



دانشگاه صنعتی شریف  
دانشکده مهندسی هوافضا

پروژه کارشناسی  
مهندسی کنترل

عنوان:

کنترل وضعیت سه درجه آزادی استند چهارپره به روش  
کنترل کننده مربعی خطی انتگرالی مبتنی بر بازی  
دیفرانسیلی

نگارش:

علی بنی اسد

استاد راهنما:

دکتر هادی نوبهاری

۱۴۰۱ تیر

اللهُ أَكْبَرُ

## سپاس

از استاد بزرگوارم جناب آقای دکتر نوبهاری که با کمک‌ها و راهنمایی‌های بی‌دriegشان، بنده را در انجام این پروژه یاری داده‌اند، تشکر و قدردانی می‌کنم. همچنین، از دوست عزیزم جناب آقای مهندس رضا پرداال که نظرات ارزشمند او همواره راهگشای مشکلات بنده بود، تشکر می‌کنم. از پدر دلسوزم ممنونم که در انجام این پروژه مرا یاری نمود. در نهایت در کمال تواضع، با تمام وجود بر دستان مادرم بوسه می‌زنم که اگر حمایت بی‌دriegش، نگاه مهربانش و دستان گرمش نبود برگ برگ این دست نوشته و پروژه وجود نداشت.

## چکیده

در این پژوهش، از یک روش مبتنی بر نظریه بازی<sup>۱</sup> بهمنظور کنترل وضعیت استند سه درجه آزادی چهارپره استفاده شده است. در این روش بازیکن اول سعی در ردگیری ورودی مطلوب می‌کند و بازیکن دوم با ایجاد اغتشاش سعی در ایجاد خطا در ردگیری بازیکن اول می‌کند. در این روش انتخاب حرکت با استفاده از تعادل نش<sup>۲</sup> که با فرض بدترین حرکت دیگر بازیکن است، انجام می‌شود. این روش نسبت به اغتشاش ورودی و همچنین نسبت به عدم قطعیت مدل‌سازی می‌تواند مقاوم باشد. برای ارزیابی عملکرد این روش ابتدا شبیه‌سازی‌هایی در محیط سیمولینک انجام شده است و سپس، با پیاده‌سازی روی استند سه درجه آزادی صحت عملکرد کنترل‌کننده تایید شده است.

کلیدواژه‌ها: چهارپره، بازی دیفرانسیلی، نظریه بازی، تعادل نش، استند سه درجه آزادی، مدل‌بنا، تنظیم‌کننده مربعی خطی

---

<sup>1</sup>Game Theory

<sup>2</sup>Nash Equilibrium

# فهرست مطالب

۱	مقدمه	۱
۲	۱-۱ تاریخچه	۲
۳	۲-۱ تعریف مسئله	۳
۵	۳-۱ نظریه بازی	۵
۵	۱-۳-۱ تاریخچه نظریه بازی	۵
۵	۲-۳-۱ تعادل نش	۵
۶	۲ بازی دیفرانسیلی	۶
۶	۱-۲ مقدمهای بر بازی دیفرانسیلی	۶
۸	۲-۲ کنترل کننده مبتنی بر بازی دیفرانسیلی	۸
۸	۱-۲-۲ کنترل کننده مربعی خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی	۸
۹	۲-۲-۲ کنترل کننده مربعی خطی انتگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی	۹
۱۱	۳ مدل سازی چهار پره	۱۱
۱۱	۱-۳ فرضیات مدل سازی	۱۱
۱۲	۲-۳ معادله گشتاور	۱۲
۱۴	۱-۲-۳ گشتاورهای ناشی از آئرودینامیک پرهها	۱۴

۱۵	۲-۲-۳ گشتاور ناشی از نیروی تکیهگاه
۱۶	۳-۲-۳ گشتاورهای ناشی از اصطکاک بیرینگها
۱۷	۴-۲-۳ گشتاورهای ناشی از جرم استند
۱۷	۳-۳ استخراج معادله نهایی دینامیک دورانی
۲۰	۴-۳ استخراج فرم فضای حالت
۲۲	۵-۳ خطی‌سازی
۲۶	۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی چهارپره در محیط سیمولینک
۲۶	۱-۴ طراحی مدل‌مبا
۲۷	۲-۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی در محیط سیمولینک
۲۸	۳-۴ اصلاح پارامترهای استند چهارپره
۳۴	۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای استند سه درجه آزادی چهارپره
۳۴	۱-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای کانال رول
۳۵	۱-۱-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی
۳۹	۲-۱-۵ بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری
۴۲	۲-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای کانال رول-پیچ
۴۲	۱-۲-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی
۴۵	۲-۲-۵ بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری
۴۶	۳-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای وضعیت
۴۷	۱-۳-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی
۵۰	۲-۳-۵ بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری
۵۳	۶ پیاده‌سازی کنترل‌کننده روی استند سه درجه آزادی چهارپره

۵۳	۱-۶ نتایج کنترل کanal پیچ
۵۶	۲-۶ نتایج کنترل کanal رول-پیچ
۵۸	۳-۶ نتایج کنترل وضعیت
۶۰	۷ نتیجهگیری
۶۱	۱-۷ نوآوری‌های پایان‌نامه
۶۱	۲-۷ پیشنهادها برای ادامه کار

# فهرست شکل‌ها

۱-۱	استند کنترل وضعیت سه درجه آزادی چهارپره [۴]	۳
۲-۱	جهت چرخش پره‌های چهارپره [۵]	۴
۱-۳	شماتیک استند چهارپره	۱۲
۱-۴	مدل استند چهارپره شبیه‌سازی شده در محیط سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌های مدل	۲۷
۲-۴	مدل فضای حالت استند چهارپره شبیه‌سازی شده در محیط سیمولینک	۲۷
۳-۴	نمایی از داخل بلوک Quad System	۲۸
۴-۴	نماد جعبه‌ابزار Parameter Estimator در سیمولینک	۲۹
۵-۴	جعبه‌ابزار Parameter Estimator	۲۹
۶-۴	مقایسه وضعیت کانال رول موتور خاموش در شبیه‌سازی و واقعیت	۳۰
۷-۴	مقایسه وضعیت کانال رول در شبیه‌سازی و واقعیت	۳۰
۸-۴	مقایسه وضعیت کانال پیچ موتور خاموش در شبیه‌سازی و واقعیت	۳۱
۹-۴	مقایسه وضعیت کانال پیچ در شبیه‌سازی و واقعیت	۳۱
۱۰-۴	مقایسه وضعیت کانال یاو در شبیه‌سازی و واقعیت	۳۲
۱۱-۴	مقایسه وضعیت کانال رول-پیچ در شبیه‌سازی و واقعیت	۳۲
۱۲-۴	مقایسه وضعیت کانال رول-پیچ-یاو در شبیه‌سازی و واقعیت	۳۳

۱-۵ عملکرد کنترل کننده LQR در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۳۶
۲-۵ فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۳۶
۳-۵ عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۳۷
۴-۵ فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۳۷
۵-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۳۸
۶-۵ فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۳۹
۷-۵ عملکرد کنترل کننده LQR در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۳۹
۸-۵ فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۴۰
۹-۵ عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۴۰
۱۰-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۴۱
۱۱-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۴۱
۱۲-۵ فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۴۲
۱۳-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۴۴
۱۴-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۴۴
۱۵-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۴۵
۱۶-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۴۶
۱۷-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۴۹
۱۸-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۰
۱۹-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۵۱
۲۰-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری . . . . .	۵۲
۱-۶ عملکرد کنترل کننده LQR در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۴
۲-۶ فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۴

۳-۶ عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۵
۴-۶ فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۵
۵-۶ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۶
۶-۶ فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۶
۷-۶ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۷
۸-۶ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۷
۹-۶ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۸
۱۰-۶ فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر) . . . . .	۵۹

## فهرست جدول‌ها

۱-۳	پارامترهای شبیه‌سازی استند چهارپره [۱۵]	۲۱
۱-۴	مقایسه پارامترهای کانال رول موتور خاموش قبل و بعد از اصلاح	۳۰
۲-۴	مقایسه پارامترهای کانال رول قبل و بعد از اصلاح	۳۰
۳-۴	مقایسه پارامترهای کانال پیچ موتور خاموش قبل و بعد از اصلاح	۳۱
۴-۴	مقایسه پارامترهای کانال پیچ قبل و بعد از اصلاح	۳۱
۵-۴	مقایسه پارامترهای کانال یاو قبل و بعد از اصلاح	۳۲
۶-۴	مقایسه پارامترهای کانال رول-پیچ قبل و بعد از اصلاح	۳۲
۷-۴	مقایسه پارامترهای کانال رول-پیچ-یاو قبل و بعد از اصلاح	۳۳

# فصل ۱

## مقدمه

چهارپره یا کوادکوپتر<sup>۱</sup> یکی از انواع وسایل پرنده است. چهارپرهای نوعی هواگرد بالگردان هستند و در دسته‌ی چندپرهای دارند. چهارپرهای بدلیل داشتن توانایی مانور خوب و امکان پرواز ایستا با تعادل بالا کاربردهای بسیار گسترده‌ای دارند. در سال‌های اخیر توجه شرکت‌ها، دانشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی بیش از پیش به این نوع از پهپادها جلب شده‌است. بنابراین، روزانه پیشرفت چشمگیری در امکانات و پرواز این نوع از پرنده‌ها مشاهده می‌کنیم. چهارپرهای زمینه‌های تحقیقاتی، نظامی، تصویربرداری، تفریحی و کشاورزی کاربرد زیاد و روزافزونی دارند و مدل‌های دارای سرنشین آن نیز تولید شده‌است.

### ۱-۱ تاریخچه

مدل اولیه آزمایشی یک چندپره در سال ۱۹۰۷ توسط دو برادر فرانسوی بنام Jacques و Louis Breguet ساخته شد. پرنده آن‌ها موفق به پرواز به صورت عمودی شد؛ ولی تنها تا ارتفاع دو فوتی پرواز کرد. پرواز انجام شده یک پرواز آزاد<sup>۲</sup> نبود و پرنده به کمک چهار مرد ثابت نگهداشته شده بود [۱]. بعد از آن ساخت بالگرد چهار پروانه‌ای به سال ۱۹۲۰ میلادی برمی‌گردد. در آن سال یک مهندس فرانسوی به نام Étienne Oehmichen اولین بالگرد چهارپره را اختراع کرد و مسافت ۳۶۰ متر را با چهارپره خود پرواز کرد. در همان سال او مسافت یک کیلومتر را در مدت هفت دقیقه و چهل ثانیه پرواز کرد [۲].

<sup>1</sup>Quadcopter

<sup>2</sup>Free Flight

در سال ۱۹۲۲ در آمریکا George de Bothezata موفق به ساخت و تست تعدادی چهارپره برای ارتش شد که قابلیت کنترل و حرکت در سه بعد را داشت، ولی پرواز با آن بسیار سخت بود.

در سال‌های اخیر توجه مراکز دانشگاهی به طراحی و ساخت پهپادهای چهارپره جلب شده است و مدل‌های مختلفی در دانشگاه استنفورد و کورنل ساخته شده است و به تدریج رواج یافته است [۳]. از حدود سال ۲۰۰۶ کوادکوپترها شروع به رشد صنعتی به صورت وسایل پرنده بدون سرنشیین نمودند.

## ۲-۱ تعریف مسئله

مسئله‌ای که در این پژوهه بررسی می‌شود، کنترل وضعیت سه درجه آزادی استند آزمایشگاهی چهارپره با استفاده از روش کنترل مربعی خطی انتگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی است. این استند آزمایشگاهی (شکل ۱-۱) شامل یک چهارپره است که از مرکز توسط یک اتصال به یک پایه وصل شده است. در این صورت، تنها وضعیت چهارپره (زوایای رول<sup>۳</sup>، پیچ<sup>۴</sup> و یاو<sup>۵</sup>) تغییر کرده و فاقد حرکت انتقالی است. همچنین، می‌توان با محدود کردن چرخش حول هر محور، حرکات رول، پیچ و یاو پرنده را به صورت مجزا و یا با یکدیگر بررسی کرد.



شکل ۱-۱: استند کنترل وضعیت سه درجه آزادی چهارپره [۴]

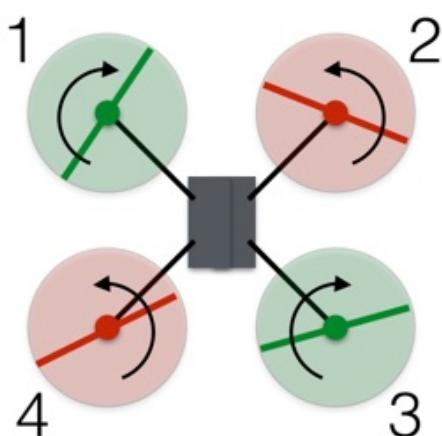
<sup>۳</sup>Roll

<sup>۴</sup>Pitch

<sup>۵</sup>Yaw

با توجه به شکل ۱-۱، مرکز جرم این استند بالاتر از مفصل قرار دارد که می‌توان آن را به صورت آونگ معکوس در نظر گرفت. بنابراین، سامانه به صورت حلقه باز ناپایدار است. این سامانه دارای چهار ورودی مستقل (سرعت چرخش پره‌ها) و سه خروجی زوایای اویلر ( $\theta, \phi, \psi$ ) است. در مدل‌سازی این استند عدم قطعیت وجود دارد؛ اما، با توجه به کنترل‌کننده مورد استفاده می‌توان این عدم قطعیت را به صورت اغتشاش در نظر گرفت و سامانه را به خوبی کنترل کرد.

چهارپرهای با بهره‌گیری از چهار موتور و پره مجزا و چرخش دو به دو معکوس این موتورها، گشتاورهای عکس‌العملی یکدیگر را خنثی می‌کنند و همچنین اختلاف فشار لازم جهت ایجاد نیروی برآ را تأمین می‌کنند.



شکل ۱-۲: جهت چرخش پره‌های چهارپره [۵]

نحوه ایجاد فرامین کنترلی در چهارپرهای به این صورت است که برای تغییر ارتفاع از کم یا زیاد کردن سرعت چرخش موتورها استفاده می‌شود و باعث کم یا زیاد شدن نیروی برآ می‌شود. برای چرخش چهارپره به دور خود و به صورت درجا، دو پره هم جهت با سرعت کمتر و دو پره هم جهت دیگر با سرعت بیشتر می‌چرخند و گشتاور یا و ایجاد می‌شود و نیروی برآ ثابت می‌ماند؛ بنابراین، چهارپره در ارتفاع ثابت به دور خود می‌چرخد. همچنین، با کم و زیاد کردن دو به دو سرعت موتورهای مجاور چهارپره از حالت افقی خارج شده و در صفحه افق حرکت می‌کند.

## ۱-۳ نظریه بازی

نظریه بازی با استفاده از مدل‌های ریاضی به تحلیل روش‌های همکاری یا رقابت موجودات منطقی و هوشمند می‌پردازد. نظریه بازی، شاخه‌ای از ریاضیات کاربردی است که در علوم اجتماعی و به ویژه در اقتصاد، زیست‌شناسی، مهندسی، علوم سیاسی، روابط بین‌الملل، علوم رایانه، بازاریابی و فلسفه مورد استفاده قرار می‌گیرد. نظریه بازی در تلاش است تا به وسیله‌ی ریاضیات، رفتار را در شرایط راهبردی یا در یک بازی که در آن موفقیت فرد در انتخاب کردن، وابسته به انتخاب دیگران می‌باشد، برآورد کند.

### ۱-۳-۱ تاریخچه نظریه بازی

در سال ۱۹۹۴ جان فوربز نش به همراه جان هارسانی و راینهارد سیلتون به خاطر مطالعات خلاقانه‌ی خود در زمینه‌ی نظریه بازی، برنده‌ی جایزه نوبل اقتصاد شدند. در سال‌های پس از آن نیز بسیاری از برنده‌گان جایزه‌ی نوبل اقتصاد از میان متخصصین نظریه بازی انتخاب شدند. آخرین آنها، ژان تیروول فرانسوی است که در سال ۲۰۱۴ این جایزه را کسب کرد [۶].

### ۱-۳-۲ تعادل نش

پژوهش‌ها در این زمینه اغلب بر مجموعه‌ای از راهبردهای شناخته شده به عنوان تعادل در بازی‌ها استوار است. این راهبردها به‌طور معمول از قواعد عقلانی به نتیجه می‌رسند. مشهورترین تعادل‌ها، تعادل نش است. تعادل نش در بازی‌هایی کاربرد دارد در آن فرض شده است که هر بازیکن به راهبرد تعادل دیگر بازیکنان آگاه است. بر اساس نظریه‌ی تعادل نش، در یک بازی که هر بازیکن امکان انتخاب‌های گوناگون دارد اگر بازیکنان به روش منطقی راهبردهای خود را انتخاب کنند و به دنبال حداکثر سود در بازی باشند، دست کم یک راهبرد برای به دست آوردن بهترین نتیجه برای هر بازیکن وجود دارد و چنانچه بازیکن راهکار دیگری را انتخاب کند، نتیجه‌ی بهتری به دست نخواهد آورد.

## فصل ۲

### بازی دیفرانسیلی

در تئوری بازی‌ها، بازی‌های دیفرانسیلی مجموعه‌ای از مسائل مربوط به مدل‌سازی و تحلیل در چهارچوب یک سامانه دینامیکی هستند. ویژگی بازی‌های دیفرانسیلی این است که در آن‌ها رفتار متغیرهای حالت یک معادله دیفرانسیل بیان می‌شود [۷]. در بخش ۱-۲ به بررسی کوتاه بازی دیفرانسیلی پرداخته شده است. در ادامه، بخش ۲-۲ به معرفی کنترل‌کننده مبتنی بر بازی دیفرانسیلی پرداخته شده است.

#### ۱-۲ مقدمه‌ای بر بازی دیفرانسیلی

این پژوهه حالت دو بازیکن را بررسی می‌کند. در این مسئله برای یک سامانه خطی پیوسته با معالات حالت:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + B_1u_1(t) + B_2u_2(t) \\ y(t) &= Cx(t) + D_1u_1(t) + D_2u_2(t)\end{aligned}\quad (1-2)$$

که در رابطه (۱-۲)  $x$ ،  $y$ ،  $u_1$  و  $u_2$  به ترتیب بیانگر بردار خروجی، بردار ورودی بازیکن اول و بردار ورودی بازیکن دوم هستند. همچنین،  $A$ ،  $B_1$ ،  $B_2$ ،  $C$ ،  $D_1$  و  $D_2$  به ترتیب بیانگر ماتریس حالت، ماتریس ورودی بازیکن اول، ماتریس ورودی بازیکن دوم، ماتریس خروجی، ماتریس فیدفوروارد بازیکن اول و ماتریس فیدفوروارد بازیکن دوم هستند [۸]. بر اساس رابطه (۱-۲) دینامیک سامانه تحت تاثیر هر دو بازیکن قرار می‌گیرد. در اینجا ممکن است تلاش بازیکن اول موجب دور شدن بازیکن دوم از هدف شود و یا برعکس. این پژوهه حالت همکاری دو بازیکن را بررسی نمی‌کند و دو بازیکن در تلاش برای کم کردن تابع هزینه خود و زیاد کردن تابع هزینه بازیکن مقابله هستند.

فرض شده که تابع هزینه برای هر بازیکن در زمان  $[0, T] \in t$  به صورت مربعی<sup>۱</sup> است. هدف اصلی کم کردن تابع هزینه برای بازیکنان است. تابع هزینه برای بازیکن شماره  $i$  (این مسئله شامل دو بازیکن است) به فرم رابطه (۲-۲) نوشته می‌شود.

$$J_i(\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2) = \int_0^T (\mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q}_i \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}_i^T(t) \mathbf{R}_{ii} \mathbf{u}_i(t) + \mathbf{u}_j^T(t) \mathbf{R}_{ij} \mathbf{u}_j(t)) dt \quad (2-2)$$

در رابطه (۲-۲)  $\mathbf{R}_{ij}$ ،  $\mathbf{R}_{ii}$  و  $\mathbf{Q}_i$  به ترتیب بیانگر اهمیت میزان انحراف متغیرهای حالت مقادیر مطلوب برای بازیکن شماره  $i$ ، میزان تلاش کنترلی بازیکن شماره  $i$  و میزان تلاش کنترلی بازیکن شماره  $j$  هستند. در اینجا ماتریس‌های  $\mathbf{Q}_i$ ،  $\mathbf{R}_{ii}$  و  $\mathbf{H}$  متقارن فرض شده‌اند و ماتریس  $\mathbf{R}_{ii}$  به صورت مثبت معین ( $\mathbf{R}_{ii} > 0$ ) فرض شده‌است [۹].

در این حالت فرض شده‌است که تمامی بازیکنان در زمان  $[0, T] \in t$  فقط اطلاعات شرایط اولیه و مدل سامانه را دارند. این فرض به این صورت تفسیر می‌شود که دو بازیکن همزمان حرکت خود را انتخاب می‌کنند. در این حالت امکان هماهنگی بین دو بازیکن وجود ندارد. تعادل نش یک راه حل برای بازی دیفرانسیلی با شرایط اشاره شده ارائه می‌دهد.

قضیه‌ی ۱-۲ به مجموعه‌ای از حرکات قابل قبول  $(\mathbf{u}_1^*, \mathbf{u}_2^*)$  یک تعادل نش برای بازی می‌گویند اگر تمامی حرکات قابل قبول  $(\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2)$  از نامساوی (۳-۲) پیروی کنند.

$$J_1(\mathbf{u}_1^*, \mathbf{u}_2^*) \leq J_1(\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2^*) \text{ and } J_2(\mathbf{u}_1^*, \mathbf{u}_2^*) \leq J_2(\mathbf{u}_1^*, \mathbf{u}_2) \quad (3-2)$$

در اینجا قابل قبول بودن به معنی آن است که  $(.)_{:i}$  به یک مجموعه محدود حرکات تعلق دارد، این مجموعه‌ی حرکات که بستگی به اطلاعات بازیکنان از بازی دارد، مجموعه‌ای از راهبردهایی است که بازیکنان ترجیح می‌دهند برای کنترل سامانه انجام دهند و سامانه (۱-۲) باید یک جواب منحصر به فرد داشته باشد.

تعادل نش به گونه‌ای تعریف می‌شود که هیچ یک از بازیکنان انگیزه‌ی یک طرفه برای انحراف از بازی ندارند. قابل ذکر است که نمی‌توان انتظار داشت که یک تعادل نش منحصر به فرد وجود داشته باشد.

<sup>۱</sup>Quadratic Cost Function

## ۲-۲ کنترل‌کننده مبتنی بر بازی دیفرانسیلی

در بخش ۱-۲ به بررسی اجمالی بازی دیفرانسیلی پرداخته شد. در ادامه، بخش ۱-۲-۲ به معرفی کنترل‌کننده مربعی خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی<sup>۲</sup> و در بخش ۲-۲-۲ به معرفی کنترل‌کننده مربعی خطی انتگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی<sup>۳</sup> پرداخته شده است.

### ۱-۲-۲ کنترل‌کننده مربعی خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی

برای یک سامانه خطی پیوسته با معادلات حالت:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_1\mathbf{u}_1(t) + \mathbf{B}_2\mathbf{u}_2(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_1\mathbf{u}_1(t) + \mathbf{D}_2\mathbf{u}_2(t)\end{aligned}\quad (4-2)$$

فرمان کنترلی بهینه LQDG بازیکن شماره  $i$  به صورت رابطه (۵-۲) محاسبه می‌شود.

$$\mathbf{u}_i(t) = -\mathbf{R}_{ii}^{-1}\mathbf{B}_i^T\mathbf{K}_i(t)\mathbf{x}(t), \quad i = 1, 2 \quad (5-2)$$

که در رابطه (۵-۲)، ضریب ماتریس  $\mathbf{x}(t)$  بیانگر بهره بازخورد بهینه است. این بهره به گونه‌ای محاسبه می‌شود که تابع هزینه مربعی بازیکن شماره  $i$  با فرض بدترین حرکت سایر بازیکنان کمینه شود. تابع هزینه بازیکن شماره  $i$  در زیر آورده شده است.

$$J_i(\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2) = \int_0^T (\mathbf{x}^T(t)\mathbf{Q}_i\mathbf{x}(t) + \mathbf{u}_i^T(t)\mathbf{R}_{ii}\mathbf{u}_i(t) + \mathbf{u}_j^T(t)\mathbf{R}_{ij}\mathbf{u}_j(t)) dt \quad (6-2)$$

در رابطه (۵-۲)، ماتریس  $\mathbf{K}_i(t)$  بیانگر پاسخ معادله کوپل ریکاتی<sup>۴</sup> زیر است [۷]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{K}}_1(t) &= -\mathbf{A}^T\mathbf{K}_1(t) - \mathbf{K}_1(t)\mathbf{A} - \mathbf{Q}_1 + \mathbf{K}_1(t)\mathbf{S}_1(t)\mathbf{K}_1(t) + \mathbf{K}_1(t)\mathbf{S}_2(t)\mathbf{K}_2(t) \\ \dot{\mathbf{K}}_2(t) &= -\mathbf{A}^T\mathbf{K}_2(t) - \mathbf{K}_2(t)\mathbf{A} - \mathbf{Q}_2 + \mathbf{K}_2(t)\mathbf{S}_2(t)\mathbf{K}_2(t) + \mathbf{K}_2(t)\mathbf{S}_1(t)\mathbf{K}_1(t)\end{aligned}\quad (7-2)$$

برای سادگی از نمادسازی  $\mathbf{S}_i := \mathbf{B}_i\mathbf{R}_{ii}^{-1}\mathbf{B}_i^T$  استفاده شده است.

<sup>2</sup>Linear Quadratic Regulator Based on the Differential Game Theory (LQDG)

<sup>3</sup>Linear Quadratic Integral Regulator Based on the Differential Game Theory (LQIDG)

<sup>4</sup>Coupled Riccati Differential Equations

## ۲-۲-۲ کنترل‌کننده مربعی خطی انتگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی

در صورت وجود اغتشاش و یا خطای مدل‌سازی، عدم وجود انتگرال‌گیر در کنترل‌کننده LQDG می‌تواند باعث ایجاد خطای حالت ماندگار شود. بهمنظور حذف این خطأ، کنترل‌کننده LQIDG بر پایه کنترل‌کننده LQDG تعمیم‌یافته است. در این کنترل‌کننده، انتگرال اختلاف بین خروجی سیستم و مقدار مطلوب به بردار حالت اضافه شده است. بنابراین، بردار حالت به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۰]:

$$\mathbf{x}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_d - \mathbf{x} \\ \int (\mathbf{y}_d - \mathbf{y}) \end{bmatrix} \quad (8-2)$$

در رابطه (۸-۲)،  $\mathbf{x}_a$  بردار حالت افزوده<sup>۵</sup>،  $\mathbf{x}_d$  بردار حالت مطلوب و  $\mathbf{y}_d$  بردار خروجی مطلوب است. ماتریس  $C$  یک ماتریس همانی است در نظر گرفته شده است؛ بنابراین، بردار خروجی برابر با بردار حالت خواهد بود:

$$\mathbf{y} = \mathbf{x} \quad (9-2)$$

با تعریف بردار حالت افزوده، معادلات حالت به شکل زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_a(t) &= \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{B}_{a_{a_1}} \mathbf{u}_{a_1}(t) + \mathbf{B}_{a_{a_2}} \mathbf{u}_{a_2}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{D}_{a_{a_1}} \mathbf{u}_{a_1}(t) + \mathbf{D}_{a_{a_2}} \mathbf{u}_{a_2}(t) \end{aligned} \quad (10-2)$$

که ماتریسهای  $A_a$  و  $B_a$  به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & 0 \\ \mathbf{C} & 0 \end{bmatrix} \quad (11-2)$$

$$\mathbf{B}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (12-2)$$

با معرفی معادلات حالت جدید برای سامانه، سایر گام‌های طراحی کنترل‌کننده LQIDG مشابه کنترل‌کننده LQDG است. بنابراین، فرمان کنترلی بهینه LQIDG بازیکن شماره i به صورت رابطه (۱۳-۲) محاسبه می‌شود.

<sup>5</sup>Augmented

$$\mathbf{u}_i(t) = -\mathbf{R}_{ii}^{-1} \mathbf{B}_{a_i}^T \mathbf{K}_{a_i}(t) \mathbf{x}_a(t), \quad i = 1, 2 \quad (13-2)$$

که در رابطه (13-2)، ضریب ماتریس  $\mathbf{x}_a(t)$  بیانگر بهره بازخورد بهینه است. این بهره به گونه‌ای محاسبه می‌شود که تابع هزینه مربعی بازیکن شماره  $i$  با فرض بدترین حرکت سایر بازیکنان کمینه شود. تابع هزینه بازیکن شماره  $i$  در زیر آورده شده است.

$$J_i(\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2) = \int_0^T (\mathbf{x}_a^T(t) \mathbf{Q}_i \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{u}_i^T(t) \mathbf{R}_{ii} \mathbf{u}_i(t) + \mathbf{u}_j^T(t) \mathbf{R}_{ij} \mathbf{u}_j(t)) dt \quad (14-2)$$

در رابطه (5-2)، ماتریس  $\mathbf{K}_i(t)$  بیانگر پاسخ معادله کوپل ریکاتی<sup>6</sup> زیر است [5]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{K}}_{a_1}(t) &= -\mathbf{A}^T \mathbf{K}_{a_1}(t) - \mathbf{K}_{a_1}(t) \mathbf{A} - \mathbf{Q}_{a_1} + \mathbf{K}_{a_1}(t) \mathbf{S}_{a_1}(t) \mathbf{K}_{a_1}(t) + \mathbf{K}_{a_1}(t) \mathbf{S}_{a_2}(t) \mathbf{K}_{a_2}(t) \\ \dot{\mathbf{K}}_{a_2}(t) &= -\mathbf{A}^T \mathbf{K}_{a_2}(t) - \mathbf{K}_{a_2}(t) \mathbf{A} - \mathbf{Q}_{a_2} + \mathbf{K}_{a_2}(t) \mathbf{S}_{a_2}(t) \mathbf{K}_{a_2}(t) + \mathbf{K}_{a_2}(t) \mathbf{S}_{a_1}(t) \mathbf{K}_{a_1}(t) \end{aligned} \quad (15-2)$$

برای سادگی از نمادسازی  $\mathbf{S}_{a_i} := \mathbf{B}_{a_i} \mathbf{R}_{ii}^{-1} \mathbf{B}_{a_i}^T$  استفاده شده است.

---

<sup>6</sup>Coupled Riccati Differential Equations

## فصل ۳

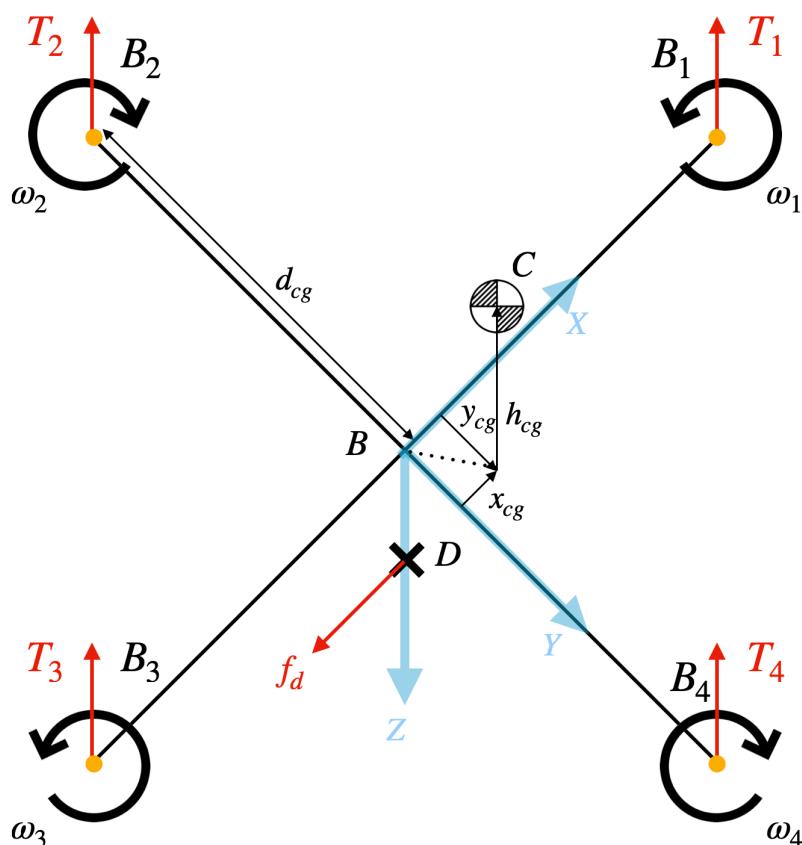
### مدل‌سازی چهارپره

در این فصل به مدل‌سازی استند چهارپره آزمایشگاهی پرداخته شده است. به این منظور، ابتدا فرضیات مربوط به مدل‌سازی چهارپره در بخش ۱-۳ بیان می‌شود. سپس، در بخش ۲-۳ معادلات حاکم بر حرکات دورانی چهارپره و در زیر بخش‌های ۱-۲-۳، ۲-۲-۳، ۳-۲-۳ و ۴-۲-۳ به استخراج گشتاورهای خارجی اعمالی به استند شامل گشتاورهای آیرودینامیکی ناشی از پره، گشتاور نیروی تکیهگاه، گشتاورهای ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها و گشتاورهای ناشی از جرم استند پرداخته می‌شود. در گام بعد، در بخش ۳-۳ معادله نهایی دینامیک دورانی استخراج می‌شود. سپس، فرم فضای حالت استند آزمایشگاهی در بخش ۴-۳ استخراج می‌شود. لازم به توضیح است که فرم نهایی فضای حالت استند بدون درنظرگرفتن اصطکاک بیرینگ‌ها از منبع [۱۱] آورده شده است که در آن منع، مدل استخراج شده با اعمال ورودی‌ها و شرایط اولیه مختلف اعتبارسنجی شده است.

#### ۱-۳ فرضیات مدل‌سازی

شماییک استند چهارپره در شکل ۱-۳ نشان داده شده است. به منظور استخراج معادلات حاکم بر سیستم، فرض می‌شود که چهارپره صلب و متقارن است. همچنین ماتریس گشتاور اینرسی چهارپره به صورت قطری درنظر گرفته می‌شود. مرکز جرم سازه چهارپره روی نقطه  $B$  و مرکز ثقل هر یک از پره‌ها به همراه قسمت دوار موتور روی نقاط  $B_1$  تا  $B_4$  است. مبدأ دستگاه مختصات بدنی روی محل تقاطع بازوهای چهارپره یعنی نقطه  $B$  در نظر گرفته شده است. از آنجایی که مرکز ثقل پره‌ها بالاتر از مرکز ثقل سازه چهارپره است، مرکز

ثقل کلی چهارپره جایی بین مرکز ثقل موتورها و سازه، یعنی نقطه‌ی  $C$  می‌گیرد. همچنین قابل ذکر است که نقطه‌ی  $D$  محل اتصال کلی استند چهارپره است. جهت مثبت محور  $X^B$  و  $Y^B$  دستگاه مختصات بدنه به ترتیب در راستای بازوی مربوط به موتور ۱ و ۴ فرض می‌شود. همچنین جهت مثبت محور  $Z^B$  با توجه به قانون دست راست حاصل می‌شود.



شکل ۱-۳: شماتیک استند چهارپره

## ۲-۳ معادله گشتاور

به منظور استخراج معادلات حاکم بر حرکت دورانی چهارپره، از قوانین نیوتون-اویلر استفاده می‌شود. از این رو، معادله دیفرانسیلی اویلر برای یک پرنده حول مرکز ثقل آن در دستگاه مختصات بدنه به صورت زیر بیان

می‌شود [۱۲]:

$$[\dot{\omega}^{BI}]^B = \left( [J]^B \right)^{-1} \left( - [\Omega^{BI}]^B \times \left( [J]^B [\omega^{BI}]^B + [I_R]^B \right) + [m_b]^B \right) \quad (1-3)$$

در رابطه (۱-۳)، عبارت  $[\dot{\omega}^{BI}]^B$  بیانگر بردار مشتق نرخ‌های زاویه‌ای چهارپره در دستگاه مختصات بدنی است. همچنین ماتریس  $[J]^B$  نشان‌دهنده گشتاورهای اینرسی چهارپره حول مرکز ثقل آن در دستگاه مختصات بدنی است که به دلیل تقارن چهارپره به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$[J]^B = \begin{bmatrix} J_{11} & 0 & 0 \\ 0 & J_{22} & 0 \\ 0 & 0 & J_{33} \end{bmatrix} \quad (2-3)$$

در رابطه (۲-۳)، پارامترهای  $J_{11}$ ،  $J_{22}$  و  $J_{33}$  به ترتیب بیانگر گشتاورهای اینرسی چهارپره حول محورهای  $X^B$ ،  $Y^B$  و  $Z^B$  دستگاه مختصات بدنی هستند. همچنین بردار  $[I_R]^B$  در رابطه (۱-۳) بیانگر مجموع تکانه زاویه‌ای کلی پره‌ها در دستگاه مختصات بدنی است. ازانجا که، تکانه زاویه‌ای پره‌ها در راستای محور  $Z^B$  دستگاه مختصات بدنی است؛ در نتیجه  $[I_R]^B$  به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$[I_R]^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ l_R \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

در رابطه (۳-۳)،  $l_R$  بیانگر تکانه زاویه‌ای کلی پره‌ها در راستای محور  $Z^B$  دستگاه مختصات بدنی است که به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$l_R = J_R \omega_d \quad (4-3)$$

در رابطه (۴-۳)، پارامتر  $J_R$  بیانگر ممان اینرسی هر یک از پره‌ها است. همچنین  $\omega_d$  نشان‌دهنده تفاضل نسبی سرعت‌های زاویه‌ای پره‌ها است که با توجه به شکل ۱-۳ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\omega_d = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 \quad (5-3)$$

همچنین  $[m_b]^B$  در رابطه (۱-۳) برآیند گشتاورهای خارجی اعمالی به چهارپره، شامل گشتاورهای ناشی از آیرودینامیک پره‌ها و گشتاورهای ناشی از نیروی تکیه‌گاه است که در ادامه به آن پرداخته می‌شود.

### ۱-۲-۳ گشتاورهای ناشی از آیرودینامیک پره‌ها

آیرودینامیک پره‌ها باعث ایجاد نیروی برآ و درنتیجه گشتاورهای رول و پیچ ناشی از اختلاف نیروی برآ می‌شود. با استفاده از تفاضل نیروی برآی پره‌ها دو گشتاور رول و پیچ ایجاد می‌شود. با توجه به تئوری مونتوم، نیروی برآی هر پره ( $T_i$ ) از رابطه زیر حاصل می‌شود [۱۳]:

$$T_i = b\omega_i^2 \quad (6-3)$$

در رابطه (۶-۳)  $b$  و  $\omega_i$  به ترتیب بیانگر فاکتور نیروی برآ و سرعت زاویه‌ای هر پره است؛ بنابراین مطابق شکل ۱-۳ گشتاور رول حول محور  $X^B$  دستگاه مختصات بدنی از رابطه زیر حاصل می‌شود.

$$m_X^B = d_{cg}(T_2 - T_4) = d_{cg}b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \quad (7-3)$$

در رابطه (۷-۳) عبارت  $d_{cg}$  بیانگر فاصله مرکز هر پره از مرکز جرم چهارپره در راستای محور  $X^B$  دستگاه مختصات بدنی است. همچنین گشتاور پیچ حول محور  $Y^B$  دستگاه مختصات بدنی با توجه به شکل ۱-۳ از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$m_Y^B = d_{cg}(T_1 - T_3) = d_{cg}b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \quad (8-3)$$

گشتاور یا و آیرودینامیکی از اختلاف گشتاور ناشی از پسای پره‌ها ایجاد می‌شود؛ بنابراین، جهت این گشتاور همواره در جهت مخالف چرخش پره‌ها است. بنابراین، گشتاور یا و حول محور  $Z^B$  دستگاه مختصات بدنی با توجه به شکل ۱-۳، مطابق رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$m_Z^B = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (9-3)$$

رابطه (۹-۳) عبارت  $d$  بیانگر فاکتور گشتاور پسای پره‌ها است. در نتیجه با توجه به معادلات (۷-۳)، (۸-۳) و (۹-۳) بردار گشتاورهای خارجی ناشی از آیرودینامیک پره‌ها در دستگاه مختصات بدنی به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$[m_A]^B = \begin{bmatrix} m_X^B \\ m_Y^B \\ m_Z^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{cg}b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ d_{cg}b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (10-3)$$

### ۲-۲-۳ گشتاور ناشی از نیروی تکیه‌گاه

همانطور که در شکل ۱-۳ مشاهده می‌شود، نیروی  $f_d$  که در نقطه‌ی  $D$  از طریق اتصال کلی به چهارپره وارد می‌شود، باعث ایجاد گشتاور حول مرکز ثقل چهارپره می‌شود. به منظور مدل‌سازی گشتاور ناشی از این نیرو حول نقطه  $C$ ، لازم است ابتدا نیروی  $f_d$  استخراج شود. از انجایی که نقطه‌ی  $D$  منطبق بر مرکز ثقل چهارپره نیست؛ لذا معادله حرکت انتقالی برای نقطه اتصال  $D$  با استفاده از معادله انتقال یافته نیوتون (معادله گروبین) به صورت معادله زیر حاصل می‌شود [۱۲] :

$$m_{tot} [D^I \mathbf{v}_D^I]^B = [\Sigma f]^B - m_{tot} \left( [\Omega^{BI}]^B [\Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B + [D^I \Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B \right) \quad (11-3)$$

در رابطه (۱۱-۳)،  $m_{tot}$  مجموع جرم چهارپره و  $[D^I \mathbf{v}_D^I]^B$  مشتق دورانی سرعت نقطه  $D$  نسبت به قاب اینرسی در دستگاه مختصات بدنی است. همچنین  $[\Sigma f]^B$  بیان‌کننده برآیند نیروهای وارد و بر نقطه‌ی  $D$  و  $[\Omega^{BI}]^B$  ماتریس پادمتقارن بردار سرعت زاویه‌ای چهارپره نسبت به قاب اینرسی در دستگاه مختصات بدنی است. همچنین  $[D^I \Omega^{BI}]^B$  نشان‌دهنده مشتق دورانی سرعت زاویه‌ای چهارپره نسبت به قاب اینرسی و  $[s_{cd}]^B$  بردار واصل از نقطه‌ی  $D$  به نقطه  $C$  است. با انتقال قاب بدنی به قاب اینرسی معادله (۱۱-۳) به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} m_{tot} [D^B \mathbf{v}_D^I]^B + m_{tot} [\Omega^{BI}]^B [\mathbf{v}_D^I]^B = \\ [\Sigma f]^B - m_{tot} \left( 2 [\Omega^{BI}]^B [\Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B + [D^I \Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B \right) \end{aligned} \quad (12-3)$$

همچنین به دلیل اینکه سرعت محل اتصال چهارپره (نقطه  $D$ ) صفر است؛ دو عبارت سمت چپ معادله (۱۲-۳) هر دو صفر هستند. در نتیجه معادله به صورت زیر ساده می‌شود.

$$[\Sigma f]^B - m_{tot} \left( 2 [\Omega^{BI}]^B [\Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B + \left[ \frac{d\Omega^{BI}}{dt} \right]^B [s_{cd}]^B \right) = 0 \quad (13-3)$$

عبارت  $[\Sigma f]^B$  بیان‌گر مجموع نیروهای وارد بر چهارپره است که به صورت معادله زیر بیان می‌شود:

$$[\Sigma f]^B = [f_D]^B + [f_T]^B + [f_G]^B \quad (14-3)$$

در رابطه (۱۴-۳)، بردار  $[f_D]^B$  مقدار نیروی اعمال شده توسط اتصال کلی در نقطه‌ی  $D$  است. همچنین بردار  $[f_T]^B$  بیان‌گر مجموع نیروی برآی پره‌ها در دستگاه مختصات بدنی است که از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$[f_T]^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \end{bmatrix} \quad (15-3)$$

مقدار نیروی اعمال شده توسط اتصال کلی در نقطه‌ی  $D$  است. همچنین بردار  $[f_G]^B$  بیانگر نیروی وزن چهارپره در دستگاه مختصات بدنی است که از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$[f_G]^B = [C]^{BL} [f_G]^L \quad (16-3)$$

در رابطه (۱۶-۳)، ماتریس  $[C]^{BL}$  انتقال از دستگاه مختصات تراز محلی ( $L$ ) به دستگاه مختصات بدنی است. با جایگذاری روابط (۱۴-۳)، (۱۵-۳) و (۱۳-۳) در معادله (۱۳-۳) عبارت زیر برای نیروی تکیه‌گاهی حاصل می‌شود.

$$[f_D]^B = -[f_G]^B - [f_T]^B + m_{tot} \left\{ 2 [\Omega^{BI}]^B [\Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B + \left[ \frac{d\Omega^{BI}}{dt} \right]^B [s_{cd}]^B \right\} \quad (17-3)$$

سپس از حاصل ضرب نیروی تکیه‌گاه مدل شده در معادله (۱۷-۳) در بردار محل اثر آن، گشتاور ایجاد شده توسط نیروی اتصال کلی به صورت معادله زیر حاصل می‌شود:

$$[m_D]^B = [s_{DC}]^B \left( -[f_G]^B - [f_T]^B m_{tot} \left\{ 2 [\Omega^{BI}]^B [\Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B \right\} \right) \quad (18-3)$$

در رابطه (۱۸-۳) بردار  $[s_{DC}]^B$  بیانگر فاصله‌ی نقطه‌ی  $D$  از مرکز ثقل چهارپره ( $h_{cg}$ ) است که به صورت زیر بیان می‌شود:

$$[s_{DC}]^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h_{cg} \end{bmatrix} \quad (19-3)$$

در نتیجه با جمع گشتاورهای ناشی از نیروهای آبیودینامیک پره‌ها از معادله (۱۰-۳) و گشتاور ناشی از نیروی تکیه‌گاه از معادله (۱۸-۳)، گشتاور خارجی کلی اعمالی به چهارپره به صورت معادله زیر حاصل می‌شود:

$$[m_B]^B = [m_A]^B + [m_D]^B \quad (20-3)$$

### ۳-۲-۳ گشتاورهای ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها

هر یک از محورهای استند آزمایشگاهی به‌وسیله بیرینگ به‌یکدیگر متصل شده‌اند. گشتاور ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها در استند را می‌توان به صورت زیر مدل کرد [۱۴]:

$$[m_f]^B = \begin{bmatrix} P_1 \mu_s r_x \\ P_2 \mu_s r_y \\ P_3 \mu_s r_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} P_1 \mu_k r_x \\ P_2 \mu_k r_y \\ P_3 \mu_k r_z \end{bmatrix} \quad (21-3)$$

در رابطه (۲۱-۳)،  $P$  نیروی عمودی وارد بر تکیه‌گاه هر یک از محورها،  $\mu_s$  و  $\mu_k$  به ترتیب ضریب اصطکاک ایستایی و دینامیکی بیرینگ‌ها و  $r$  شعاع هر یک از بیرینگ‌ها است.

#### ۴-۲-۳ گشتاورهای ناشی از جرم استند

بر اساس شکل ۱-۳، مرکز جرم چهارپره با مرکز تقارن چهارپره فاصله دارد. بنابراین، این فاصله باعث به وجود آمدن گشتاور می‌شود.

$$[\mathbf{m}_{cg}]^B = \begin{bmatrix} m_{tot}gy_{cg} \\ -m_{tot}gx_{cg} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (22-3)$$

در رابطه (۲۲-۳)،  $x_{cg}$  و  $y_{cg}$  به ترتیب فاصله مرکز جرم از محور  $Y$  و  $X$  است.

#### ۳-۳ استخراج معادله نهایی دینامیک دورانی

با جایگذاری گشتاورهای خارجی چهارپره و تکانه زاویه‌ای کلی پره‌ها در معادله دیفرانسیل اویلر، شکل نهایی معادله دیفرانسیل استند چهارپره حاصل می‌شود. به این منظور، با جایگذاری مقدار گشتاورهای اعمالی به چهارپره از معادله (۲۰-۳) در معادله (۱-۳) رابطه مورد نیاز برای مدل‌سازی دینامیک دورانی استند به صورت معادله زیر حاصل می‌شود:

$$\left[ \frac{d\boldsymbol{\omega}^{BI}}{dt} \right]^B = \left( [\mathbf{J}]^B \right)^{-1} \left( - [\boldsymbol{\Omega}^{BI}] \times \left( [\mathbf{J}]^B [\boldsymbol{\omega}^{BI}]^B + [\mathbf{I}_R]^B \right) + [\mathbf{m}_A]^B + [\mathbf{m}_{cg}]^B + [\mathbf{s}_{DC}]^B \left( - [\mathbf{G}]^B - [\mathbf{T}]^B + m_{tot} \left\{ 2 [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B + \left[ \frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B \right\} \right) \right) \quad (23-3)$$

در رابطه (۲۳-۳)، عبارت  $\left[ \frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B$  بیانگر ماتریس پادمتریارن بردار مشتق سرعت زاویه‌ای بدنی

است. جمله آخر در معادله فوق را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$m_{tot} [\mathbf{s}_{DC}]^R \left[ \frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B [\mathbf{s}_{CD}]^R = m_{tot} [\mathbf{s}_{DC}]^R [\mathbf{s}_{DC}]^R [\dot{\boldsymbol{\omega}}^{BI}]^B \quad (24-3)$$

با جایگذاری معادله (۲۴-۳) در معادله (۲۳-۳) معادله زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} & \left[ \frac{d\boldsymbol{\omega}^{BI}}{dt} \right]^B \left( I - m_{tot} ([\mathbf{J}]^B)^{-1} [\mathbf{s}_{DC}]^B [\mathbf{s}_{DC}]^B \right) = \\ & ([\mathbf{J}]^B)^{-1} \left( - [\boldsymbol{\Omega}^{BI}] \times ([\mathbf{J}]^B [\boldsymbol{\omega}^{BI}]^B + [\mathbf{I}_R]^B) + \right. \\ & \left. [\mathbf{m}_A]^B + [\mathbf{m}_{cg}]^B + [\mathbf{s}_{DC}]^B \left( - [\mathbf{F}_g]^B - [\mathbf{F}_T]^B + \right. \right. \\ & \left. \left. m_{tot} \left\{ 2 [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B + \left[ \frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B \right\} \right) \right) \end{aligned} \quad (25-3)$$

با ساده‌سازی رابطه (۲۵-۳)، بودار سرعت زاویه‌ای استند به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned} & \left[ \frac{d\boldsymbol{\omega}^{BI}}{dt} \right]^B = a^{-1} b \\ & a = I - m_{tot} ([\mathbf{J}]^B)^{-1} [\mathbf{s}_{DC}]^B [\mathbf{s}_{DC}]^B \\ & b = ([\mathbf{J}]^B)^{-1} \left( - [\boldsymbol{\Omega}^{BI}] \times ([\mathbf{J}]^B [\boldsymbol{\omega}^{BI}]^B + [\mathbf{I}_R]^B) + \right. \\ & \left. [\mathbf{m}_A]^B + [\mathbf{m}_{cg}]^B + [\mathbf{s}_{DC}]^B \left( - [\mathbf{F}_g]^B - [\mathbf{F}_T]^B + \right. \right. \\ & \left. \left. m_{tot} \left\{ 2 [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B + \left[ \frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B \right\} \right) \right) \end{aligned} \quad (26-3)$$

با جایگذاری معادلات (۳-۳)، (۴-۳) و (۵-۳) معادله مربوط به تکانه کلی پره‌ها، معادله (۶-۳) مربوط به برآی پره و معادله (۱۰-۳) مربوط به گشتاورهای آیرودینامیکی پره‌ها، در معادله (۲۶-۳)، مؤلفه‌های بودار

مشتق سرعت زاویه‌ای چهارپره به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{p} = \frac{h_{cg}gm_{dot}\cos(\theta)\sin(\phi) + (J_{22} - J_{33} + 2m_{tot}h_{ch}^2)qr}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} + \frac{bd_{cg}(\omega_2^2 - \omega_4^2) + qJ_R(\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) - \frac{p}{|p|}P_1\mu r_x}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} \quad (27-3)$$

$$\dot{q} = \frac{h_{cg}gm_{dot}\sin(\theta) + (J_{33} - J_{11} + 2m_{tot}h_{ch}^2)pr}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} + \frac{bd_{cg}(\omega_1^2 - \omega_3^2) - pJ_R(\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) - \frac{q}{|q|}P_2\mu r_y}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} \quad (28-3)$$

$$\dot{r} = \frac{pq(J_{11} - J_{22}) + d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) - \frac{r}{|r|}P_3\mu r_z}{J_{33}} \quad (29-3)$$

به منظور انتشار وضعیت دورانی چهارپره، از روش انتشار اویلر به صورت زیر استفاده می‌شود [۱۲]:

$$\dot{\phi} = p + q\sin(\phi)\cos(\theta) + r\cos(\phi)\tan(\theta) \quad (30-3)$$

$$\dot{\theta} = q\cos(\phi) - r\sin(\phi) \quad (31-3)$$

$$\dot{\psi} = (q\sin(phi)) + r\cos(\phi)\sec(\theta) \quad (32-3)$$

در رابطه بالا  $\phi$ ،  $\theta$  و  $\psi$  بیانگر زوایای اویلر هستند.

### ۴-۳ استخراج فرم فضای حالت

به منظور استخراج فرم فضای حالت، متغیرهای حالت استند سه درجه آزادی چهارپره به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (33-3)$$

همچنین، بردار ورودی به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3 \ \omega_4]^T \quad (34-3)$$

معادلات ارائه شده به فرم زیر برای فضای حالت بازنویسی می‌شوند:

$$\dot{x} = f(x, \omega) \quad (35-3)$$

که  $f(x)$  مطابق روابط (۲۷-۳) تا (۳۲-۳) به صورت زیر استخراج می‌شود.

$$f = \begin{bmatrix} x_4 + x_5 \sin(x_1) \tan(x_2) + x_6 \cos(x_1) \tan(x_2) \\ x_5 \cos(x_1) - x_6 \sin(x_1) \\ (x_5 \sin(x_1) + x_6 \cos(x_1)) \sec(x_2) \\ A_1 \cos(x_2) \sin(x_1) + A_2 x_5 x_6 + A_3 \sigma_1 + A_4 x_5 \sigma_4 - \frac{x_4}{|x_4|} A_5 + A_6 \cos(x_1) \\ B_1 \sin(x_2) + B_2 x_4 x_6 + B_3 \sigma_2 + B_4 x_4 \sigma_4 - \frac{x_5}{|x_5|} B_5 + B_6 \cos(x_2) \\ C_1 x_4 x_5 + C_2 \sigma_3 - \frac{x_6}{|x_6|} C_3 \end{bmatrix} \quad (36-3)$$

$$\sigma_1 = \omega_2^2 - \omega_4^2, \quad \sigma_2 = \omega_1^2 - \omega_3^2, \quad \sigma_3 = \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2, \quad \sigma_4 = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$$

ثابت‌های معادلات بالا به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned}
 A_1 &= \frac{h_{cg}gm_{tot}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} & A_2 &= \frac{2m_{tot}h_{cg}^2 + J_{22} - J_{33}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} & A_3 &= \frac{bd_{cg}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} \\
 A_4 &= \frac{J_R}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} & A_5 &= \frac{m_1g\mu r_x}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} & A_6 &= \frac{m_{tot}x_{cg}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{11}} \\
 B_1 &= \frac{h_{cg}gm_{tot}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{22}} & B_2 &= \frac{-2m_{tot}h_{cg}^2 - J_{11} + J_{33}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{22}} & B_3 &= \frac{bd_{cg}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{22}} \\
 B_4 &= \frac{-J_R}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{22}} & B_5 &= \frac{m_2g\mu r_y}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{22}} & B_6 &= \frac{m_{tot}y_{cg}}{m_{tot}h_{cg}^2 + J_{22}} \\
 C_1 &= \frac{J_{11} - J_{22}}{J_{33}} & C_2 &= \frac{d}{J_{33}} & C_3 &= \frac{m_3g\mu r_z}{J_{33}}
 \end{aligned}$$

به منظور شبیه‌سازی، پارامترهای استند آزمایشگاه به صورت جدول ۱-۳ در نظر گرفته شده است.

جدول ۱-۳: پارامترهای شبیه‌سازی استند چهارپره [۱۵]

پارامتر	واحد	مقدار پارامتر استند چهارپره
0.02839	$kg.m^2$	$J_{11}$
0.03066	$kg.m^2$	$J_{22}$
0.0439	$kg.m^2$	$J_{33}$
$4.4398 \times 10^{-5}$	$kg.m^2$	$J_R$
1.074	$kg$	$m_{tot}$
1.272	$kg$	$m_1$
1.074	$kg$	$m_2$
1.693	$kg$	$m_3$
0.2	$m$	$d_{cg}$
0.02	$m$	$h_{cg}$
0.03	$m$	$x_{cg}$
0.06	$m$	$y_{cg}$

پارامتر	واحد	مقدار پارامتر استند چهارپره
0.01	$m$	$r_x$
0.01	$m$	$r_y$
0.025	$m$	$r_z$
$3.13 \times 10^{-5}$	1	$b$
$3.2 \times 10^{-6}$	1	$d$
0.003	1	$\mu_s$
0.002	1	$\mu_k$
9.81	$m/s^2$	$g$

### ۵-۳ خطی‌سازی

در این قسمت، با استفاده از فرم فضای حالت استخراج شده در بخش ۴-۳، خطی‌سازی انجام شده است. در این قسمت، با توجه به فضای حالت به دست آمده در بخش ۴-۳، چهارپره حول نقطه کار خطی‌سازی می‌شود. برای ساده‌سازی، ورودی مسئله را از سرعت دورانی به نیروهای تاثیرگذار در مودهای رول، پیچ و یاو تغییر داده شده است. این کار باعث می‌شود که مسئله از چند ورودی و چند خروجی به سه مسئله تک ورودی تبدیل شود. نیروها به فرم رابطه (۳۷-۳) تعریف می‌شوند.

$$u_1 = \omega_2^2 - \omega_4^2, \quad u_2 = \omega_1^2 - \omega_3^2, \quad u_3 = \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \quad (37-3)$$

با توجه به اینکه سه نیرو در نظر گرفته شده و مسئله نیاز به چهار خروجی (سرعت دورانی موتورها) دارد یک نیروی دیگر نیز در نظر گرفته می‌شود که به فرم رابطه (۳۸-۳) است و مقدار آن به صورت ثابت و برابر با سرعت دورانی تمام پردها در دور نامی یعنی 2000 RPM در نظر گرفته شده است.

$$u_4 = \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \quad (38-3)$$

در ادامه، روابط (۳۷-۳) و (۳۸-۳) را در فضای حالت سیستم جایگزین می‌کنیم و برای سادگی قسمت‌های (۳۷-۳) را از معادلات حذف می‌کنیم.

فضای حالت جدید:

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} x_4 + x_5 \sin(x_1) \tan(x_2) + x_6 \cos(x_1) \tan(x_2) \\ x_5 \cos(x_1) - x_6 \sin(x_1) \\ (x_5 \sin(x_1) + x_6 \cos(x_1)) \sec(x_2) \\ A_1 \cos(x_2) \sin(x_1) + A_2 x_5 x_6 + A_3 u_1 \\ B_1 \sin(x_2) + B_2 x_4 x_6 + B_3 u_2 \\ C_1 x_4 x_5 + C_2 u_3 \end{bmatrix} \quad (39-3)$$

بردار ورودی جدید به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\mathbf{u} = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T \quad (40-3)$$

برای خطی سازی از بسط تیلور استفاده شده است.

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \delta \mathbf{x} + \mathbf{B} \delta \mathbf{u} \quad (41-3)$$

$$\mathbf{x}^* = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (42-3)$$

$$\mathbf{u}^* = [0 \ 0 \ 0 \ 4 \times 2000^2]^T \quad (43-3)$$

$$\mathbf{A} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}^*} \quad (44-3)$$

$$\mathbf{B} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}^*} \quad (45-3)$$

روابط بالا به فرم چند سیستم چند ورودی و چند خروجی نوشته شده است. آن را به تک ورودی تبدیل می‌کنیم.  
بنابراین، ماتریس‌های  $\mathbf{A}$  و  $\mathbf{B}$  کانال رول به صورت زیر است.

$$\mathbf{A}_{roll} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_4}{\partial x_1} & \frac{\partial f_4}{\partial x_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ A_1 \cos(x_1) & 0 \end{bmatrix} \quad (46-3)$$

$$\mathbf{B}_{roll} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} \\ \frac{\partial f_4}{\partial u_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ A_3 \end{bmatrix} \quad (47-3)$$

همچنین، ماتریس‌های  $A$  و  $B$  کانال پیچ به صورت زیر است.

$$\mathbf{A}_{pitch} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \frac{\partial f_2}{\partial x_5} \\ \frac{\partial f_5}{\partial x_2} & \frac{\partial f_5}{\partial x_5} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ B_1 \cos(x_1) & 0 \end{bmatrix} \quad (48-3)$$

$$\mathbf{B}_{pitch} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_2}{\partial u_2} \\ \frac{\partial f_5}{\partial u_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ B_3 \end{bmatrix} \quad (49-3)$$

همچنین، ماتریس‌های  $A$  و  $B$  کانال یاو به صورت زیر است.

$$\mathbf{A}_{yaw} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_3}{\partial x_3} & \frac{\partial f_3}{\partial x_6} \\ \frac{\partial f_6}{\partial x_3} & \frac{\partial f_6}{\partial x_6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (50-3)$$

$$\mathbf{B}_{yaw} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_3}{\partial u_3} \\ \frac{\partial f_6}{\partial u_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ C_2 \end{bmatrix} \quad (51-3)$$

استخراج سرعت دورانی پره‌ها از نیروها

چهار معادله و چهار مجهول به صورت زیر است.

$$\begin{aligned} u_1 &= \omega_2^2 - \omega_4^2 \\ u_2 &= \omega_1^2 - \omega_3^2 \\ u_3 &= \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \\ u_4 &= \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \end{aligned} \quad (52-3)$$

جواب معادلات (۵۲-۳) به صورت رابطه (۵۳-۳) به دست می‌آید.

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{u_4 + u_3 + 2u_2}{4}}$$

$$\omega_2 = \sqrt{\frac{u_4 - u_3 + 2u_1}{4}} \quad (53-3)$$

$$\omega_3 = \sqrt{\frac{u_4 + u_3 - 2u_2}{4}}$$

$$\omega_4 = \sqrt{\frac{u_4 - u_3 - 2u_1}{4}}$$

## فصل ۴

# شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی چهارپره در محیط سیمولینک

سیمولینک<sup>۱</sup> یک ابزار شبیه‌سازی همراه با نرم‌افزار متلب<sup>۲</sup> است. با استفاده از سیمولینک می‌توان یک سامانه دینامیکی را شبیه‌سازی کرد. بنابراین، به کمک این نرم‌افزار می‌توان رفتار سامانه‌های دینامیکی را بدون ساخت آن‌ها تحلیل کرد. علاوه بر این، به کمک شبیه‌سازی می‌توان رفتار سامانه را در شرایط مختلف مطالعه کرد؛ شرایطی که فراهم کردن آن در دنیای واقعی ممکن است هزینه‌بر و یا دشوار باشد. سیمولینک به صورت یک افزونه در نرم‌افزار متلب عرضه شده‌است که شبیه‌سازی در محیط آن به صورت دیاگرام‌های بلوکی انجام می‌شود. در بخش ۱-۴ مراحل طراحی مدل‌مینا و سپس، در بخش‌های ۲-۴ و ۳-۴<sup>۳</sup> به بررسی شبیه‌سازی و اصلاح پارامتر استند سه درجه آزادی چهارپره پرداخته می‌شود.

### ۱-۴ طراحی مدل‌مینا

در طراحی مدل‌مینا، ابتدا سامانه دینامیکی در محیط نرم‌افزاری مدل‌سازی و کنترل‌کننده طراحی می‌شود. سپس، عملکرد کنترل‌کننده با استفاده از شبیه‌سازی نرم‌افزاری<sup>۳</sup> بررسی شده و اشکالات اولیه موجود برطرف می‌شود. در گام بعد، به‌منظور بررسی اثر نامعینی‌ها، ساده‌سازی‌ها و اشتباهات مدل‌سازی بر عملکرد

<sup>1</sup>Simulink

<sup>2</sup>MATLAB

<sup>3</sup>MIL (Model In the Loop)

کنترل‌کننده، شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه سامانه<sup>۴</sup> انجام می‌شود. پس از تایید عملکرد کنترل‌کننده به صورت نرم‌افزاری، کد آن به کمک ابزار تولید خودکار کد نرم‌افزار سیمولینک تولید و روی آردوینو<sup>۵</sup> پیاده‌سازی می‌شود. در مرحله نهایی، برد آردوینو به سامانه حقیقی (استند سه درجه آزادی) وصل شده، به صورت زمان‌حقیقی<sup>۶</sup> خروجی حسگر را دریافت و فرمان کنترلی را به سامانه اعمال می‌کند.

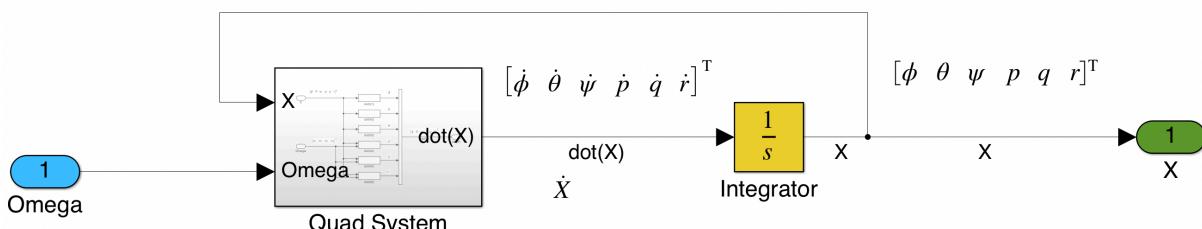
## ۲-۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی در محیط سیمولینک

در این بخش به بررسی و شبیه‌سازی مدل دینامیکی استند سه درجه آزادی پرداخته شده است. در بخش ۴-۳ فرم فضای حالت استند چهارپره استخراج شد. در شبیه‌سازی نیز از همین روابط استخراج شده، استفاده شده است. مدل شبیه‌سازی شده از استند (شکل ۱-۴) دارای چهار ورودی سرعت دورانی موتورها و دارای سه خروجی زوایای رول ( $\phi$ )، پیچ ( $\theta$ )، یاو ( $\psi$ ) و سه سرعت زاویه‌ای  $p$ ،  $q$  و  $r$  است.



شکل ۱-۴: مدل استند چهارپره شبیه‌سازی شده در محیط سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌های مدل

نمایی از داخل بلوک Quacopter 3DOF Nonlinear System در شکل ۲-۴ آورده شده است. این بلوک بر اساس معادلات فضای حالت بدست آمده در بخش ۴-۳ ساخته شده است.



شکل ۲-۴: مدل فضای حالت استند چهارپره شبیه‌سازی شده در محیط سیمولینک

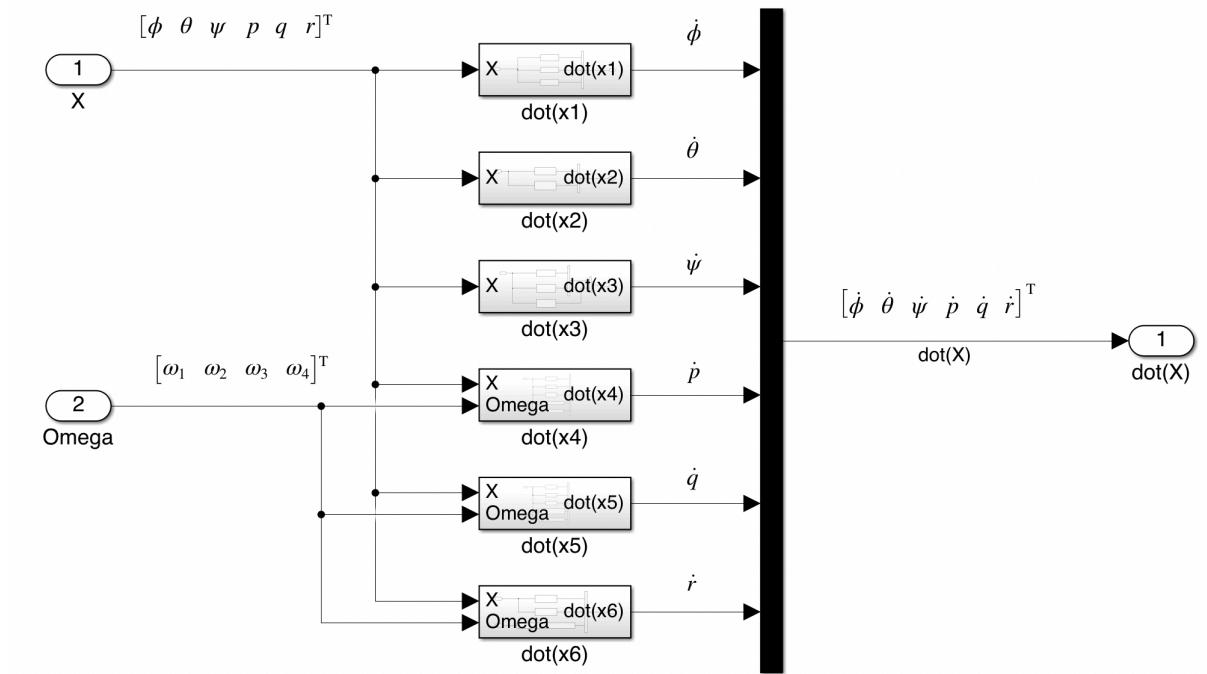
<sup>4</sup>RCP (Rapid Control Prototyping)

<sup>5</sup>Arduino

<sup>6</sup>Real-Time

خروجی بلوک Quad System، مشتق متغیرهای حالت  $\dot{X}$  است. بردار حالت سیستم با استفاده از بلوک انتگرال‌گیر (بلوک زرد رنگ در شکل ۲-۴) (زاویه‌های رول ( $\phi$ )، پیچ ( $\theta$ )، یاو ( $\psi$ ) و سرعت‌های زاویه‌ای  $p$ ,  $q$  و  $r$ ) به دست می‌آید.

در داخل بلوک Quad System، شش بلوک دیگر قرار دارد که تعدادی از آن‌ها دارای ورودی  $X$  و تعدادی دیگر دارای ورودی  $X$  و  $\omega$  هستند. مجموع خروجی این شش بلوک  $\dot{X}$  است که در توضیحات بلوک Quad System، نیز به آن اشاره شد. نمایی از داخل بلوک Quad System در شکل ۳-۴ آورده شده است.



شکل ۳-۴: نمایی از داخل بلوک Quad System

### ۳-۴ اصلاح پارامترهای استند چهارپره

در بخش ۴-۳ فرم فضای حالت استند چهارپره استخراج شد و در بخش ۲-۴ شبیه‌سازی استند چهارپره انجام شد. در این بخش، با استفاده از شبیه‌سازی کانال‌های مختلف چهارپره در محیط سیمولینک و داده‌های خروجی از استند چهارپره، پارامترهای استند چهارپره اصلاح می‌شوند.

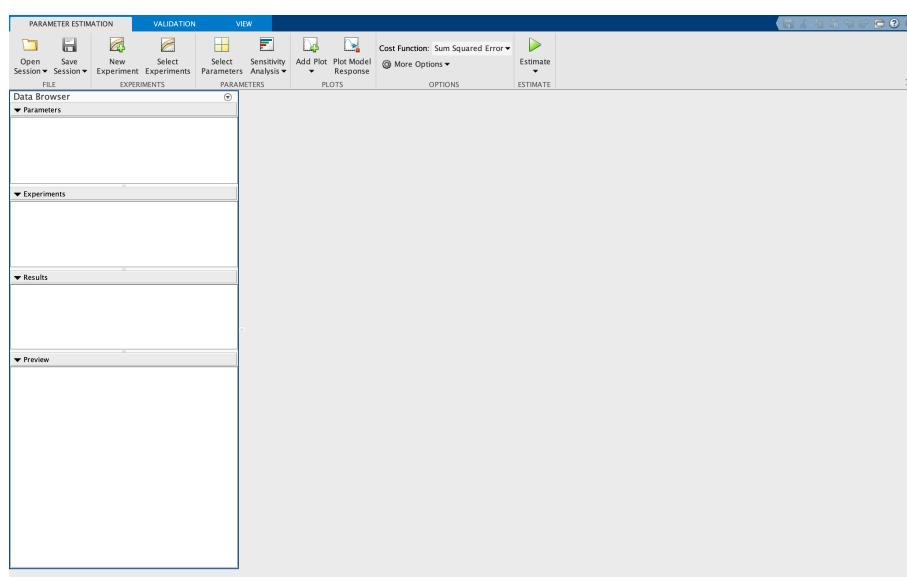
برای اصلاح پارامترهای استند چهارپره از جعبه‌ابزار Parameter Estimator موجود در محیط سیمولینک

استفاده شده است. این جعبه ابزار با استفاده از داده‌های وضعیت استند در واقعیت و داده‌های وضعیت استند در شبیه‌سازی سیمولینک، اقدام به اصلاح پارامترهای موجود در شبیه‌سازی می‌کند، به صورتی که وضعیت استند در شبیه‌سازی تا حد ممکن به وضعیت استند در واقعیت نزدیک کند.



شکل ۴-۴: نماد جعبه‌ابزار Parameter Estimator در سیمولینک

در شکل ۵-۴ نمایی از این جعبه‌ابزار آورده شده است.

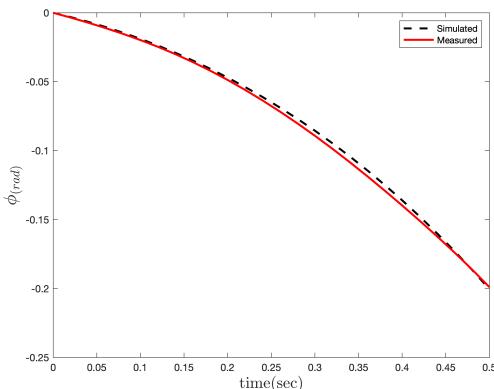


شکل ۵-۴: جعبه‌ابزار Parameter Estimator

به منظور افزایش دقت تخمین پارامترها، در ابتدا پارامترهای مربوط به هر کانال جداگانه تخمین زده شده است و در ادامه پارامترهای مشترک کانال‌ها اصلاح شده‌اند. برای افزایش دقت، در کانال‌های رول و پیچ، ابتدا پارامترها به صورت موتور خاموش اصلاح شدند و سپس، پارامترهای مربوط به موتور اصلاح شدند. در فرایند اصلاح پارامتر، بعد از هر مرحله اصلاح پارامتر اشاره شده در بالا، پارامترهای اصلاح شده مرحله قبلی ثابت فرض شده‌اند و سایر پارامترها تخمین زده شده‌اند. برای اصلاح پارامتر هر مرحله چندین آزمایش با سناریوهای مختلف انجام شده است، اما برای رعایت ایجاز از آوردن تمامی آزمایش‌ها پرهیز شده است.

برای انجام آزمایش، استند از شرایط اولیه مختلف و با ورودی‌های مختلف رها شده و از خروجی

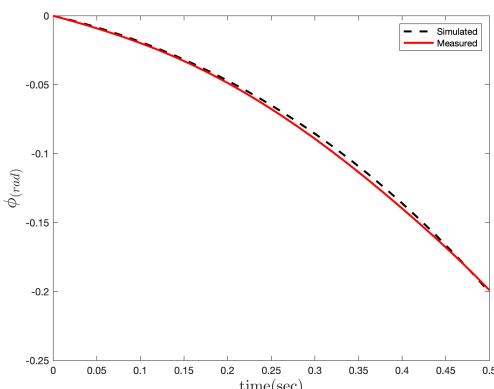
سنسور داده برداری شده است. سپس، مدل و داده‌های ثبت شدهی سنسور (وضعیت استنده) به جعبه‌ایزار Dاده‌شده‌اند. وضعیت استنده در شبیه‌سازی و واقعیت بعد از اصلاح پارامترهای Parameter Estimator مختلف در ادامه مقایسه شده است.



جدول ۱-۶: مقایسه پارامترهای کanal رول موتور خاموش قبل و بعد از اصلاح در شبیه‌سازی و واقعیت

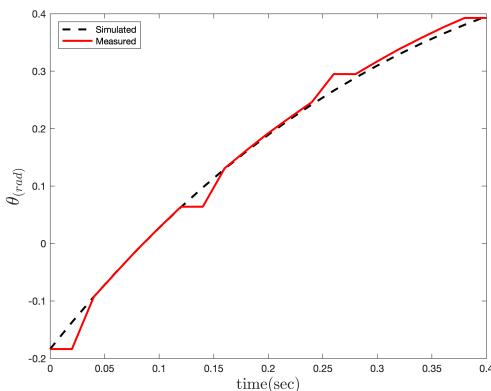
پارامتر	مقدار اولیه	مقدار بعد از اصلاح
4.152	7.312	$A_1$
0.0190	0.0087	$A_5$
0.65	0.51	$A_6$

در ادامه اصلاح پارامترهای موتور کanal رول چهارپره آورده شده است.



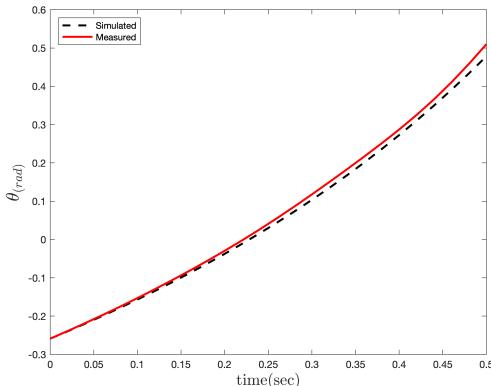
پارامتر	مقدار اولیه	مقدار بعد از اصلاح
$5.47 \times 10^{-5}$	$1.1 \times 10^{-4}$	$A_3$

جدول ۲-۴: مقایسه پارامترهای کanal رول قبل و بعد شکل ۷-۴: مقایسه وضعیت کanal رول در شبیه‌سازی و واقعیت از اصلاح در ابتدای خروجی اصلاح پارامترهای کanal پیچ حالت موتور خاموش و سپس حالت کلی آورده شده است.



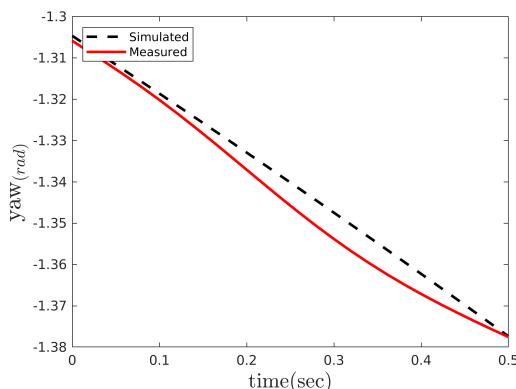
جدول ۳-۴: مقایسه پارامترهای کanal پیچ موتور خاموش قبل و بعد از اصلاح  
لازم به ذکر است، برای اصلاح سایر پارامترهای کanal رول، پارامترهای اصلاح شده در بخش بالا ثابت در نظر گرفته شده است.

پارامتر	مقدار اولیه	مقدار بعد از اصلاح
4.36	4.53	$B_1$
0.012	0.007	$B_5$
4.428	4.13	$B_6$



پارامتر	مقدار اولیه	مقدار بعد از اصلاح
$7.13 \times 10^{-5}$	$1.1 \times 10^{-4}$	$B_3$

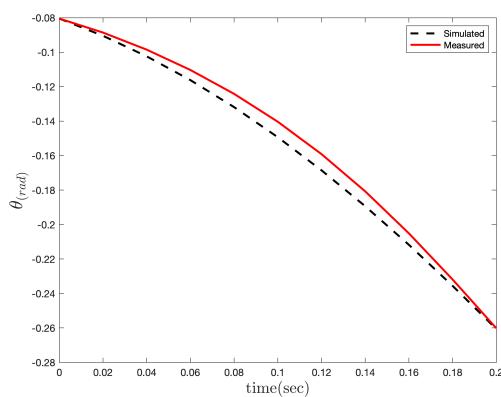
جدول ۴-۴: مقایسه پارامترهای کanal پیچ قبل و بعد از شکل ۹-۴: مقایسه وضعیت کanal پیچ در شبیه‌سازی و اصلاح مقایسه وضعیت شبیه‌سازی و واقعیت چهارپره در کanal یا و پارامترهای اصلاح شده آورده شده است.



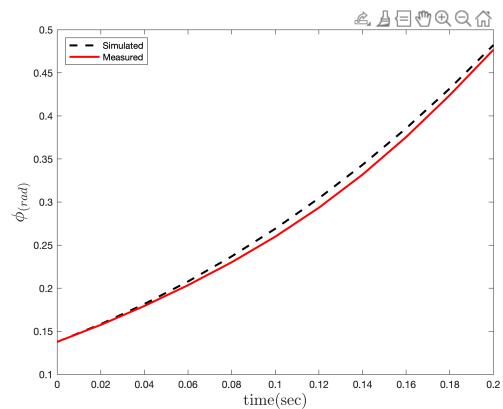
پارامتر	مقدار اولیه	مقدار بعد از اصلاح
$C_2$	$1.3 \times 10^{-5}$	$5.45 \times 10^{-5}$
$C_3$	0.017	0.014

جدول ۴-۵: مقایسه پارامترهای کanal یاو قبل و بعد از شکل ۱۰-۴: مقایسه وضعیت کanal یاو در شبیه‌سازی و واقعیت اصلاح

در این قسمت اصلاح پارامترهای مربوط به اثر متقابل کanal های رول و پیچ بر یکدیگر انجام شده است.



(ب) کanal پیچ



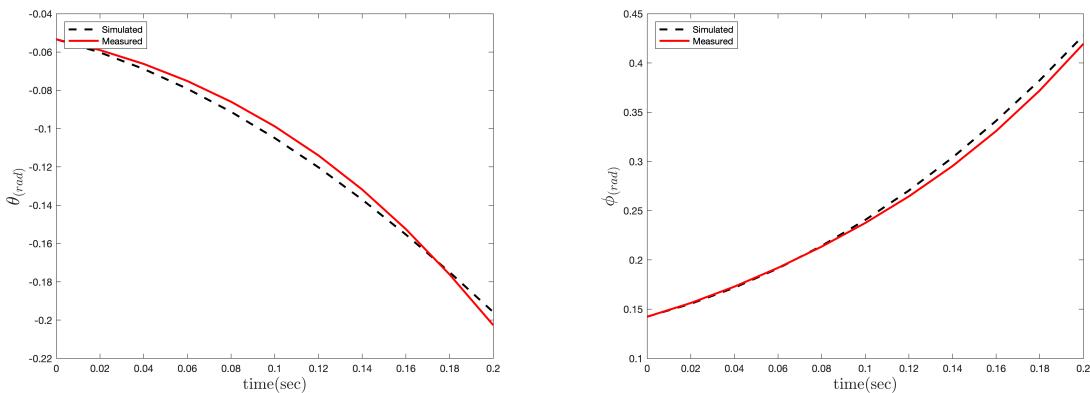
(l) کanal رول

شکل ۱۱-۴: مقایسه وضعیت کanal رول-پیچ در شبیه‌سازی و واقعیت

پارامتر	مقدار اولیه	مقدار بعد از اصلاح
$A_4$	0.0020	0.0015
$B_4$	-0.0027	-0.0015

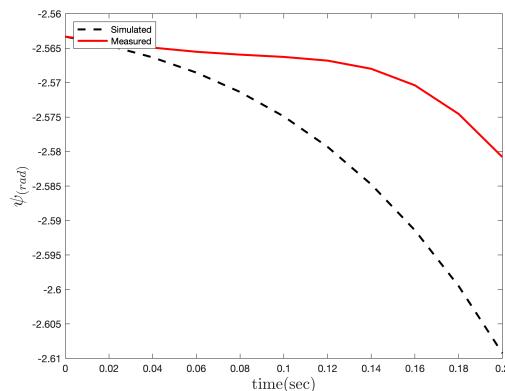
جدول ۶-۴: مقایسه پارامترهای کanal رول-پیچ قبل و بعد از اصلاح

در پایان اصلاح پارامترهای مربوط به اثر متقابل تمام کanal‌ها بر یکدیگر انجام شده است.



(ب) کanal پیچ

(ا) کanal رول



(ج) کanal یاو

شکل ۱۲-۴: مقایسه وضعیت کanal رول-پیچ-یاو در شبیه‌سازی و واقعیت

پارامتر	مقدار اولیه	مقدار بعد از اصلاح
-1.5652	-0.9521	$A_2$
1.5707	0.9523	$B_2$
-0.0085	-0.0017	$C_1$

جدول ۷-۴: مقایسه پارامترهای کanal رول-پیچ-یاو قبل و بعد از اصلاح

## فصل ۵

# طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای استند سه درجه آزادی چهارپره

در بخش‌های ۱-۲-۲ و ۲-۲-۲ کنترل‌کننده خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی LQIDG و LQDG معرفی شد. در بخش ۱-۵ کanal رول چهارپره در حضور کنترل‌کننده‌های LQR، LQDG و LQIDG شبیه‌سازی شده است. سپس، در بخش‌های ۲-۵ و ۳-۵ به ترتیب شبیه‌سازی دو درجه آزادی و سه درجه آزادی در حضور کنترل‌کننده LQIDG انجام شده است.

## ۱-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای کanal رول

در بخش ۲-۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی چهارپره انجام شد. در این بخش به کنترل زاویه رول با فرض مقیدبودن زاویه‌های پیچ و یا و پرداخته شده است. به این منظور، در بخش ۱-۱-۵ نتایج شبیه‌سازی برای تعقیب مقدار مطلوب خروجی زاویه رول ارائه شده است. سپس، در بخش ۲-۱-۵ عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری بررسی شده است.

### ۱-۱-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی

در این بخش به ارائه مختصری از کنترل‌کننده LQR پرداخته شده است. سپس، به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQR پرداخته می‌شود. برای یک سامانه خطی پیوسته با معادلات حالت:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \quad (1-5)$$

فرمان کنترلی بهینه LQR به صورت زیر محاسبه می‌شود [۱۶]:

$$\mathbf{u}_i(t) = -\mathbf{K}_{LQR}\mathbf{x}(t) \quad (2-5)$$

که در رابطه فوق، ماتریس  $\mathbf{K}_{LQR}$  بیانگر بهره بازخورد بهینه است. این بهره به گونه‌ای محاسبه می‌شود که تابع هزینه مربعی زیر کمینه شود:

$$J(\mathbf{u}) = \int_0^T (\mathbf{x}^T(t)\mathbf{Q}\mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t)\mathbf{R}\mathbf{u}(t)) dt \quad (3-5)$$

در رابطه فوق، ماتریس‌های  $\mathbf{Q}$  و  $\mathbf{R}$  به ترتیب بیانگر میزان اهمیت انحراف متغیرهای حالت از مقادیر مطلوب و میزان تلاش کنترلی هستند. بهره بازخورد بهینه برای کمینه‌کردن رابطه (۳-۵)، از رابطه زیر حاصل می‌شود:

$$\mathbf{K}_{LQR} = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P} \quad (4-5)$$

در رابطه فوق، ماتریس  $\mathbf{P}$  بیانگر پاسخ معادله ریکاتی زیر است:

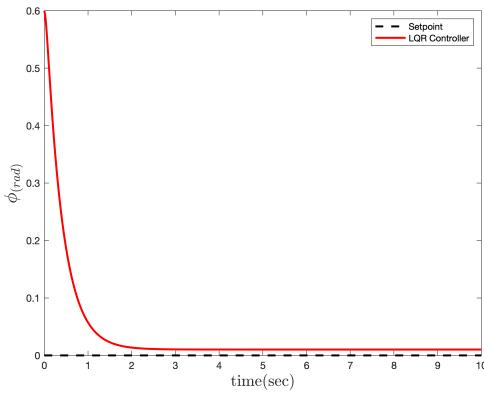
$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{A}^T\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A} - \mathbf{P}(t)\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}(t) + \mathbf{Q} \quad (5-5)$$

در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی LQR از روش بهینه‌سازی TCACS<sup>۱</sup> [۱۷] استفاده شده است. تابع هزینه ورودی TCACS به صورت ITSE<sup>۲</sup> در نظر گرفته شده است. ضرایب وزنی خروجی بهینه شده در پایین آورده شده است.

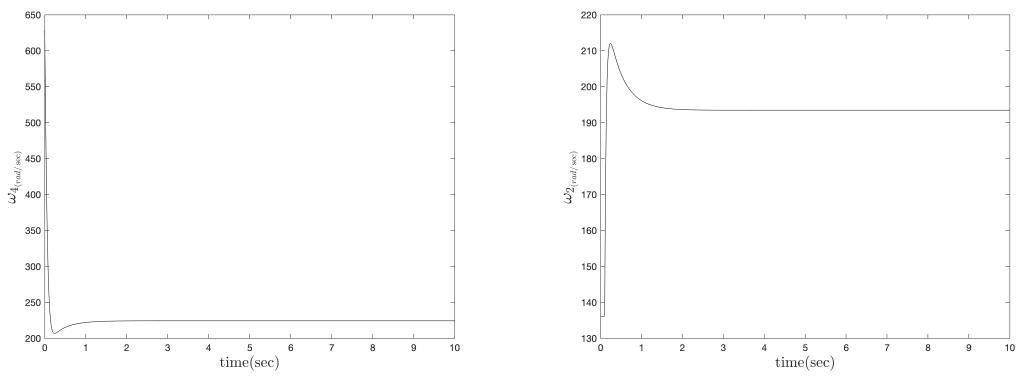
$$\mathbf{Q}_{LQR} = \begin{bmatrix} 0.5215 & 0 \\ 0 & 0.0745 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}_{LQR} = 0.0001 \quad (6-5)$$

<sup>۱</sup>Tabu Continuous Ant Colony System

<sup>۲</sup>Integral Time Square Error



شکل ۱-۵: عملکرد کنترل کننده LQR در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)



(ب) موتور شماره چهار (ا) موتور شماره دو

شکل ۲-۵: فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)

همانطور که از شکل ۱-۵ مشخص است، زمان نشست در حدود دو ثانیه است و خطای ماندگار وجود دارد.

در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل کننده LQDG پرداخته می‌شود. کنترل کننده LQDG در بخش ۱-۲-۲ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی مانند قسمت قبل عمل شده است.

$$Q_{LQDG} = \begin{bmatrix} 100 & 0 \\ 0 & 0.078 \end{bmatrix}, \quad R_{1_{LQDG}} = 1, \quad R_{2_{LQDG}} = 99.96 \quad (V-5)$$

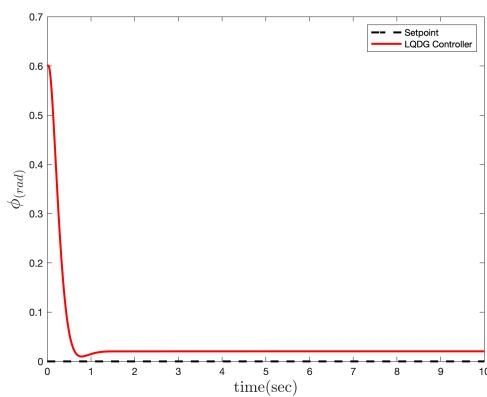
در گام بعد، با حل معادله (V-2) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی  $Q_1$  و  $Q_2$  مساوی در نظر گرفته شده است)

ماتریس  $K_1$  به صورت زیر به دست می‌آید.

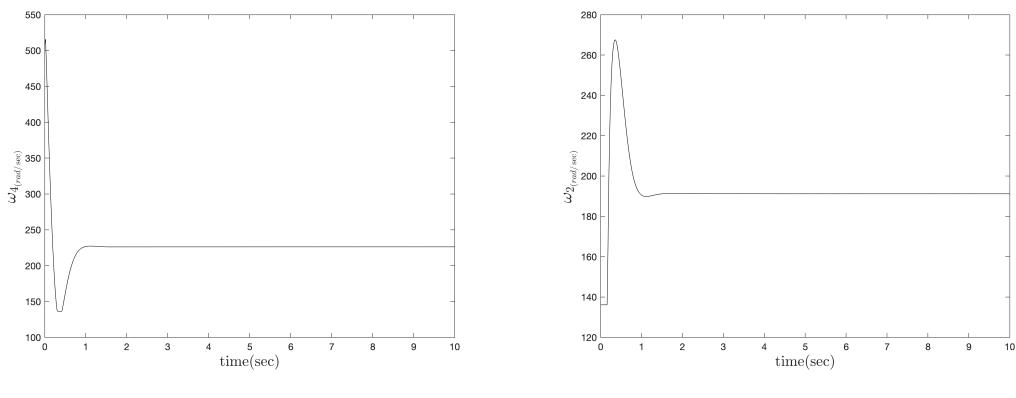
$$K_1 = \begin{bmatrix} 286.0470 & 39.1188 \\ 39.1188 & 8.8510 \end{bmatrix} \quad (8-5)$$

در نهایت فرمان کنترلی بهینه بازیکن اول از رابطه (۵-۲) به صورت زیر به دست می‌آید.

$$u_1 = - \begin{bmatrix} 39.1188 & 8.8510 \end{bmatrix} x(t) \quad (9-5)$$



شکل ۳-۵: عملکرد کنترل‌کننده LQDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)



(ب) موتور شماره چهار

(ا) موتور شماره دو

شکل ۴-۵: فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)

همانطورکه از شکل ۳-۵ مشخص است، زمان نشست در حدود دو ثانیه است و خطای ماندگار وجود دارد.

در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQIDG پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده LQIDG در بخش ۲-۲-۲ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی مانند قسمت

قبل عمل شده است.

(۱۰-۵)

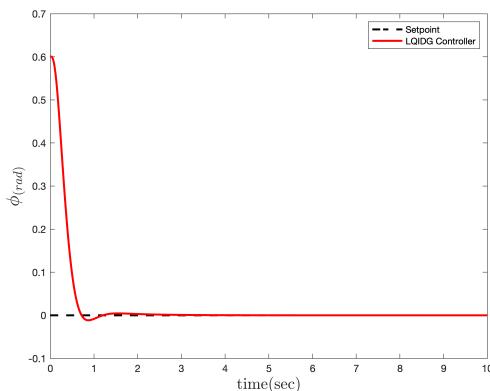
$$Q_{a_{LQIDG}} = \begin{bmatrix} 0.1707 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.12 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 837.8606 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 756.1341 \end{bmatrix}, \quad R_{1_{LQDG}} = 1, \quad R_{2_{LQDG}} = 7.7422$$

در گام بعد، با حل معادله (۱۵-۲) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی  $Q_{a_2}$  و  $Q_{a_1}$  مساوی در نظر گرفته شده است) ماتریس  $K_1$  به صورت زیر به دست می‌آید.

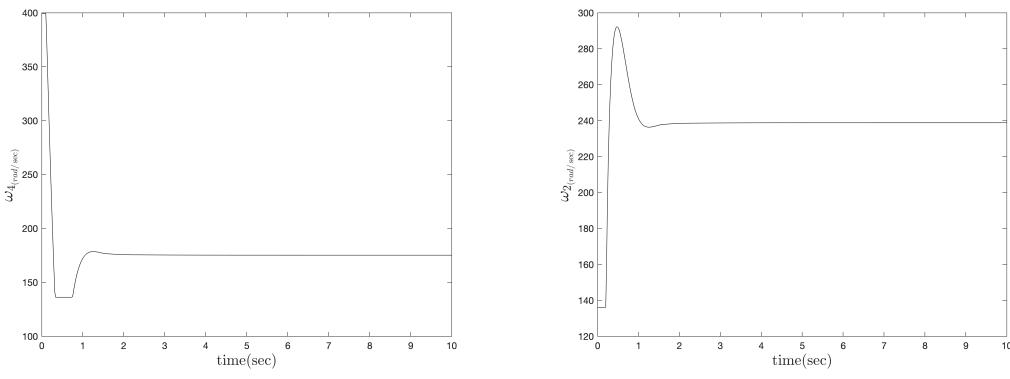
$$K_{a_1} = \begin{bmatrix} 10924.84 & 39.83 & 1014.34 & -10629.93 \\ 39.83 & 8.40 & 27.22 & 11.70 \\ 1014.34 & 27.22 & 1047.80 & -756.13 \\ -10658.93 & 11.70 & -756.13 & 10658.93 \end{bmatrix} \quad (11-5)$$

در نهایت فرمان کنترلی بهینه بازیکن اول از رابطه (۱۲-۲) به صورت زیر به دست می‌آید.

$$u_1 = - \begin{bmatrix} 28.1410 & 8.4017 & 27.2223 & 11.6894 \end{bmatrix} x_a(t) \quad (12-5)$$



شکل ۵-۵: عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)



### (ب) موتور شماره چهار

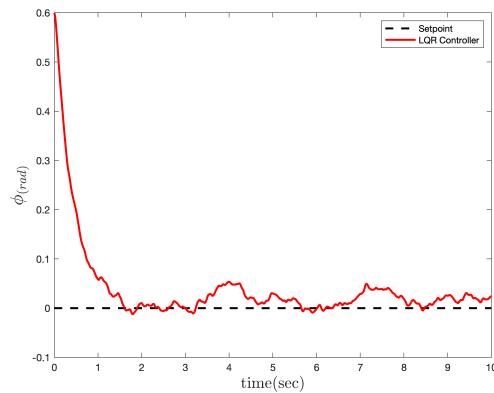
(آ) موتور شماره دو

شکل ۵-۶: فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)

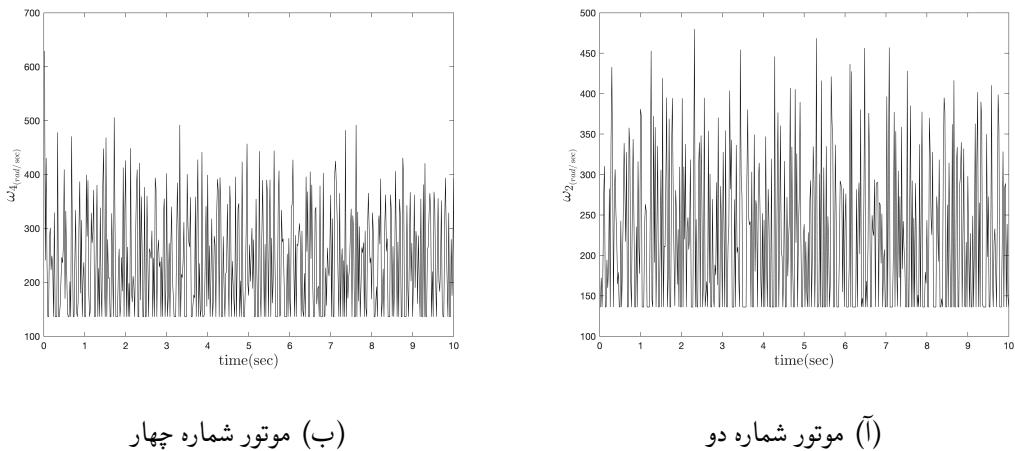
همانطور که از شکل ۵-۵ مشخص است، زمان نشست در حدود یک ثانیه است و خطای ماندگار وجود ندارد.

## ۲-۱-۵ بررسی عملکرد کنترل کننده در حضور نویز اندازه‌گیری

در این بخش عملکرد کنترل کننده در حضور نویز (نویز تصادفی حول نقطه صفر و با انحراف معیار دو صدم) وارد بر تمامی مقادیر اندازه‌گیری شده سنسور، مورد بررسی قرار می‌گیرد. فرکانس تولید نویز در شبیه‌سازی ۵۰ هرتز در نظر گرفته شده است.

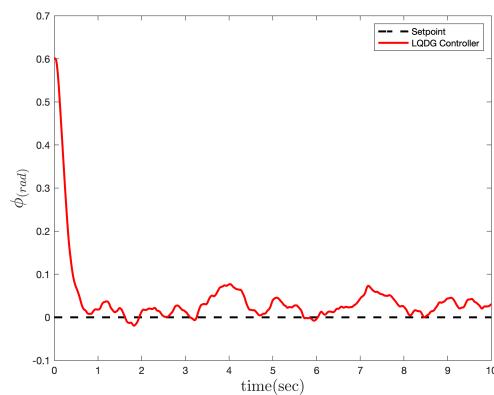


شکل ۷-۵: عملکرد کنترل LQR در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازهگیری

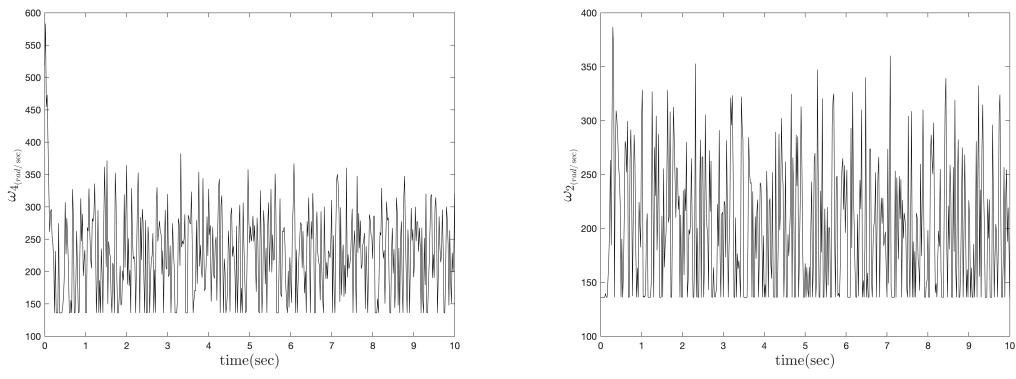


شکل ۸-۵: فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری

همانطور که از شکل ۷-۵ مشخص است، عملکرد کنترل کننده LQR در برابر نویز اندازه‌گیری ضعیف است و خروجی دارای نوسان است.



شکل ۹-۵: عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری

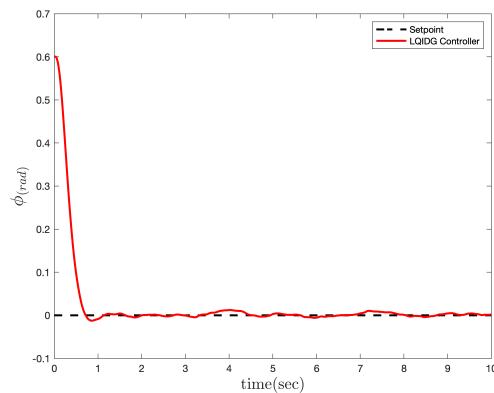


### (ب) موتور شماره چهار

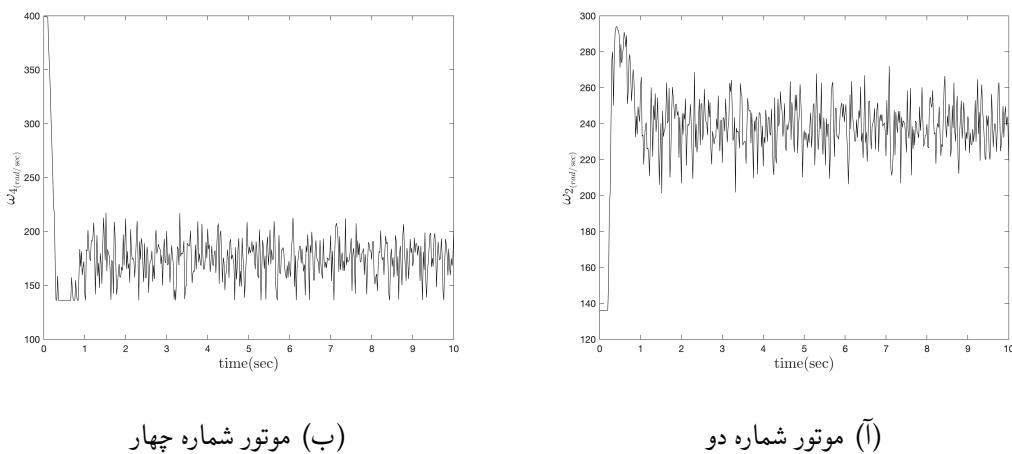
(۱) موتور شماره دو

شکل ۵-۱۰: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رولبا حضور نویز اندازه‌گیری

همانطور که از شکل ۹-۵ مشخص است، عملکرد کنترل کننده LQDG در برابر نویز اندازه‌گیری ضعیف است و خروجی دارای نوسان است.



شکل ۱۱-۵: عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری



شکل ۱۲-۵: فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری

همانطور که از شکل ۱۱-۵ مشخص است، عملکرد کنترل‌کننده LQDG در برابر نویز اندازه‌گیری خوب است و خروجی نوسان ندارد.

## ۲-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای کanal رول-پیچ

در این بخش به کنترل زاویه رول و پیچ با فرض مقیدبودن زاویه یا و پرداخته شده است. به این منظور، در بخش ۱-۲-۵ نتایج شبیه‌سازی برای تعقیب مقدار مطلوب خروجی زاویه رول و پیچ ارائه می‌شود. سپس، در بخش ۲-۲-۵ عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری بررسی می‌شود.

### ۱-۲-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی

در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی مانند قسمت قبل عمل شده است. ضرایب وزنی خروجی بهینه‌سازی در پایین آورده شده است. برای طراحی کنترل‌کننده LQIDG ضرایب وزنی  $R_1$  و  $R_2$  برای

کانال‌های مختلف یکسان فرض شده است.

$$Q_{a_{LQIDG_{roll}}} = \begin{bmatrix} 585.9 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 31.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 83.8 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, Q_{a_{LQIDG_{pitch}}} = \begin{bmatrix} 546.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 311.4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2.22 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$R_{1_{LQDG}} = 1, \quad R_{2_{LQDG}} = 7.7422 \quad (13-5)$$

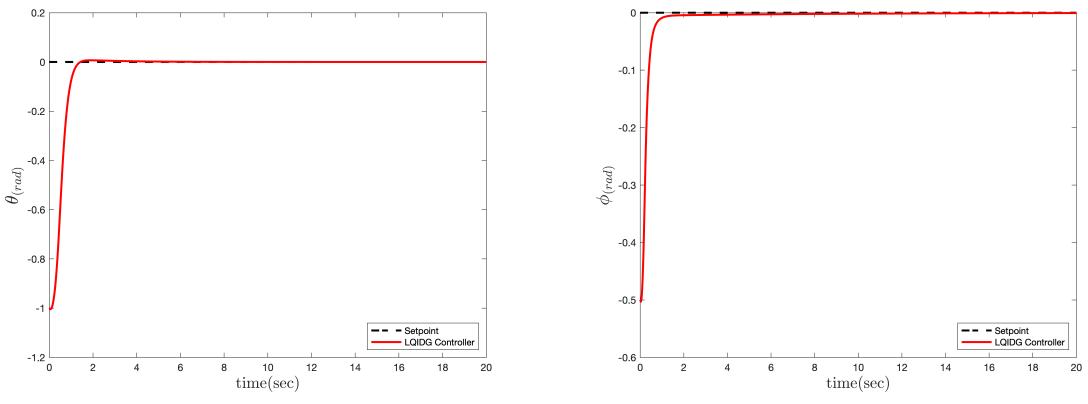
در گام بعد، با حل معادله (۱۵-۲) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی  $Q_{a_1}$  و  $Q_{a_2}$  مساوی در نظر گرفته شده است) ماتریس  $K_1$  به صورت زیر به دست می‌آید.

$$K_{a_1_{roll}} = \begin{bmatrix} 1720.86 & 80.29 & 187.71 & -8.57 \\ 80.29 & 20.44 & 8.11 & 0.53 \\ 187.77 & 8.11 & 686.56 & -0.02 \\ -8.57 & 0.53 & -0.02 & 9.93 \end{bmatrix}, K_{a_1_{pitch}} = \begin{bmatrix} 243.90 & 25.01 & 80.29 & -9.50 \\ 25.01 & 7.41 & 7.33 & 0 \\ 80.29 & 7.33 & 239.14 & 0 \\ -9.50 & 0 & 0 & 9.50 \end{bmatrix} \quad (14-5)$$

در نهایت فرمان کنترلی بهینه بازیکن اول از رابطه (۱۳-۲) به صورت زیر به دست می‌آید.

$$u_{1_{roll}} = - \begin{bmatrix} 79.7522 & 20.4432 & 8.1058 & 0.5344 \end{bmatrix} x_{a_{roll}} \quad (15-5)$$

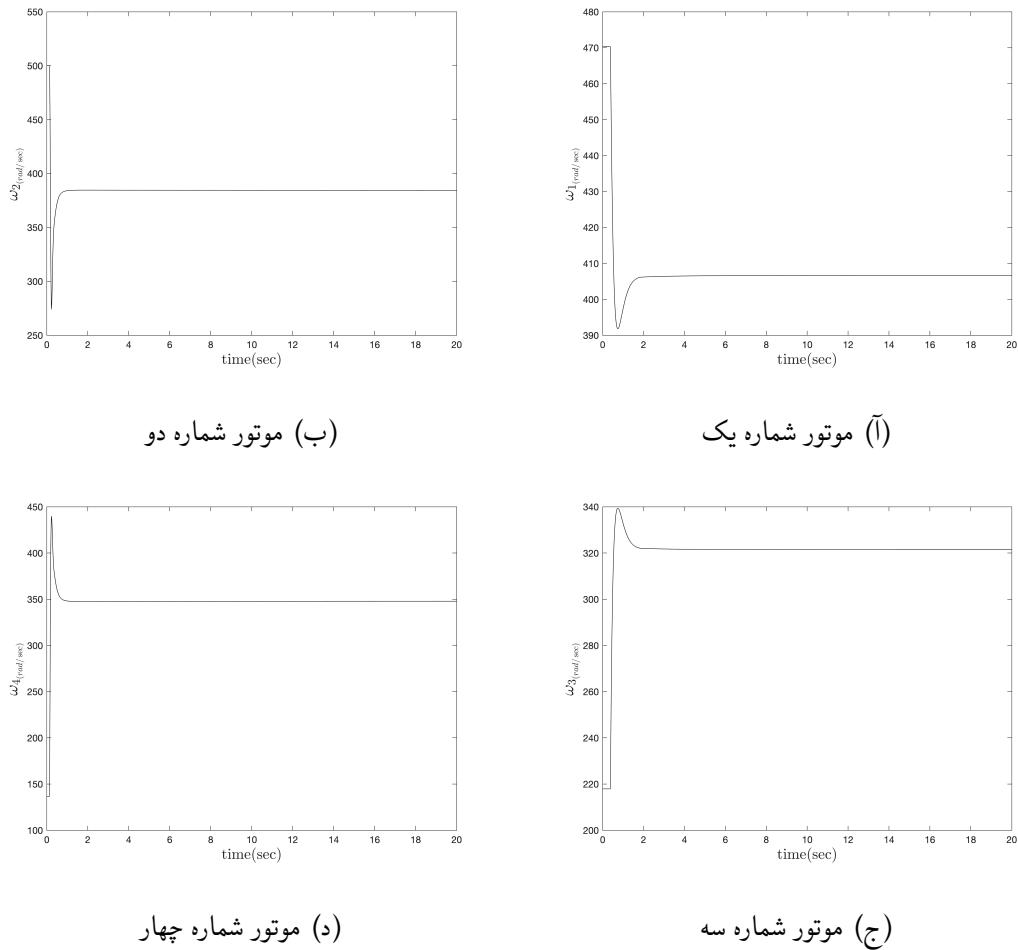
$$u_{1_{pitch}} = - \begin{bmatrix} 25.0112 & 7.40730 & 7.3280 & 0.0010 \end{bmatrix} x_{a_{pitch}}$$



(ب) تغییرات زاویه پیچ

(ا) تغییرات زاویه رول

شکل ۱۳-۵: عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)



(د) موتور شماره چهار

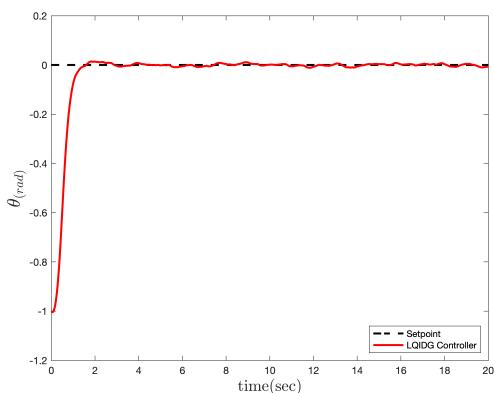
(ج) موتور شماره سه

شکل ۱۴-۵: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)

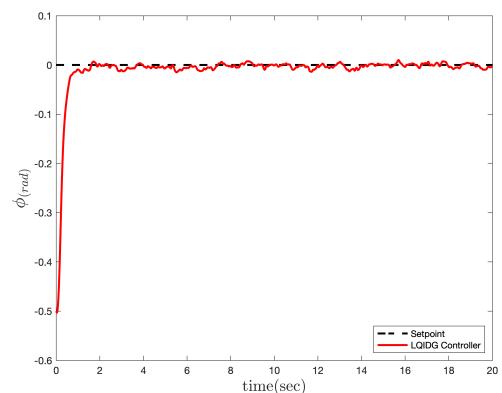
همانطور که از شکل ۱۳-۵ مشخص است، زمان نشست در برای هر دو کanal رول و پیچ حدود یک ثانیه است و خطای ماندگار وجود ندارد.

## ۲-۲-۵ بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری

در این بخش عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز (نویز تصادفی حول نقطه صفر و با انحراف معیار دو صدم) وارد بر تمامی مقدار اندازه‌گیری شده‌ی سنسور، مورد بررسی قرار می‌گیرد. فرکانس تولید نویز در شبیه‌سازی  $50^{\circ}$  هرتز در نظر گرفته شده است.

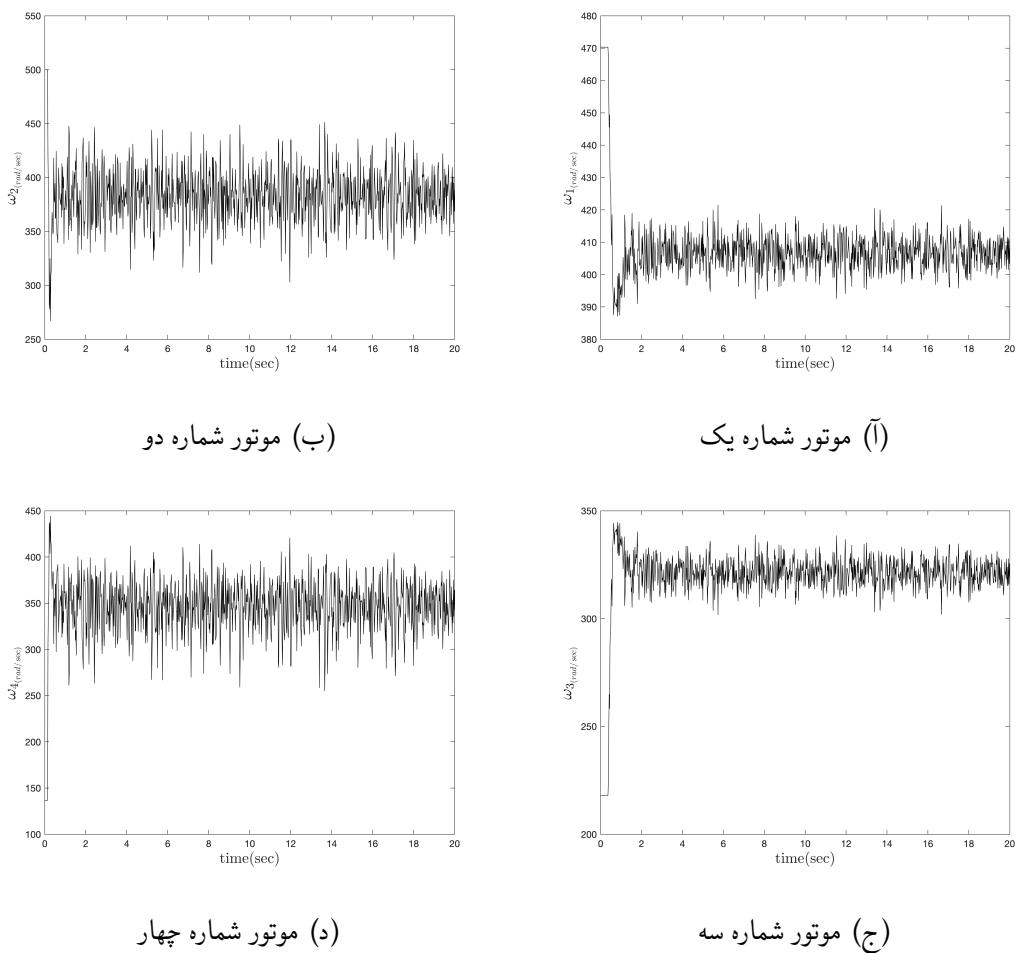


(ب) تغییرات زاویه پیچ



(آ) تغییرات زاویه رول

شکل ۱۵-۵: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ با حضور نویز اندازه‌گیری



شکل ۱۶-۵: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ با حضور نویز اندازه‌گیری

همانطور که از شکل ۱۵-۵ مشخص است، عملکرد کنترل‌کننده LQDG در برابر نویز اندازه‌گیری خوب است و خروجی نوسان ندارد.

### ۳-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای وضعیت

در این بخش به کنترل وضعیت پرداخته شده است. به این منظور، در بخش ۱-۳-۵ نتایج شبیه‌سازی برای تعقیب مقدار مطلوب خروجی زاویه رول ارائه می‌شود. سپس، در بخش ۲-۳-۵ عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری بررسی می‌شود.

### ۱-۳-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی

در بخش ۵-۳ خطی‌سازی فضای حالت چهارپره برای کانال‌های مختلف چهارپره انجام شده است. در این بخش ابتدا طراحی و شبیه‌سازی کنترل‌کننده برای وضعیت استند سه درجه آزادی چهارپره انجام شده است.

در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی مانند قسمت قبل عمل شده است. ضرایب وزنی خروجی بهینه‌سازی در پایین آورده شده است. برای طراحی کنترل‌کننده LQIDG ضرایب وزنی  $R_1$  و  $R_2$  برای کانال‌های مختلف یکی فرض شده است.

$$\begin{aligned}
 Q_{a_{LQIDG_{roll}}} &= \begin{bmatrix} 631.85 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 214.28 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 7.91 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.01 \end{bmatrix} \\
 Q_{a_{LQIDG_{pitch}}} &= \begin{bmatrix} 0.01 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 873.93 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 9853.09 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 0.12 \end{bmatrix} \\
 Q_{a_{LQIDG_{yaw}}} &= \begin{bmatrix} 0.03 & 0.00 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 0.17 & 0.00 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 1.81 & 0.00 \\ 0.00 & 0.00 & 0.00 & 33333.45 \end{bmatrix} \times 10^{-4}
 \end{aligned} \tag{۱۶-۵}$$

$$R_{1_{LQDG}} = 1, \quad R_{2_{LQDG}} = 1.2577$$

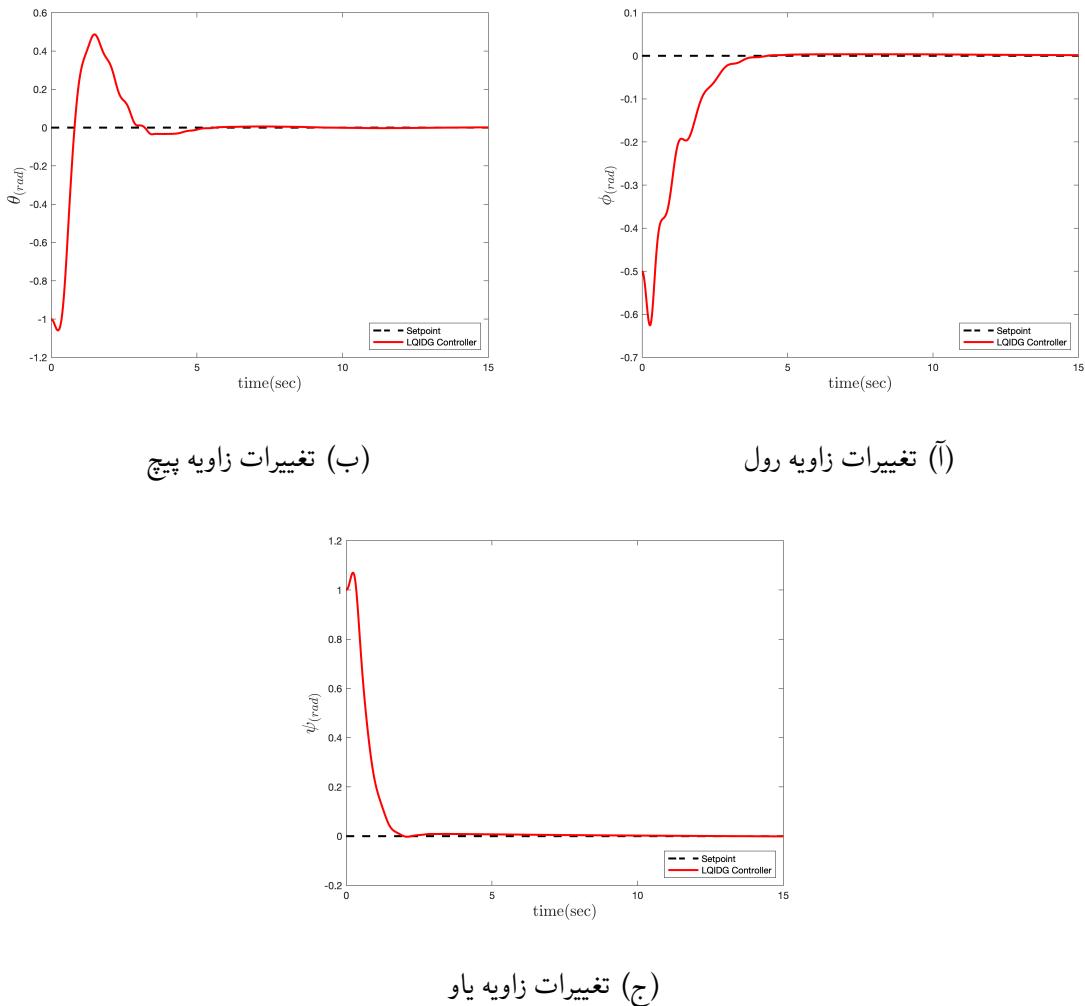
در گام بعد، با حل معادله (۱۵-۲) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی  $Q_{a_1}$  و  $Q_{a_2}$  مساوی در نظر گرفته

شده است) ماتریس  $K_1$  به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{a_{1roll}} &= \begin{bmatrix} 435.89 & 20.54 & 42.44 & -9.98 \\ 20.54 & 11.93 & 1.98 & -0.00 \\ 42.44 & 1.98 & 71.49 & -0.08 \\ -9.98 & -0.00 & -0.08 & 9.93 \end{bmatrix} \\ \mathbf{K}_{a_{1pitch}} &= \begin{bmatrix} 2430.43 & 59.59 & 3128.26 & -11.75 \\ 59.59 & 23.52 & 74.08 & 0.00 \\ 3128.26 & 74.08 & 7851.78 & -0.12 \\ -11.75 & 0.00 & -0.12 & 11.75 \end{bmatrix} \\ \mathbf{K}_{a_{1yaw}} &= \begin{bmatrix} 57.75 & 1.46 & 3.56 & -54.52 \\ 1.46 & 1.27 & 0.10 & -0.00 \\ 3.56 & 0.10 & 0.24 & -3.34 \\ -54.52 & -0.00 & -3.34 & 54.51 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (17-5)$$

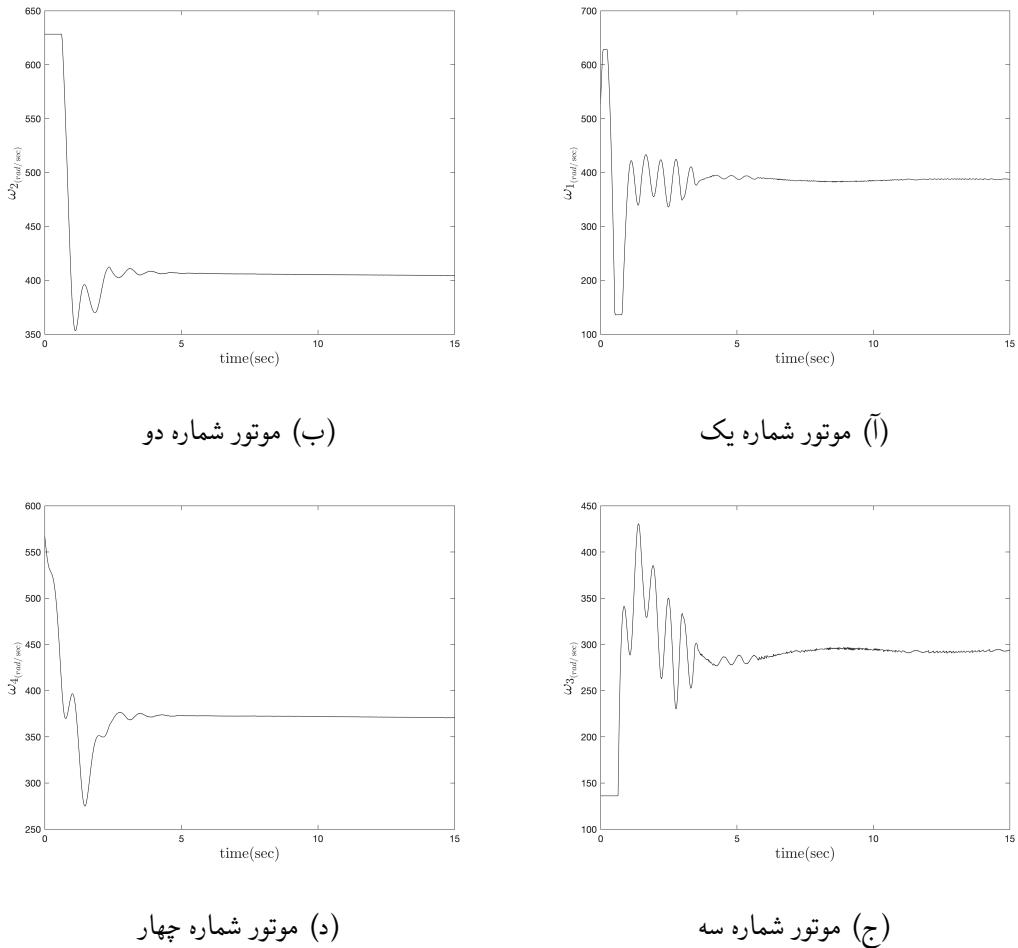
در نهایت فرمان کنترلی بهینه بازیکن اول از رابطه (۱۳-۲) به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} u_{1roll} &= - \begin{bmatrix} 20.5410 & 11.9267 & 1.9771 & 0.0021 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{a_{roll}} \\ u_{1pitch} &= - \begin{bmatrix} 59.5923 & 23.5197 & 74.0822 & 0.000 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{a_{pitch}} \\ u_{1yaw} &= - \begin{bmatrix} 1.45710 & 1.27300 & 0.0999 & 0.0041 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{a_{yaw}} \end{aligned} \quad (18-5)$$



شکل ۱۷-۵: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)

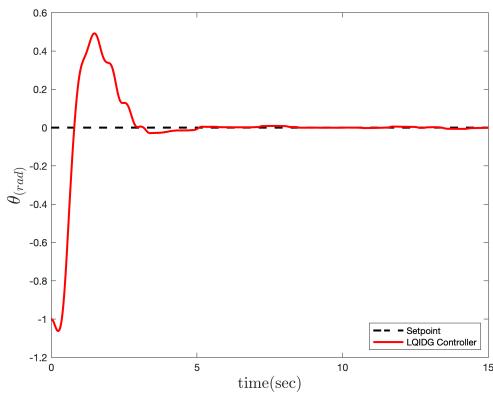
همانطور که از شکل ۱۷-۵ مشخص است، زمان نشست برای کانال‌های مختلف حداقل هشت پنج ثانیه است. و خطای ماندگار وجود ندارد. در ادامه فرمان کنترلی موتورها آورده شده است.



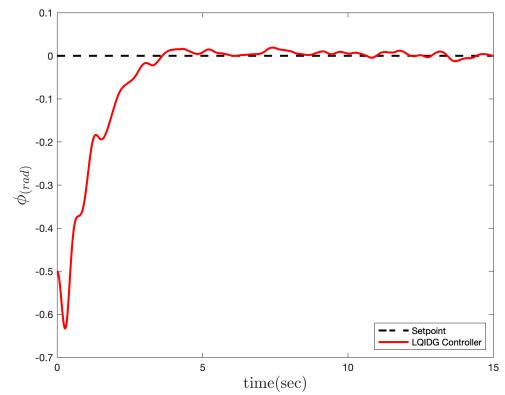
شکل ۵-۱۸: فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)

## ۲-۳-۵ بررسی عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز اندازه‌گیری

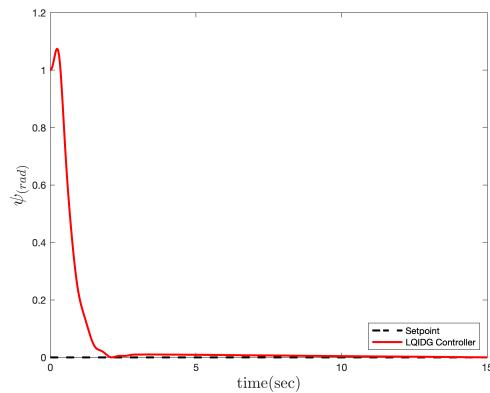
در این بخش عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز (نویز تصادفی حول نقطه صفر و با انحراف معیار دو صدم) وارد بر تمامی مقدار اندازه‌گیری شده‌ی سنسور، مورد بررسی قرار می‌گیرد. فرکانس تولید نویز در شبیه‌سازی ۵۰ هرتز در نظر گرفته شده است.



(ب) تغییرات زاویه پیچ

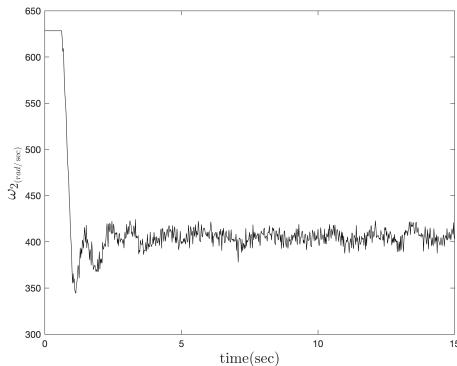


(ا) تغییرات زاویه رول

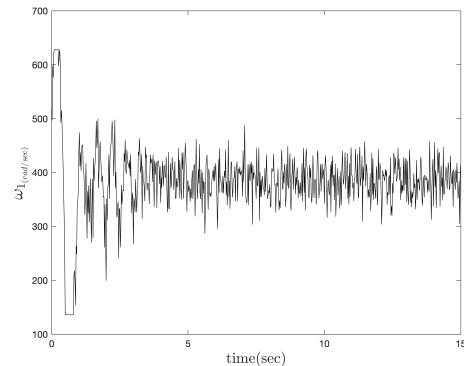


(ج) تغییرات زاویه یاو

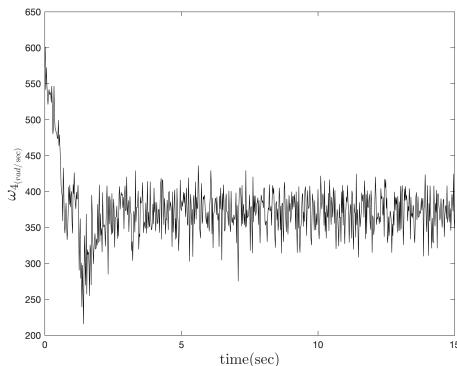
شکل ۱۹-۵: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری



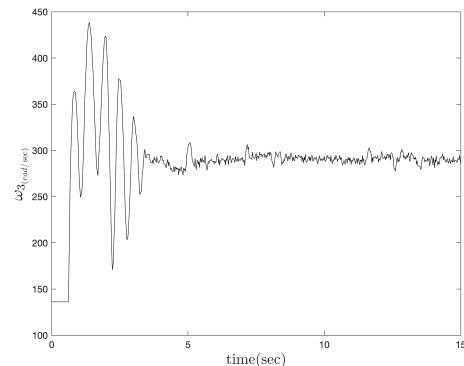
(ب) موتور شماره دو



(ا) موتور شماره یک



(د) موتور شماره چهار



(ج) موتور شماره سه

شکل ۵-۵: فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری

همانطور که از شکل ۵-۵ مشخص است، عملکرد کنترل‌کننده LQDG در برابر نویز اندازه‌گیری خوب است و خروجی نوسان ندارد.

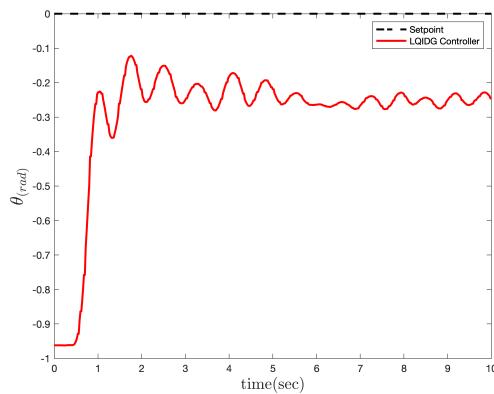
## فصل ۶

# پیاده‌سازی کنترل‌کننده روی استند سه درجه آزادی چهارپره

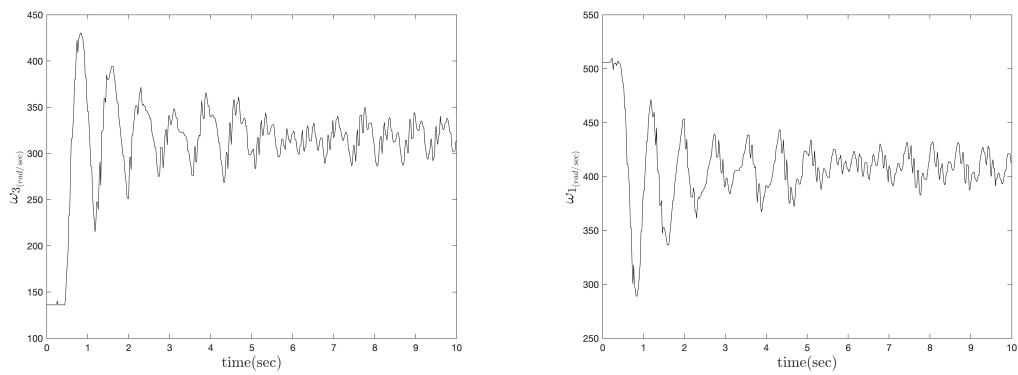
در بخش ۱-۵ ابتدا کanal رول استند چهارپره در حضور کنترل‌کننده‌ای LQR و در ادامه در حضور کنترل‌کننده‌ای LQDG و LQIDG شبیه‌سازی شد. سپس، کanal‌های رول-پیچ و رول-پیچ-یاو در بخش‌های ۱-۵ و ۲-۵ در حضور کنترل‌کننده LQIDG شبیه‌سازی شدند. در این فصل به پیاده‌سازی کنترل‌کننده روی استند سه درجه آزادی چهارپره پرداخته شده است. در بخش ۱-۶ به پیاده‌سازی کنترل‌کننده روی کanal پیچ پرداخته شده است. سپس، در بخش‌های ۲-۶ و ۳-۶ به پیاده‌سازی کنترل‌کننده روی کanal‌های رول-پیچ و رول-پیچ-یاو پرداخته شده است.

## ۱-۶ نتایج کنترل کanal پیچ

در پیاده‌سازی از ضرایب وزنی بهینه به دست آمده در قسمت شبیه‌سازی استفاده شده است.



شکل ۱-۶: عملکرد کنترل‌کننده LQR در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

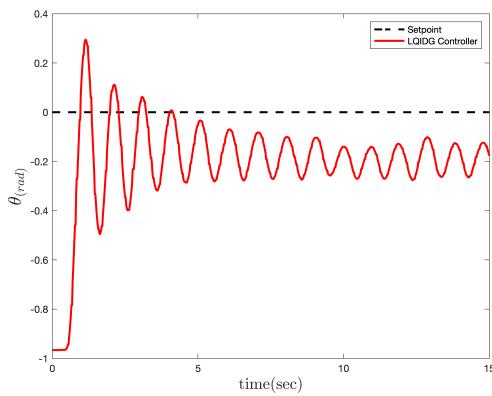


(ب) موتور شماره سه

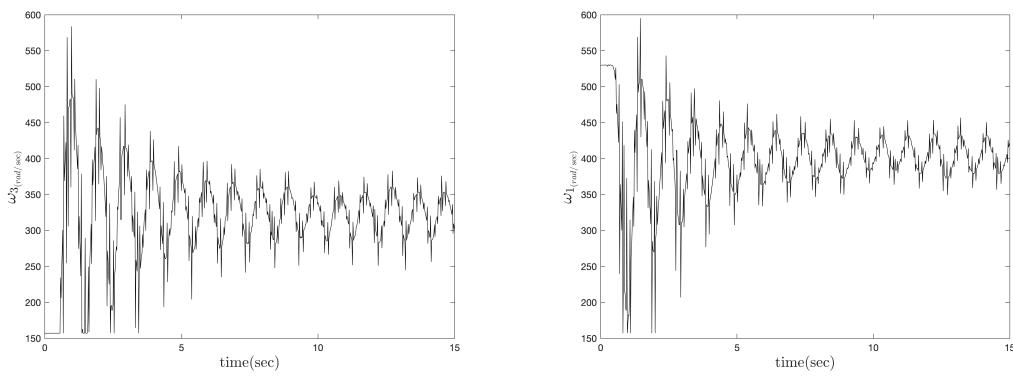
(ا) موتور شماره یک

شکل ۲-۶: فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

کanal پیچ استند سه درجه آزادی در حضور کنترل‌کننده LQR نوسانی و دارای خطای ماندگار است. در ادامه به پیاده‌سازی کنترل‌کننده LQDG بر رویه کanal پیچ استند سه درجه آزادی پرداخته می‌شود. در پیاده‌سازی از ضرایب وزنی بهینه به دست آمده در قسمت شبیه‌سازی استفاده شده است.



شکل ۶-۶: عملکرد کنترل‌کننده LQDG در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

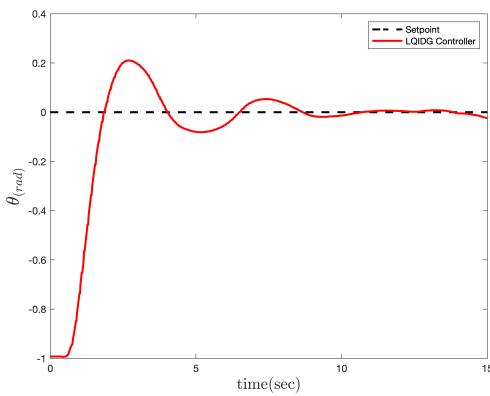


(ب) موتور شماره سه

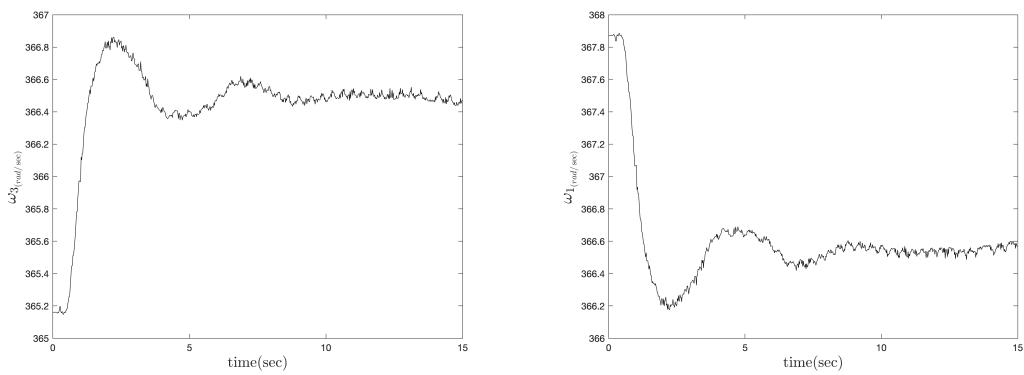
(آ) موتور شماره یک

شکل ۶-۷: فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

کanal پیچ استند سه درجه آزادی در حضور کنترل‌کننده LQDG نوسانی و دارای خطای ماندگار است. در ادامه به پیاده‌سازی کنترل‌کننده LQIDG بر رویه کanal پیچ استند سه درجه آزادی پرداخته می‌شود. در پیاده‌سازی از ضرایب وزنی بهینه به دست آمده در قسمت شبیه‌سازی استفاده شده است.



شکل ۶-۵: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)



(ب) موتور شماره سه

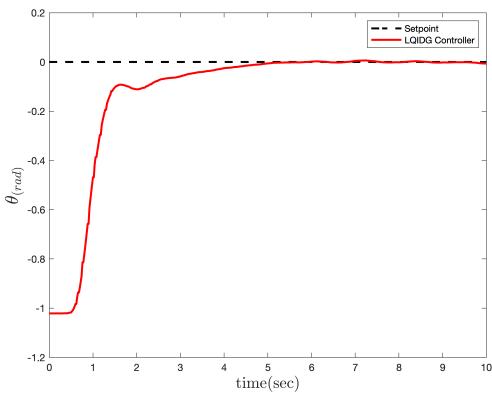
(آ) موتور شماره یک

شکل ۶-۶: فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

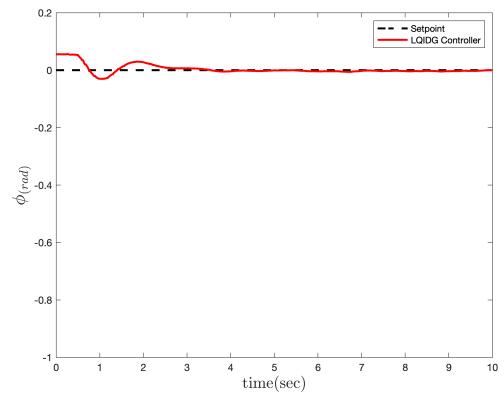
کanal پیچ استند سه درجه آزادی در حضور کنترل‌کننده LQIDG عملکرد خوبی از خود نشان می‌دهد و به علت وجود انتگرال‌گیر خطای ماندگار ندارد.

## ۲-۶ نتایج کنترل کanal رول-پیچ

در ادامه به پیاده‌سازی کنترل‌کننده LQIDG روی کanal رول-پیچ استند سه درجه آزادی از شرایط اولیه  $\phi = 5^\circ$  و  $\theta = -60^\circ$  پرداخته شده است. در پیاده‌سازی از ضرایب وزنی بهینه به دست آمده در قسمت شبیه‌سازی استفاده شده است.

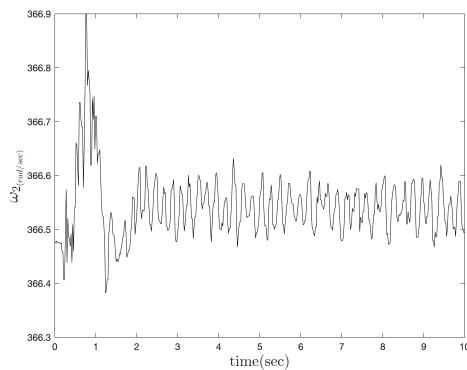


(ب) تغییرات زاویه پیچ

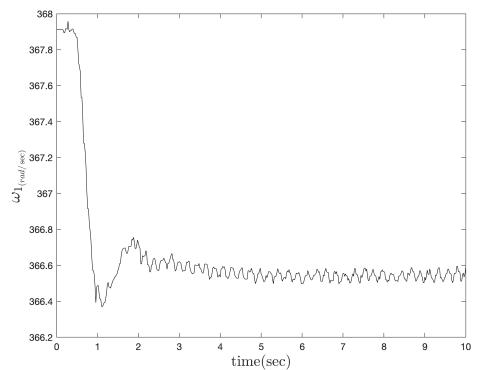


(ا) تغییرات زاویه رول

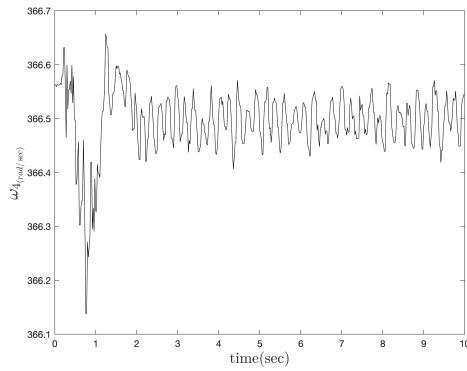
شکل ۶-۶: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)



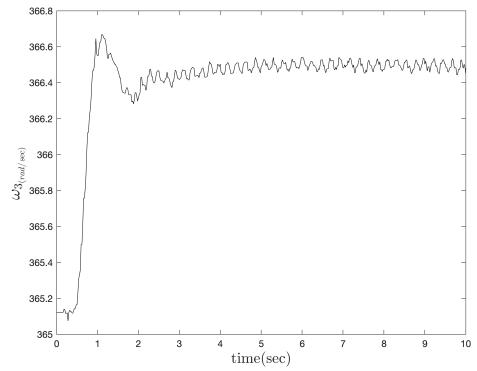
(ب) موتور شماره دو



(ا) موتور شماره یک



(د) موتور شماره چهار

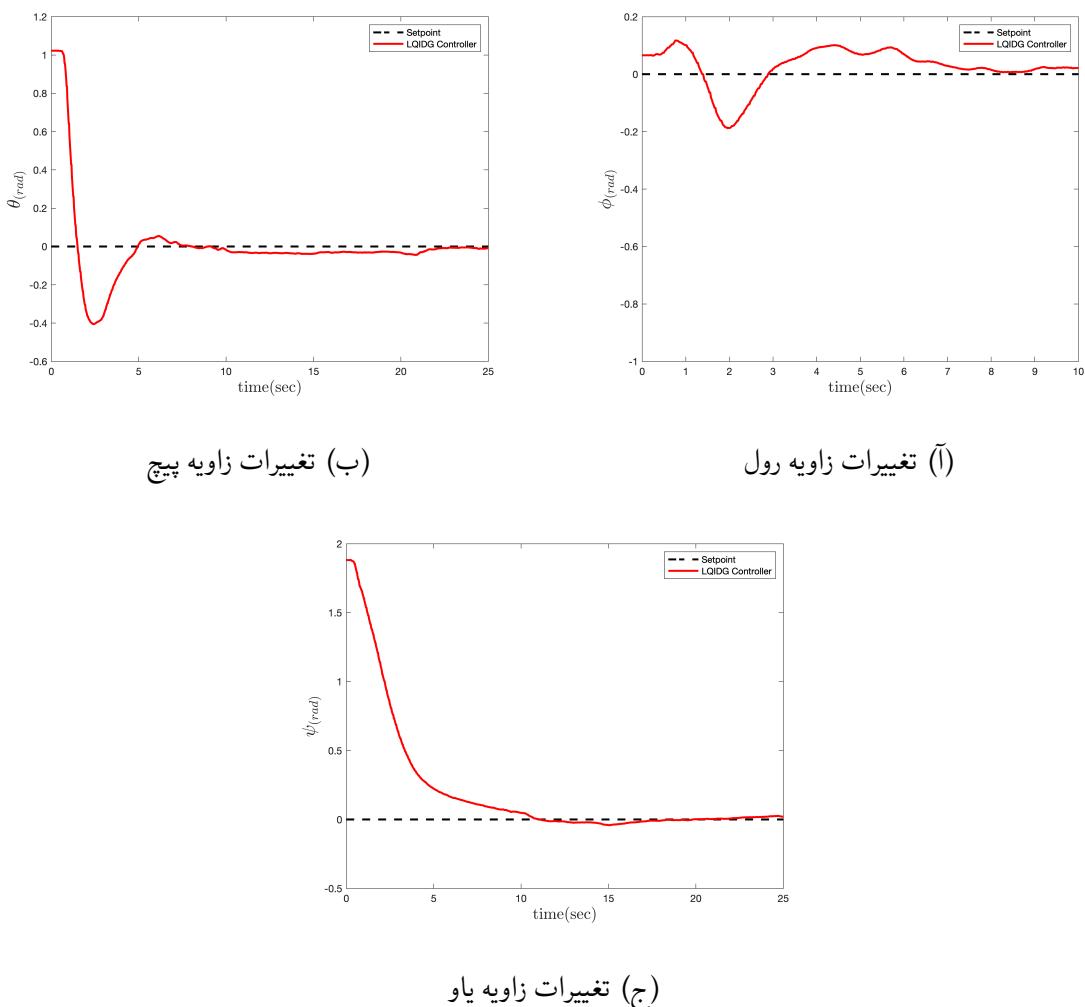


(ج) موتور شماره سه

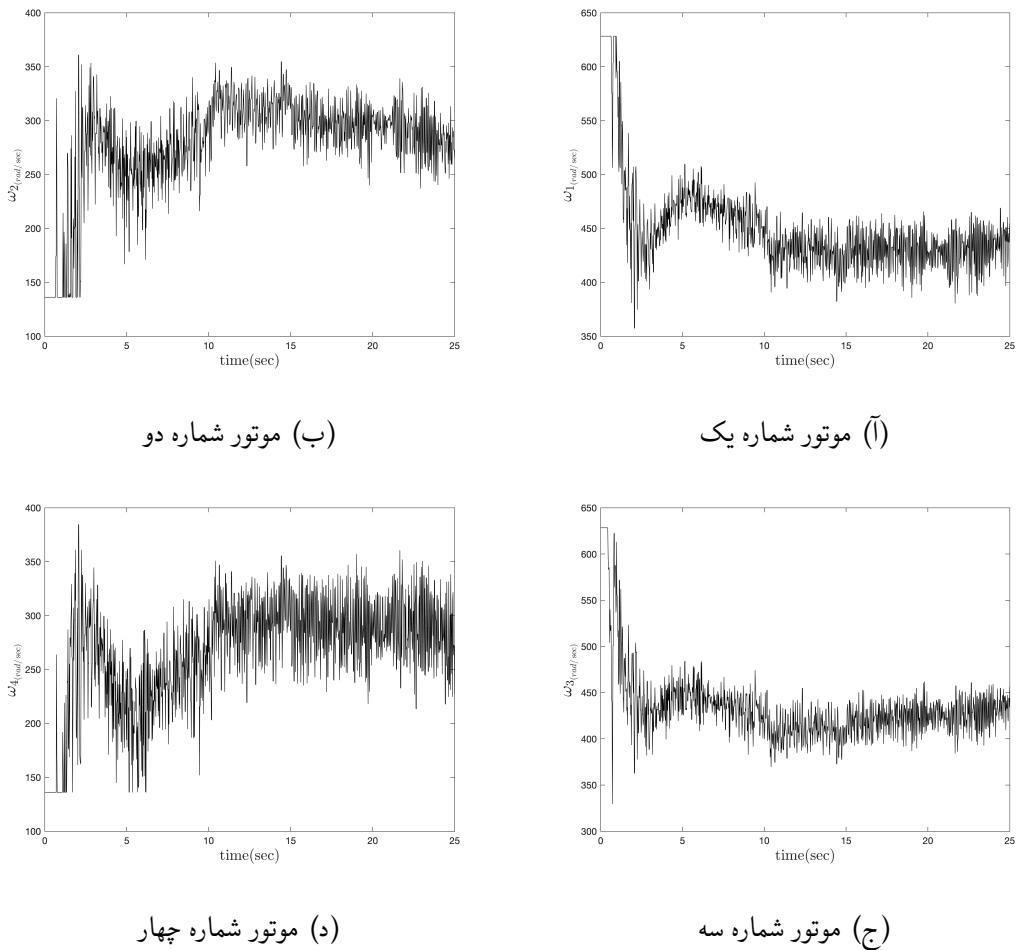
شکل ۶-۸: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)

## ۳-۶ نتایج کنترل وضعیت

فرم خطی فضای حالت کانال‌های چهارپره محاسبه شده است. در بخش‌های در ادامه به پیاده‌سازی کنترل‌کننده برای وضعیت استند سه درجه آزادی انجام شده است. در بخش ۳-۵ شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQIDG انجام شد. در این بخش به پیاده‌سازی کنترل‌کننده LQIDG روی استند سه درجه آزادی از شرایط اولیه  $\phi = 5^\circ$ ,  $\theta = 60^\circ$  و  $\psi = 100^\circ$  پرداخته شده است. در پیاده‌سازی از ضرایب وزنی بهینه به دست آمده در قسمت شبیه‌سازی استفاده شده است.



شکل ۶-۶: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)



شکل ۶-۱۰: فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)

## فصل ۷

### نتیجه‌گیری

در این پایان‌نامه، یک کنترل‌کننده مبتنی بر بازی دیفرانسیلی به منظور کنترل وضعیت یک استند آزمایشگاهی سه درجه آزادی چهارپره طراحی و پیاده‌سازی شد. به این منظور، ابتدا مدل‌سازی سه درجه آزادی وضعیت وسیله با در نظر گرفتن گشتاورهای خارجی انجام شد. پس از پیاده‌سازی مدل ریاضی، اصلاح پارامتر انجام شد. سپس، صحت عملکرد شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی چهارپره با نتایج تست آزمایشگاهی ارزیابی شد. از کنترل‌کننده بهینه LQR برای کنترل آن استفاده شد. از آنجا که عملکرد سامانه در حضور اغتشاش مطلوب نبود، کنترل‌کننده‌های LQDG و سپس LQIDG طراحی، شبیه‌سازی و روی سامانه پیاده‌سازی شد. نتایج پیاده‌سازی نشان داد کنترل‌کننده LQR در حضور اغتشاش با نوسان زیادی همراه است و کنترل‌کننده LQDG در حضور اغتشاش قادر به صفر کردن خطای حالت ماندگار و نوسان نخواهد بود. بنابراین، برای حل این مشکل، کنترل‌کننده LQIDG استفاده شد. نتایج شبیه‌سازی نشان داد که این کنترل‌کننده، علاوه بر صفر کردن خطای حالت ماندگار، فراجهش کمتری نسبت به کنترل‌کننده LQR دارد. در نهایت، بهبودهای حاصل شده در عملکرد کنترل‌کننده، با پیاده‌سازی آن بر روی سامانه، تایید شد. کدهای استفاده شده در این پایان‌نامه به صورت منبع باز<sup>۱</sup> در دسترس است<sup>۲</sup>.

<sup>1</sup>Open Source

<sup>2</sup><https://github.com/alibaniaasad1999/bachelor-thesis>

## ۱-۷ نوآوری‌های پایان‌نامه

نوآوری‌های این پایان‌نامه شامل موارد زیر است:

- پیاده‌سازی کنترل‌کننده LQIDG روی سامانه کنترل وضعیت سه درجه آزادی چهارپره.
- مقایسه نتایج شبیه‌سازی و پیاده‌سازی سه کنترل‌کننده بهینه در حضور اغتشاش مدل‌سازی

## ۲-۷ پیشنهادها برای ادامه کار

پیشنهادهایی که برای ادامه این کار وجود دارد، شامل موارد زیر است:

- حذف تاخیر حسگر به کمک فیلتر کالمن
- بررسی عملکرد کنترل‌کننده LQIDG روی سامانه‌های دیگر و در شرایط اغتشاشی مختلف

# مراجع

- [1] L. Sprekelmeyer. *These We Honor: The International Aerospace Hall of Fame*. 2006.
- [2] M. J. Hirschberg. A perspective on the first century of vertical flight. *SAE Transactions*, 108:1113–1136, 1999.
- [3] T. Lee, M. Leok, and N. H. McClamroch. Geometric tracking control of a quadrotor uav on  $\text{se}(3)$ . In *49th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, pages 5420–5425, 2010.
- [4] http://gcrc.sharif.edu. 3dof quadcopter, 2021. [Online; accessed November 2, 2021], Available at <https://cutt.ly/yYMvhYv>.
- [5] wired. the physics of drones, 2021. [Online; accessed June 8, 2021], Available at <https://www.wired.com/2017/05/the-physics-of-drones/>.
- [6] nobelprize.org. Jean tirole, 2021. [Online; accessed October 17, 2021], Available at <https://www.nobelprize.org/prizes/economic-sciences/2014/tirole/facts/>.
- [7] B. Djehiche, A. Tcheukam, and H. Tembine. Mean-field-type games in engineering. *AIMS Electronics and Electrical Engineering*, 1(1):18–73, 2017.
- [8] W. L. Brogan. *Modern control theory*. 1974.
- [9] J. Engwerda. Linear quadratic differential games: An overview. *Advances in Dynamic Games and their Applications*, 10:37–71, 03 2009.
- [10] R. Pordal. Control of a single axis attitude control system using a linear quadratic integral regulator based on the differential game theory. *BSc Thesis*, 2021.

- [11] P. Abeshtan. Attitude control of a 3dof quadrotor stand using intelligent backstepping approach. *MSc Thesis (PhD Thesis)*, 2016.
- [12] P. Zipfel. *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [13] A. Sharifi. Real-time design and implementation of a quadcopter automatic landing algorithm taking into account the ground effect. *MSc Thesis (PhD Thesis)*, 2010.
- [14] M. A. A. Bishe. Attitude control of a 3dof quadrotor stand using a heuristic nonlinear controller. January 2018.
- [15] E. Norian. Design of status control loops of a laboratory quadcopter mechanism and its pulverizer built-in using the automatic tool code generation. *BSc Thesis*, 2014.
- [16] K. Ogata. *Modern Control Engineering*. Instrumentation and controls series. Prentice Hall, 2010.
- [17] A. Karimi, H. Nobahari, and P. Siarry. Continuous ant colony system and tabu search algorithms hybridized for global minimization of continuous multi-minima functions. *Computational Optimization and Applications*, 45(3):639–661, Apr 2010.

## **Abstract**

In this research, a method based on game theory has been used. In this method, two main players, system and disturbance, are considered. Each of the two players tries to increase their score with the lowest cost, which is considered here, the status of the player's score. In this method, the selection of the move is done using the Nash equilibrium, whose purpose is to reduce the cost function assuming the worst move of the other player. This method is resistant to input disturbance. It also has good resistance to modeling uncertainty. The presented method has been used to control a quadcopter three degree of freedom stand, which is also a kind of inverted pendulum. To evaluate the performance of this method, first simulations have been performed in the Simulink environment and then, by implementing it, the correctness of its performance has been confirmed.

**Keywords:** Quadcopter, Differential Game, Game Theory, Nash Equilibrium, Three Degree of Freedom Stand, Model Base Design, Linear Quadratic Regulator



Sharif University of Technology  
Department of Aerospace Engineering

Bachelor Thesis

**Control of a Three Degree of Freedom Quadcopter  
Stand Using a Linear Quadratic Integral  
Regulator Based on the Differential Game Theory**

By:

**Ali BaniAsad**

Supervisor:

**Dr.Hadi Nobahari**

July 2022