



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^۱ 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^۲ 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

¹Game Theory

²Nash Equilibrium

فهرست مطالب

۱	مقدمه	۱
۲	۱-۱ تاریخچه	۲
۳	۲-۱ تعریف مسئله	۳
۴	۳-۱ نظریه بازی	۴
۴	۱-۳-۱ تاریخچه نظریه بازی	۴
۴	۲-۳-۱ تعادل نش	۴
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 چهارپره	۱۱
۱۱	۱-۳ فرم فضای حالت	۱۱
۱۴	۲-۳ خطی سازی	۱۴
۱۷	۴ شبیه سازی استند سه درجه آزادی چهارپره در محیط سیمولینک	۱۷

۱۷	۱-۴ طراحی مدل مبنا
۱۸	۲-۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی در محیط سیمولینک
۱۹	۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل کننده برای استند سه درجه آزادی چهارپره
۱۹	۱-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل کننده برای کانال رول
۲۰	۱-۱-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی
۲۴	۲-۱-۵ بررسی عملکرد کنترل کننده در حضور نویز اندازه‌گیری
۲۷	۲-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل کننده برای کانال رول-پیچ
۲۷	۱-۲-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی
۳۰	۲-۲-۵ بررسی عملکرد کنترل کننده در حضور نویز اندازه‌گیری
۳۱	۳-۵ طراحی و شبیه‌سازی کنترل کننده برای وضعیت
۳۲	۱-۳-۵ تعقیب مقدار مطلوب خروجی
۳۵	۲-۳-۵ بررسی عملکرد کنترل کننده در حضور نویز اندازه‌گیری
۳۸	۶ پیاده‌سازی کنترل کننده روی استند سه درجه آزادی چهارپره
۳۸	۱-۶ نتایج کنترل کانال پیچ
۴۱	۲-۶ نتایج کنترل کانال رول-پیچ
۴۳	۳-۶ نتایج کنترل وضعیت
۴۵		۷ نتیجه‌گیری
۴۶	۱-۷ نوآوری‌های پایان نامه
۴۶	۲-۷ پیشنهادها برای ادامه کار

فهرست شکل‌ها

۱-۱	استند کنترل وضعیت سه درجه آزادی چهارپره [۴]	۳
۱-۴	مدل استند چهارپره شبیه‌سازی شده در محیط سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌های مدل	۱۸
۲-۴	مدل فضای حالت استند چهارپره شبیه‌سازی شده در محیط سیمولینک	۱۸
۱-۵	عملکرد کنترل کننده LQR در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۲۱
۲-۵	فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۲۱
۳-۵	عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۲۲
۴-۵	فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۲۲
۵-۵	عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۲۳
۶-۵	فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۲۴
۷-۵	عملکرد کنترل کننده LQR در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری	۲۴
۸-۵	فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری	۲۵
۹-۵	عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری	۲۵
۱۰-۵	فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری	۲۶
۱۱-۵	عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری	۲۶
۱۲-۵	فرمان کنترلی موتورهای دو و چهار در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازه‌گیری	۲۷

۱۳-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۲۹
۱۴-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۲۹
۱۵-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ با حضور نویز اندازه‌گیری	۳۰
۱۶-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ با حضور نویز اندازه‌گیری	۳۱
۱۷-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)	۳۴
۱۸-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)	۳۵
۱۹-۵ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری	۳۶
۲۰-۵ فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری	۳۷
۱-۶ عملکرد کنترل کننده LQR در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۳۹
۲-۶ فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۳۹
۳-۶ عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۴۰
۴-۶ فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۴۰
۵-۶ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۴۱
۶-۶ فرمان کنترلی موتورهای یک و سه در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۴۱
۷-۶ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۴۲
۸-۶ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۴۲
۹-۶ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)	۴۳
۱۰-۶ فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)	۴۴

فهرست جداول

۱-۳ پارامترهای شبیه‌سازی استند چهارپره [۱۱] ۱۳

فصل ۱

مقدمه

چهارپره یا کوادکوپتر^۱ 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^۲ 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].

¹Quadcopter

²Free 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^۳، پیچ^۴ و یاو^۵) 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]

^۳Roll

^۴Pitch

^۵Yaw

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 حلقه‌باز ناپایدار است. این سامانه دارای چهار ورودی مستقل (سرعت چرخش پره‌ها) و سه خروجی زوایای اویلر (θ, ϕ, ψ) 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.

۳-۱ 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 [۵].

۲-۳-۱ تعادل نش

پژوهش‌ها در این زمینه اغلب بر مجموعه‌ای از راهبردهای شناخته شده به عنوان تعادل در بازی‌ها استوار است. این راهبردها به طور معمول از قواعد عقلانی به نتیجه می‌رسند. مشهورترین تعادل‌ها، تعادل نش است. تعادل نش در بازی‌هایی کاربرد دارد در آن فرض شده‌است 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 [۶]. 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:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}(t) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_1\mathbf{u}_1(t) + \mathbf{B}_2\mathbf{u}_2(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}_1\mathbf{u}_1(t) + \mathbf{D}_2\mathbf{u}_2(t)\end{aligned}\quad (1-2)$$

که در رابطه (۱-۲) x ، y ، u_1 و u_2 به ترتیب بیانگر بردار حالت، بردار خروجی، بردار ورودی بازیکن اول و بردار ورودی بازیکن دوم هستند. همچنین، \mathbf{A} ، \mathbf{B}_1 ، \mathbf{B}_2 ، \mathbf{C} ، \mathbf{D}_1 و \mathbf{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 [۷]. 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^۱ 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 (۶-۲) 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 (۶-۲)، \mathbf{R}_{ij} و \mathbf{R}_{ii} 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 [۸].

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.

^۱Quadratic 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^۲ و در بخش ۲-۲-۲ به معرفی کنترل‌کننده مربعی خطی انگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی^۳ 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.

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

که در رابطه (۵-۲)، ضریب $\mathbf{K}(t)$ 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 در رابطه (۵-۲)، ماتریس $P_i(t)$ بیانگر پاسخ معادله کوپل ریکاتی^۴ زیر است [۶]:

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

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

²Linear Quadratic Based on the Differential Game Theory (LQDG)

³Linear Quadratic Integral Based on the Differential Game Theory (LQIDG)

⁴Coupled 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 [۹]:

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

در رابطه (۸-۲)، x_a بردار حالت افزوده^۵، x_d بردار حالت مطلوب و 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:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_a(t) &= \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{B}_{a1} \mathbf{u}_{a1}(t) + \mathbf{B}_{a2} \mathbf{u}_{a2}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{D}_{a1} \mathbf{u}_{a1}(t) + \mathbf{D}_{a2} \mathbf{u}_{a2}(t) \end{aligned} \quad (10-2)$$

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.

⁵Augmented

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

که در رابطه (13-2)، ضریب $\mathbf{K}_{ai}(t)$ 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 $\mathbf{P}_i(t)$ بیانگر پاسخ معادله کوپل ریکاتی⁶ زیر است [6]:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{P}}_{a_1}(t) &= -\mathbf{A}_a^T \mathbf{P}_{a_1}(t) - \mathbf{P}_{a_1}(t) \mathbf{A}_a - \mathbf{Q}_1 + \mathbf{P}_{a_1}(t) \mathbf{S}_{a_1}(t) \mathbf{P}_{a_1}(t) + \mathbf{P}_{a_1}(t) \mathbf{S}_{a_2}(t) \mathbf{P}_{a_2}(t) \\ \dot{\mathbf{P}}_{a_2}(t) &= -\mathbf{A}_a^T \mathbf{P}_{a_2}(t) - \mathbf{P}_{a_2}(t) \mathbf{A}_a - \mathbf{Q}_2 + \mathbf{P}_{a_2}(t) \mathbf{S}_{a_2}(t) \mathbf{P}_{a_2}(t) + \mathbf{P}_{a_2}(t) \mathbf{S}_{a_1}(t) \mathbf{P}_{a_1}(t) \end{aligned} \quad (15-2)$$

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

⁶Coupled Riccati Differential Equations

فصل ۳

مدل‌سازی چهارپره

فرم فضای حالت استند آزمایشگاهی در بخش ۱-۳ استخراج می‌شود. لازم به توضیح است که فرم نهایی فضای حالت استند بدون درنظرگرفتن اصطکاک بیرینگ‌ها از منبع [۱۰] آورده شده است که در آن منبع، مدل استخراج شده با اعمال ورودی‌ها و شرایط اولیه مختلف اعتبارسنجی شده است.

۱-۳ فرم فضای حالت

متغیرهای حالت استند سه درجه آزادی چهارپره به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1-3)$$

همچنین، بردار ورودی به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3 \ \omega_4]^T \quad (2-3)$$

معادلات فضای حالت به فرم زیر است.

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

که $f(x)$ مطابق رابطه زیر است.

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} x_4 + x_5 \sin(x_1) \tan(x_2) + x_6 \cos(x_1) \tan(x_2) \\ x_5 \cos(x_1) - x_6 \sin(x_1) \\ (x_5 \sin(x_1) + x_6 \cos(x_1)) \sec(x_2) \\ A_1 \cos(x_2) \sin(x_1) + A_2 x_5 x_6 + A_3 \sigma_1 + A_4 x_5 \sigma_4 - \frac{x_4}{|x_4|} A_5 + A_6 \cos(x_1) \\ B_1 \sin(x_2) + B_2 x_4 x_6 + B_3 \sigma_2 + B_4 x_4 \sigma_4 - \frac{x_5}{|x_5|} B_5 + B_6 \cos(x_2) \\ C_1 x_4 x_5 + C_2 \sigma_3 - \frac{x_6}{|x_6|} C_3 \end{bmatrix} \quad (4-3)$$

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

ثابت‌های معادلات بالا به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} A_1 &= \frac{h_{cg} g m_{tot}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} & A_2 &= \frac{2m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22} - J_{33}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} & A_3 &= \frac{bd_{cg}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} \\ A_4 &= \frac{J_R}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} & A_5 &= \frac{m_1 g \mu r_x}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} & A_6 &= \frac{m_{tot} x_{cg}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} \\ B_1 &= \frac{h_{cg} g m_{tot}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} & B_2 &= \frac{-2m_{tot} h_{cg}^2 - J_{11} + J_{33}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} & B_3 &= \frac{bd_{cg}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} \\ B_4 &= \frac{-J_R}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} & B_5 &= \frac{m_2 g \mu r_y}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} & B_6 &= \frac{m_{tot} y_{cg}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} \\ C_1 &= \frac{J_{11} - J_{22}}{J_{33}} & C_2 &= \frac{d}{J_{33}} & C_3 &= \frac{m_3 g \mu r_z}{J_{33}} \end{aligned}$$

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

جدول ۱-۳: پارامترهای شبیه‌سازی استند چهارپره [۱۱]

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}
4.4398×10^{-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
3.13×10^{-5}	1	b
3.2×10^{-6}	1	d
0.003	1	μ_s
0.002	1	μ_k
9.81	m/s^2	g

۲-۳ خطی‌سازی

در این قسمت، با استفاده از فرم فضای حالت بخش ۱-۳، خطی‌سازی حول نقطه کار انجام شده است. برای ساده‌سازی، ورودی مسئله را از سرعت دورانی به نیروهای تاثیرگذار در مودهای رول، پیچ و یا و 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 (۵-۳) تعریف می‌شوند.

$$u_1 = \omega_2^2 - \omega_4^2, \quad u_2 = \omega_1^2 - \omega_3^2, \quad u_3 = \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \quad (5-3)$$

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 (۶-۳) است و مقدار آن به صورت ثابت و برابر با سرعت دورانی تمام پره‌ها در دور نامی یعنی RPM 2000 در نظر گرفته شده است.

$$u_4 = \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \quad (6-3)$$

در ادامه، روابط (۵-۳) و (۶-۳) را در فضای حالت سیستم جایگزین می‌کنیم و برای سادگی قسمت‌های (۷-۳) را از معادلات حذف می‌کنیم:

فضای حالت جدید:

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} x_4 + x_5 \sin(x_1) \tan(x_2) + x_6 \cos(x_1) \tan(x_2) \\ x_5 \cos(x_1) - x_6 \sin(x_1) \\ (x_5 \sin(x_1) + x_6 \cos(x_1)) \sec(x_2) \\ A_1 \cos(x_2) \sin(x_1) + A_2 x_5 x_6 + A_3 u_1 \\ B_1 \sin(x_2) + B_2 x_4 x_6 + B_3 u_2 \\ C_1 x_4 x_5 + C_2 u_3 \end{bmatrix} \quad (7-3)$$

بردار ورودی جدید به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$\mathbf{u} = [u_1 \quad u_2 \quad u_3 \quad u_4]^T \quad (8-3)$$

برای خطی‌سازی از بسط تیلور استفاده شده است.

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \delta \mathbf{x} + \mathbf{B} \delta \mathbf{u} \quad (9-3)$$

$$\mathbf{x}^* = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (10-3)$$

$$\mathbf{u}^* = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 4 \times 2000^2 \end{bmatrix}^T \quad (11-3)$$

$$\mathbf{A} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}^*} \quad (12-3)$$

$$\mathbf{B} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{u}^*} \quad (13-3)$$

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} کanal رول به صورت زیر است.

$$\mathbf{A}_{\text{roll}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_4} \\ \frac{\partial f_4}{\partial x_1} & \frac{\partial f_4}{\partial x_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ A_1 \cos(x_1) & 0 \end{bmatrix} \quad (14-3)$$

$$\mathbf{B}_{\text{roll}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} \\ \frac{\partial f_4}{\partial u_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ A_3 \end{bmatrix} \quad (15-3)$$

همچنین، ماتریس‌های \mathbf{A} و \mathbf{B} کanal پیچ به صورت زیر است.

$$\mathbf{A}_{\text{pitch}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \frac{\partial f_2}{\partial x_5} \\ \frac{\partial f_5}{\partial x_2} & \frac{\partial f_5}{\partial x_5} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ B_1 \cos(x_1) & 0 \end{bmatrix} \quad (16-3)$$

$$\mathbf{B}_{\text{pitch}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_2}{\partial u_2} \\ \frac{\partial f_5}{\partial u_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ B_3 \end{bmatrix} \quad (17-3)$$

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

$$\mathbf{A}_{\text{yaw}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_3}{\partial x_3} & \frac{\partial f_3}{\partial x_6} \\ \frac{\partial f_6}{\partial x_3} & \frac{\partial f_6}{\partial x_6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (18-3)$$

$$\mathbf{B}_{\text{yaw}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_3}{\partial u_3} \\ \frac{\partial f_6}{\partial u_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ C_2 \end{bmatrix} \quad (19-3)$$

استخراج سرعت دورانی پره‌ها از نیروها

چهار معادله و چهار مجهول به صورت زیر است.

$$\begin{aligned} u_1 &= \omega_2^2 - \omega_4^2 \\ u_2 &= \omega_1^2 - \omega_3^2 \\ u_3 &= \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \\ u_4 &= \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \end{aligned} \quad (20-3)$$

جواب معادلات (۲۰-۳) به صورت رابطه (۲۱-۳) به دست می‌آید.

$$\begin{aligned} \omega_1 &= \sqrt{\frac{u_4 + u_3 + 2u_2}{4}} \\ \omega_2 &= \sqrt{\frac{u_4 - u_3 + 2u_1}{4}} \\ \omega_3 &= \sqrt{\frac{u_4 + u_3 - 2u_2}{4}} \\ \omega_4 &= \sqrt{\frac{u_4 - u_3 - 2u_1}{4}} \end{aligned} \quad (21-3)$$

فصل ۴

شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی چهارپره در محیط سیمولینک

سیمولینک^۱ یک ابزار شبیه‌سازی همراه با نرم‌افزار متلب^۲ است. در بخش ۱-۴ مراحل طراحی مدل‌مینا و سپس، در بخش‌های ۲-۴ و ۳ 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^۳ بررسی شده و اشکالات اولیه موجود برطرف می‌شود. در گام بعد، به منظور بررسی اثر نامعینی‌ها، ساده‌سازی‌ها و اشتباهات مدل‌سازی بر عملکرد کنترل‌کننده، شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه سامانه^۴ انجام می‌شود. پس از تایید عملکرد کنترل‌کننده به صورت نرم‌افزاری، کد آن به کمک ابزار تولید خودکار کد نرم‌افزار سیمولینک تولید و روی آردوینو^۵ پیاده‌سازی می‌شود.

¹Simulink

²MATLAB

³MIL (Model In the Loop)

⁴RCP (Rapid Control Prototyping)

⁵Arduino

در مرحله نهایی، برد آردوینو به سامانه حقیقی (استند سه درجه آزادی) وصل شده، به صورت زمان حقیقی^۶ خروجی حسگر را دریافت و فرمان کنترلی را به سامانه اعمال می‌کند.

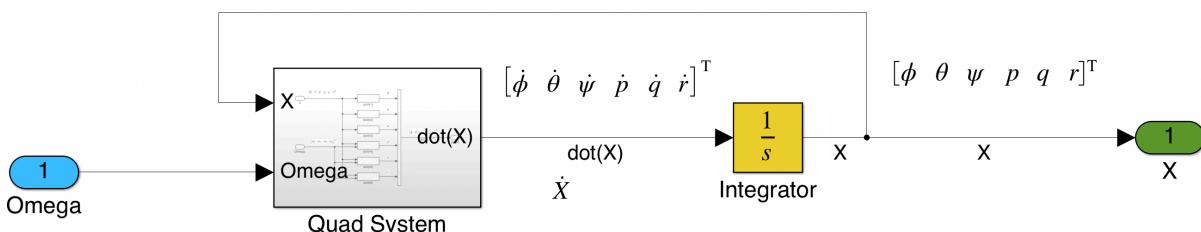
۲-۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی در محیط سیمولینک

در این بخش به بررسی و شبیه‌سازی مدل دینامیکی استند سه درجه آزادی پرداخته شده است. در بخش ۱-۳ 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 (ϕ)، پیچ (θ)، یاو (ψ) 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 ۱-۳ ساخته شده است.



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

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

⁶Real-Time

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 [۱۲]:

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

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:

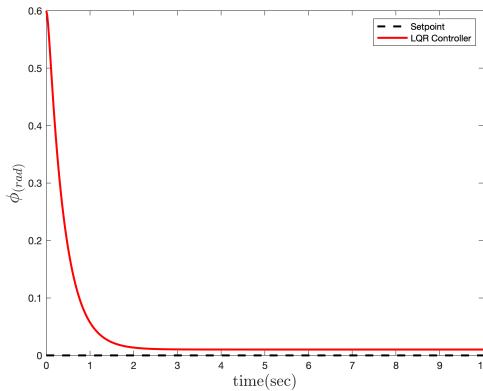
$$\dot{\mathbf{P}}(t) = \mathbf{A}^T\mathbf{P}(t) + \mathbf{P}(t)\mathbf{A} - \mathbf{P}(t)\mathbf{B}\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}(t) + \mathbf{Q} \quad (5-5)$$

در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی LQR از روش بهینه‌سازی TCACS^۱ [۱۳] استفاده شده است. تابع هزینه ورودی TCACS به صورت ITSE^۲ در نظر گرفته شده است. ضرایب وزنی خروجی بهینه شده در پایین آورده شده است.

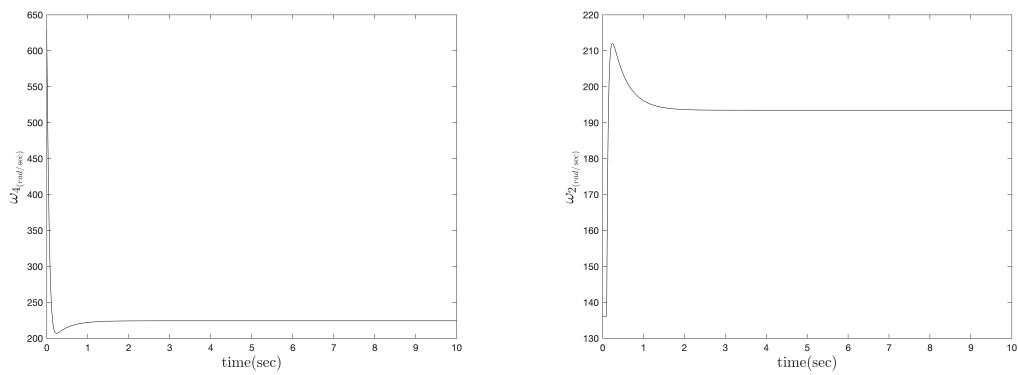
$$\mathbf{Q}_{LQR} = \begin{bmatrix} 0.5215 & 0 \\ 0 & 0.0745 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}_{LQR} = 0.0001 \quad (6-5)$$

^۱Tabu Continuous Ant Colony System

^۲Integral 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.

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

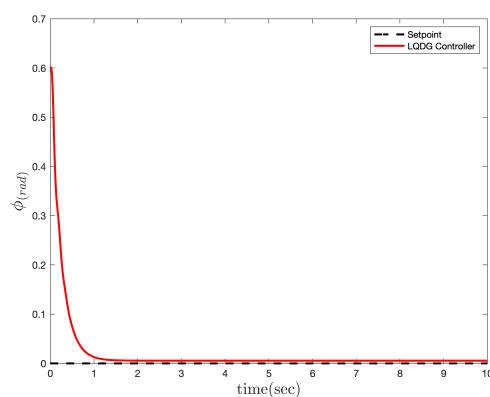
در گام بعد، با حل معادله (V-2) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی Q_1 و Q_2 مساوی در نظر گرفته شده است)

ماتریس K_1 به صورت زیر به دست می‌آید.

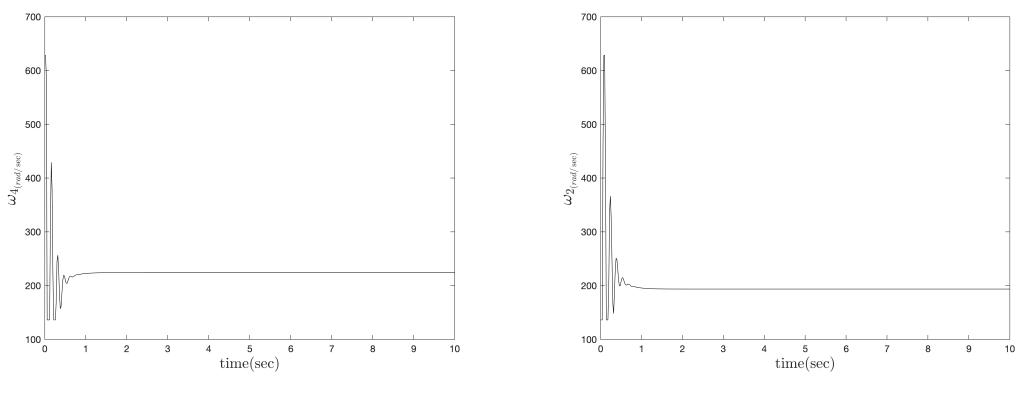
$$K_1 = \begin{bmatrix} 286.0470 & 39.1188 \\ 39.1188 & 8.8510 \end{bmatrix} \quad (8-5)$$

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)

همانطور که 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)

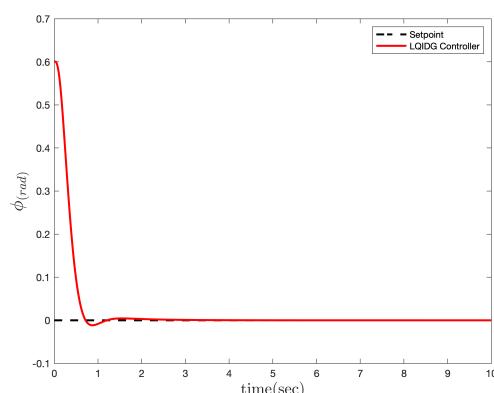
$$\mathbf{Q}_{\mathbf{a}_{LQIDG}} = \begin{bmatrix} 0.1707 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.12 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 837.8606 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 756.1341 \end{bmatrix}, \quad R_{1_{LQDG}} = 1, \quad R_{2_{LQDG}} = 7.7422$$

در گام بعد، با حل معادله (۱۵-۲) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی \mathbf{Q}_{a_2} و \mathbf{Q}_{a_1} مساوی در نظر گرفته شده است) ماتریس \mathbf{K}_1 به صورت زیر به دست می‌آید.

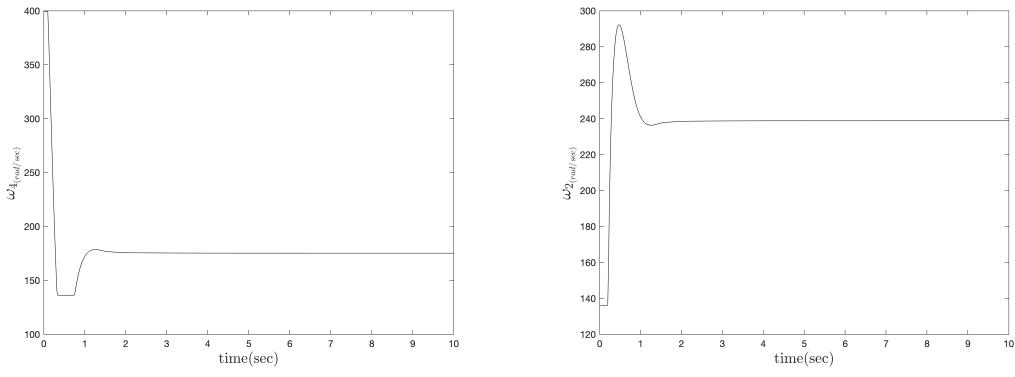
$$\mathbf{K}_{a_1} = \begin{bmatrix} 10924.84 & 39.83 & 1014.34 & -10629.93 \\ 39.83 & 8.40 & 27.22 & 11.70 \\ 1014.34 & 27.22 & 1047.80 & -756.13 \\ -10658.93 & 11.70 & -756.13 & 10658.93 \end{bmatrix} \quad (11-5)$$

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

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



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



(ب) موتور شماره چهار

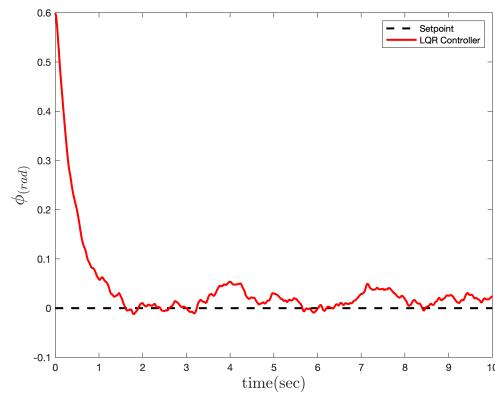
(ا) موتور شماره دو

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

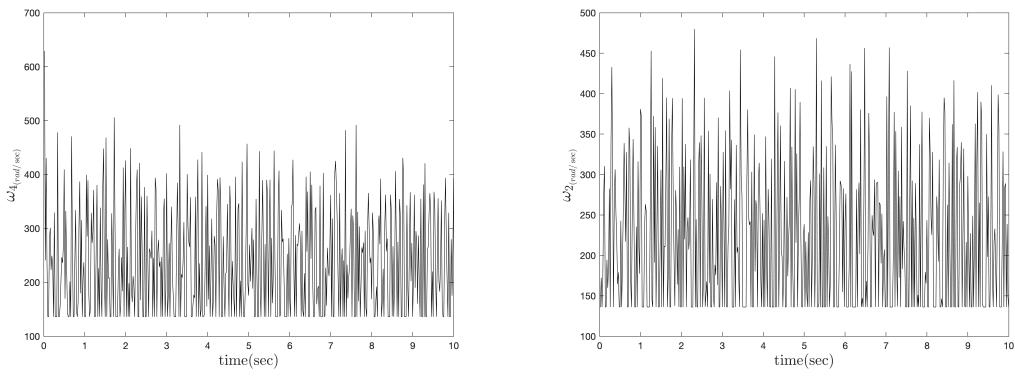
همانطور که از شکل ۵-۵ مشخص است، زمان نشست در حدود یک ثانیه است و خطای ماندگار وجود ندارد.

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 شده‌ی 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

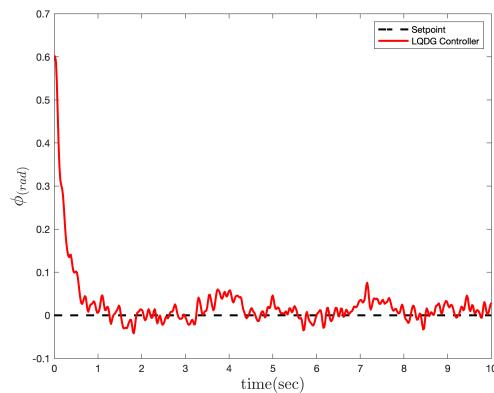


(ب) موتور شماره چهار

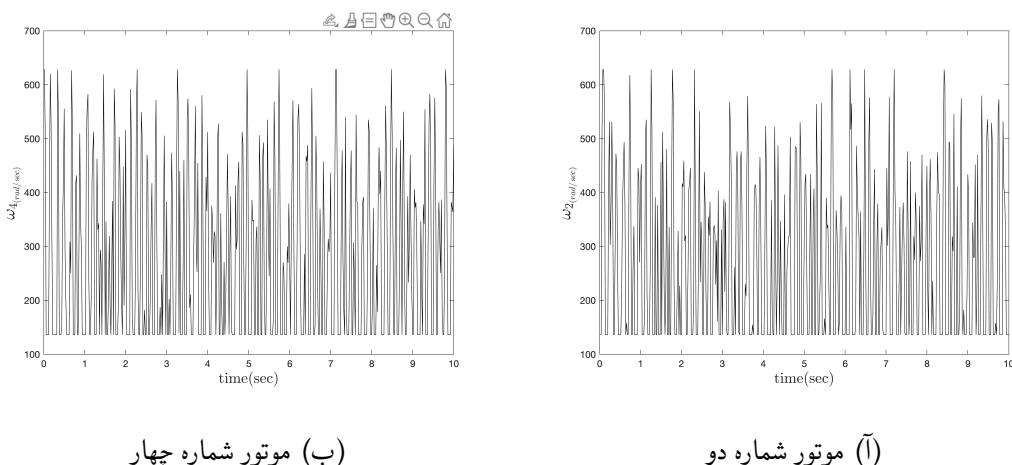
(ا) موتور شماره دو

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 کنترل‌کننده LQR در برابر نویز اندازه‌گیری ضعیف است و خروجی دارای نوسان است.

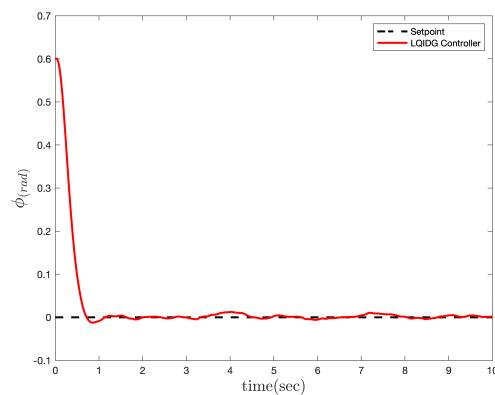


شکل ۹-۵: عملکرد کنترل کننده LQDG در کنترل زاویه رول با حضور نویز اندازهگیری

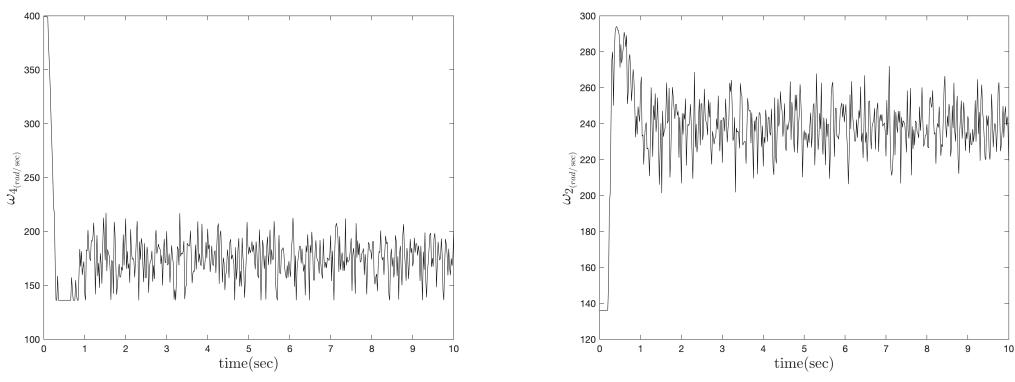


شکل ۵-۱۰: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رولبا حضور نویز اندازه‌گیری

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



(ب) موتور شماره چهار

(l) موتور شماره دو

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.

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

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

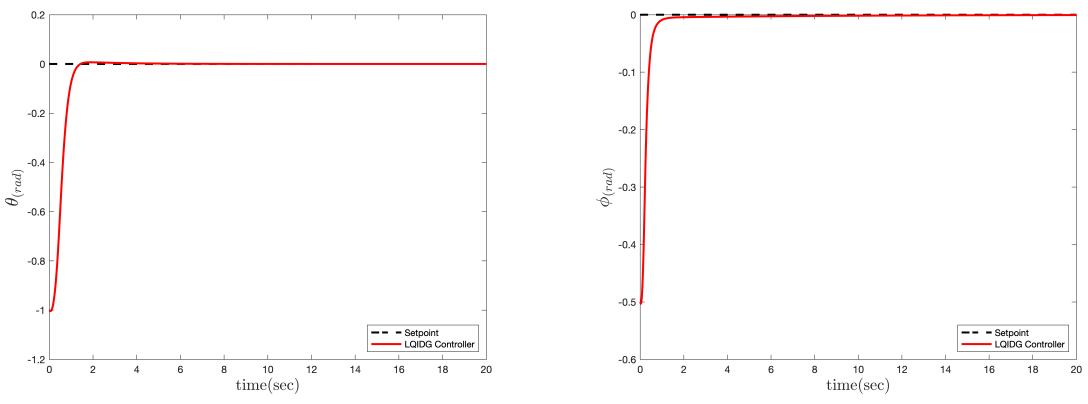
در گام بعد، با حل معادله (۱۵-۴) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی Q_{a_1} و Q_{a_2} مساوی در نظر گرفته شده است) ماتریس K_1 به صورت زیر به دست می‌آید.

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

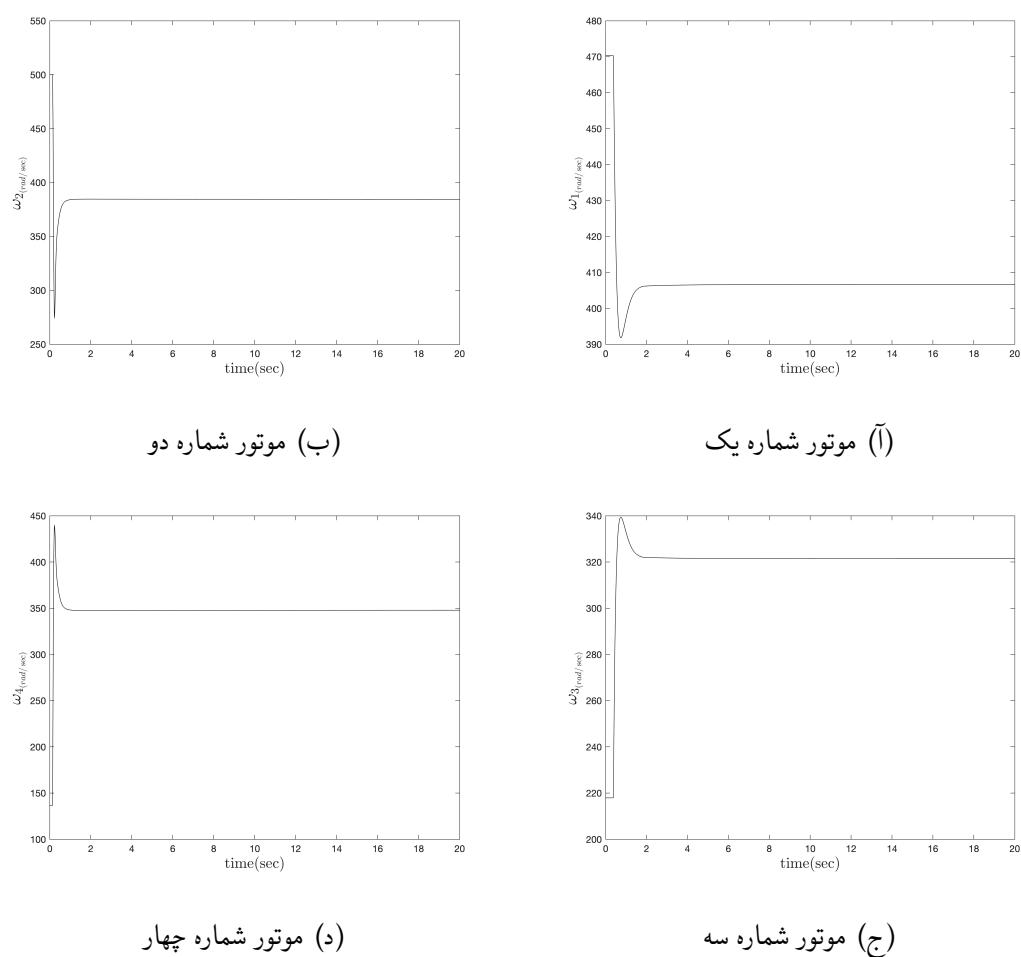
در نهایت فرمان کنترلی بهینه بازیکن اول از رابطه (۱۳-۴) به صورت زیر به دست می‌آید.

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

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



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

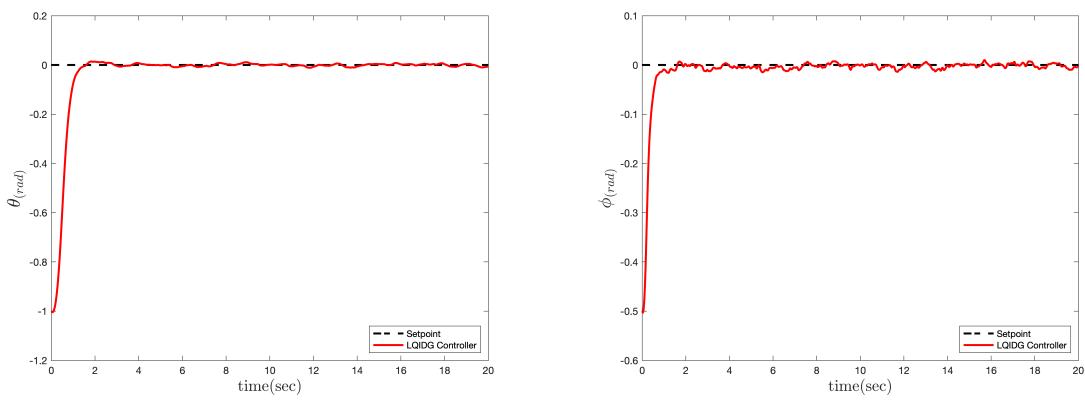


شکل ۱۴-۵: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)

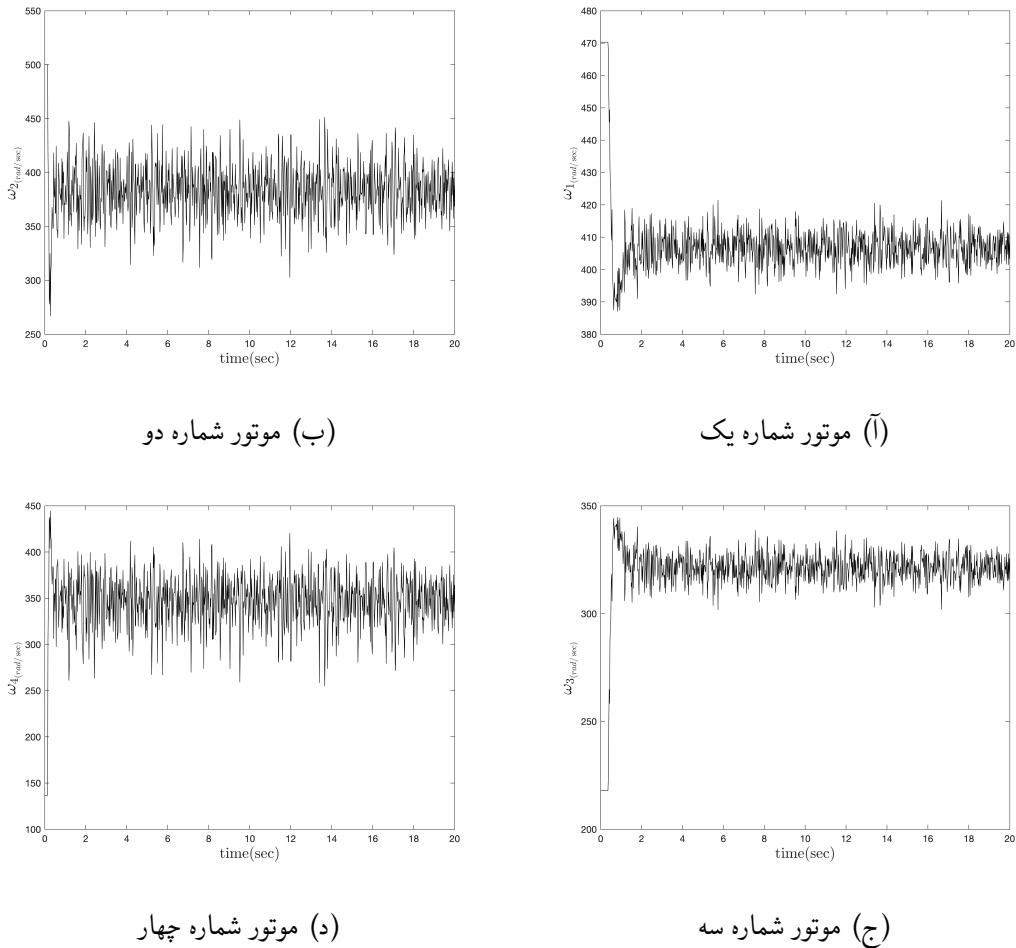
همانطور که از شکل ۱۳-۵ مشخص است، زمان نشست در برای هر دو کanal رول و پیچ حدود یک ثانیه است و خطای ماندگار وجود ندارد.

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 ۵۰ هرتز در نظر گرفته شده است.



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



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

همانطور که از شکل ۱۵-۵ مشخص است، عملکرد کنترل کننده 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 ۲-۳ 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.

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

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

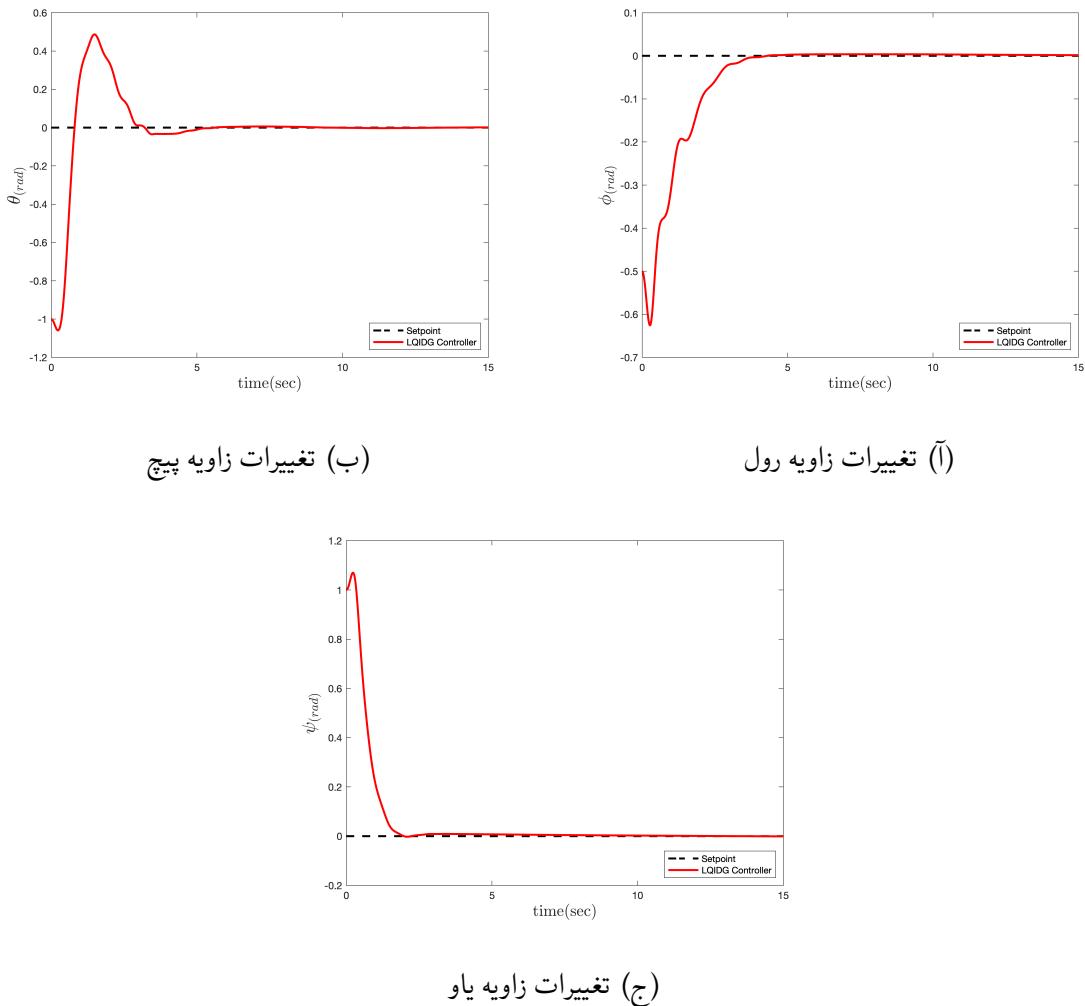
در گام بعد، با حل معادله (۱۵-۲) (برای سادگی ماتریس‌های وزنی Q_{a_1} و Q_{a_2} مساوی در نظر گرفته

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

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

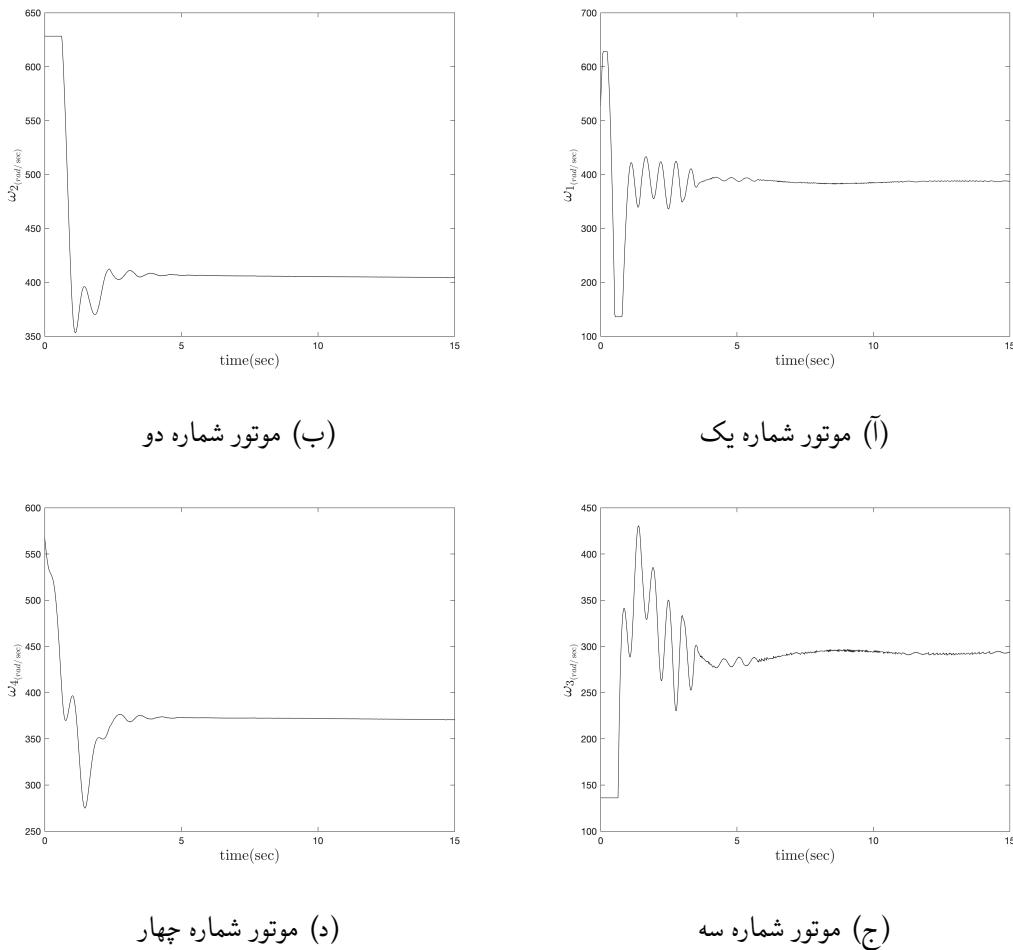
در نهایت فرمان کنترلی بهینه بازیکن اول از رابطه (۱۳-۲) به صورت زیر به دست می‌آید.

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



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

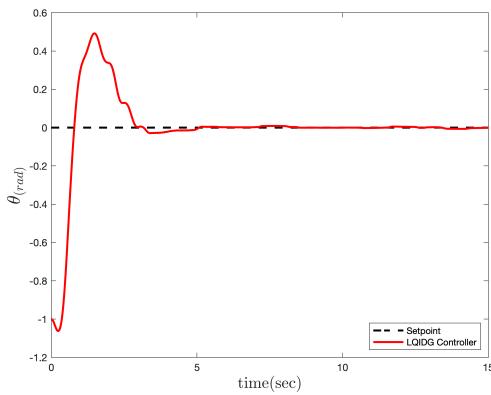
همانطور که از شکل ۱۷-۵ مشخص است، زمان نشست برای کانال‌های مختلف حداقل هشت پنج ثانیه است. و خطای ماندگار وجود ندارد. در ادامه فرمان کنترلی موتورها آورده شده است.



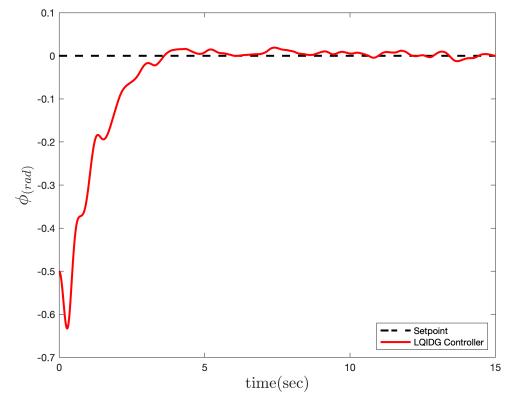
شکل ۵-۱۸: فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)

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

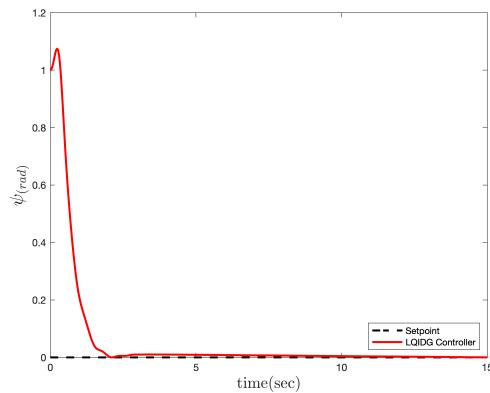
در این بخش عملکرد کنترل‌کننده در حضور نویز (نویز تصادفی حول نقطه صفر و با انحراف معیار دو صدم) وارد بر تمامی مقدار اندازه‌گیری شده‌ی سنسور، مورد بررسی قرار می‌گیرد. فرکانس تولید نویز در شبیه‌سازی ۵۰ هرتز در نظر گرفته شده است.



(ب) تغییرات زاویه پیچ

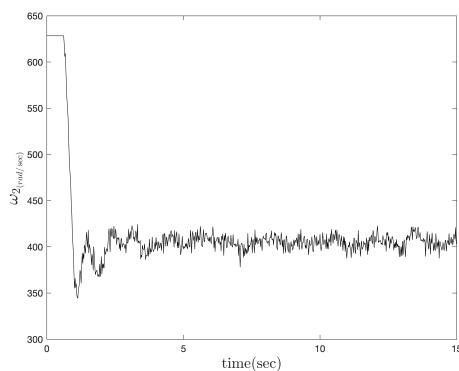


(ا) تغییرات زاویه رول

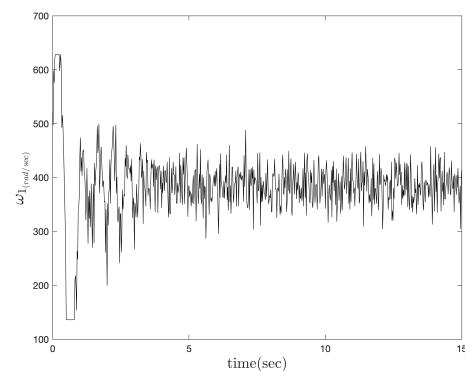


(ج) تغییرات زاویه یاو

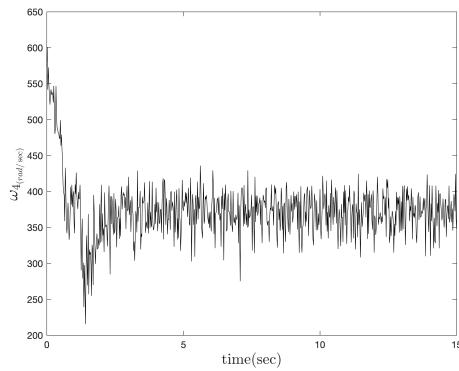
شکل ۱۹-۵: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری



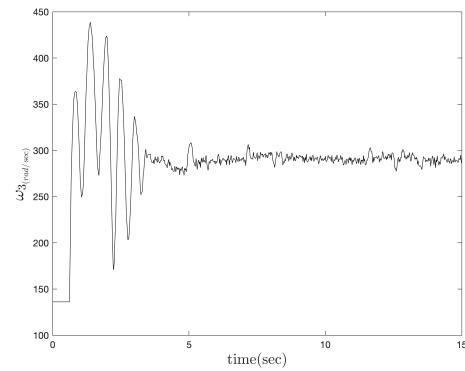
(ب) موتور شماره دو



(ا) موتور شماره یک



(د) موتور شماره چهار



(ج) موتور شماره سه

شکل ۵-۲۰: فرمان کنترلی موتورها در کنترل وضعیت با حضور نویز اندازه‌گیری

همانطور که از شکل ۵-۲۰ مشخص است، عملکرد کنترل‌کننده LQDG در برابر نویز اندازه‌گیری خوب است و خروجی نوسان ندارد.

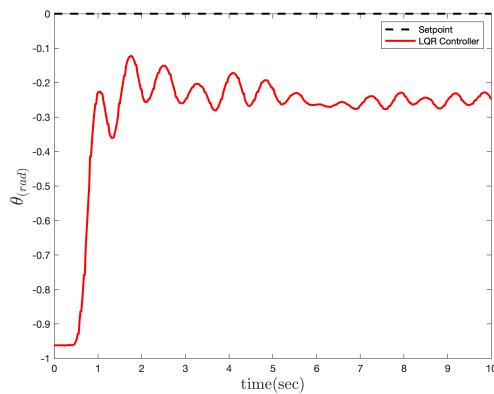
فصل ۶

پیاده‌سازی کنترل‌کننده روی استند سه درجه آزادی چهارپره

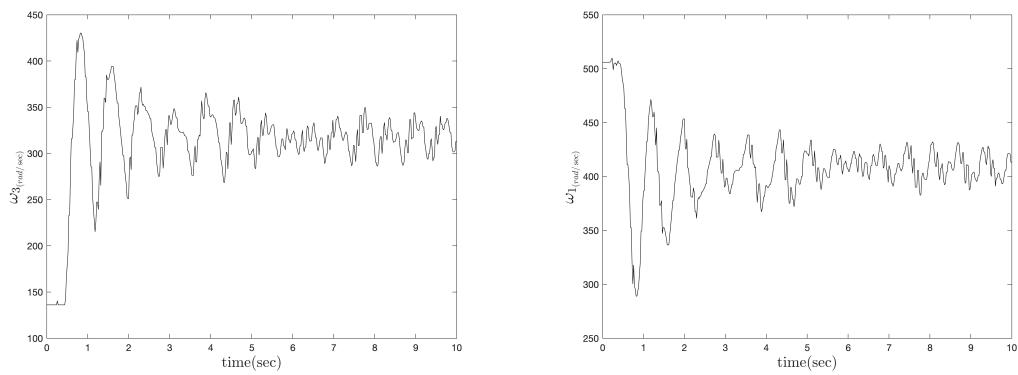
در بخش ۱-۵ ابتدا کanal رول استند چهارپره در حضور کنترل‌کننده‌ای LQR و در ادامه در حضور کنترل‌کننده‌ای LQDG و LQIDG شبیه‌سازی شد. سپس، کanal‌های رول-پیچ و رول-پیچ-یاو در بخش‌های ۱-۵ و ۲-۵ در حضور کنترل‌کننده LQIDG شبیه‌سازی شدند. در این فصل به پیاده‌سازی کنترل‌کننده روی استند سه درجه آزادی چهارپره پرداخته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

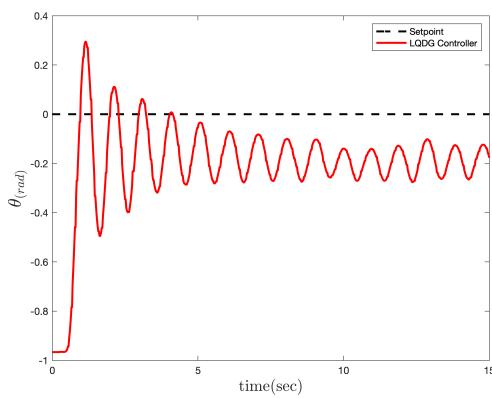


(ب) موتور شماره سه

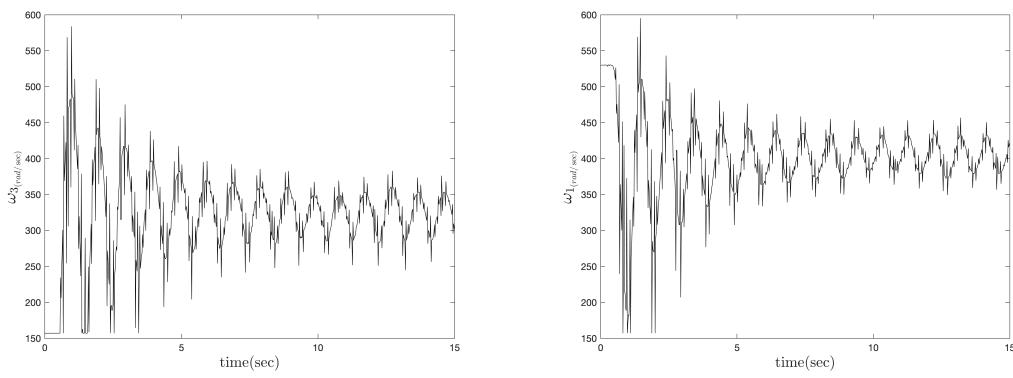
(ا) موتور شماره یک

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)

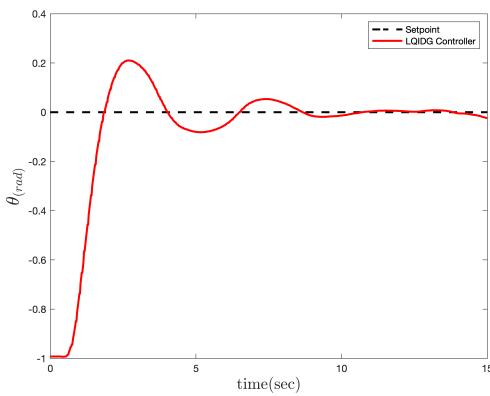


(ب) موتور شماره سه

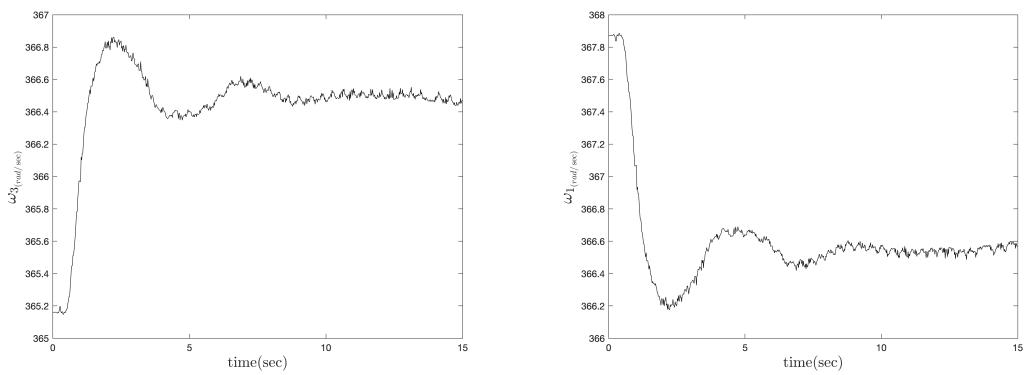
(ا) موتور شماره یک

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

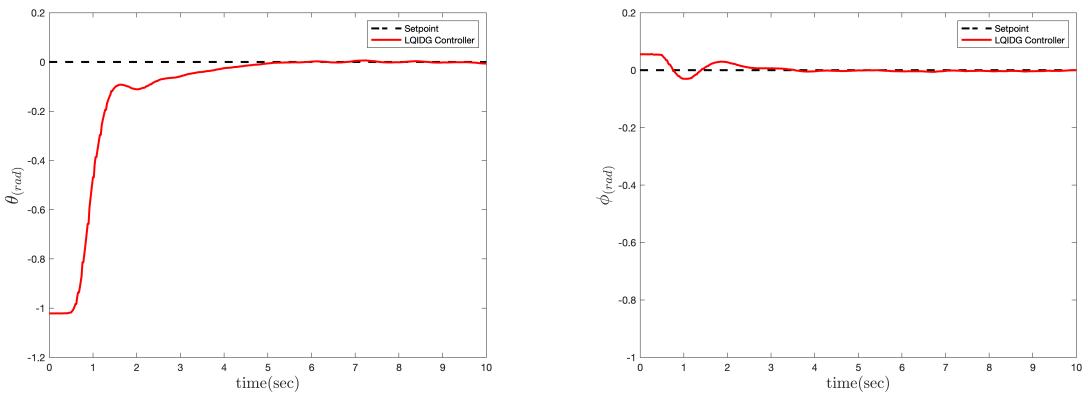
(آ) موتور شماره یک

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

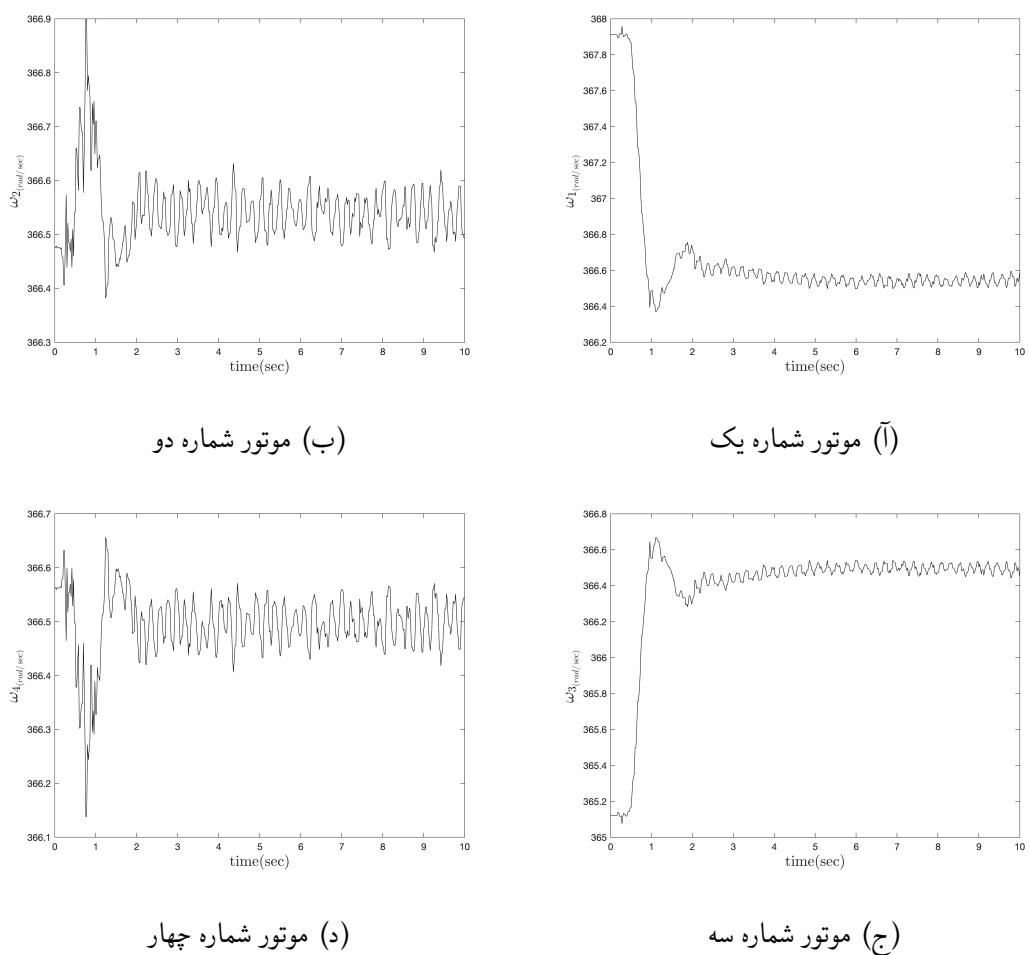
کanal پیچ استند سه درجه آزادی در حضور کنترل‌کننده LQIDG عملکرد خوبی از خود نشان می‌دهد و به علت وجود انتگرال‌گیر خطای ماندگار ندارد.

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.



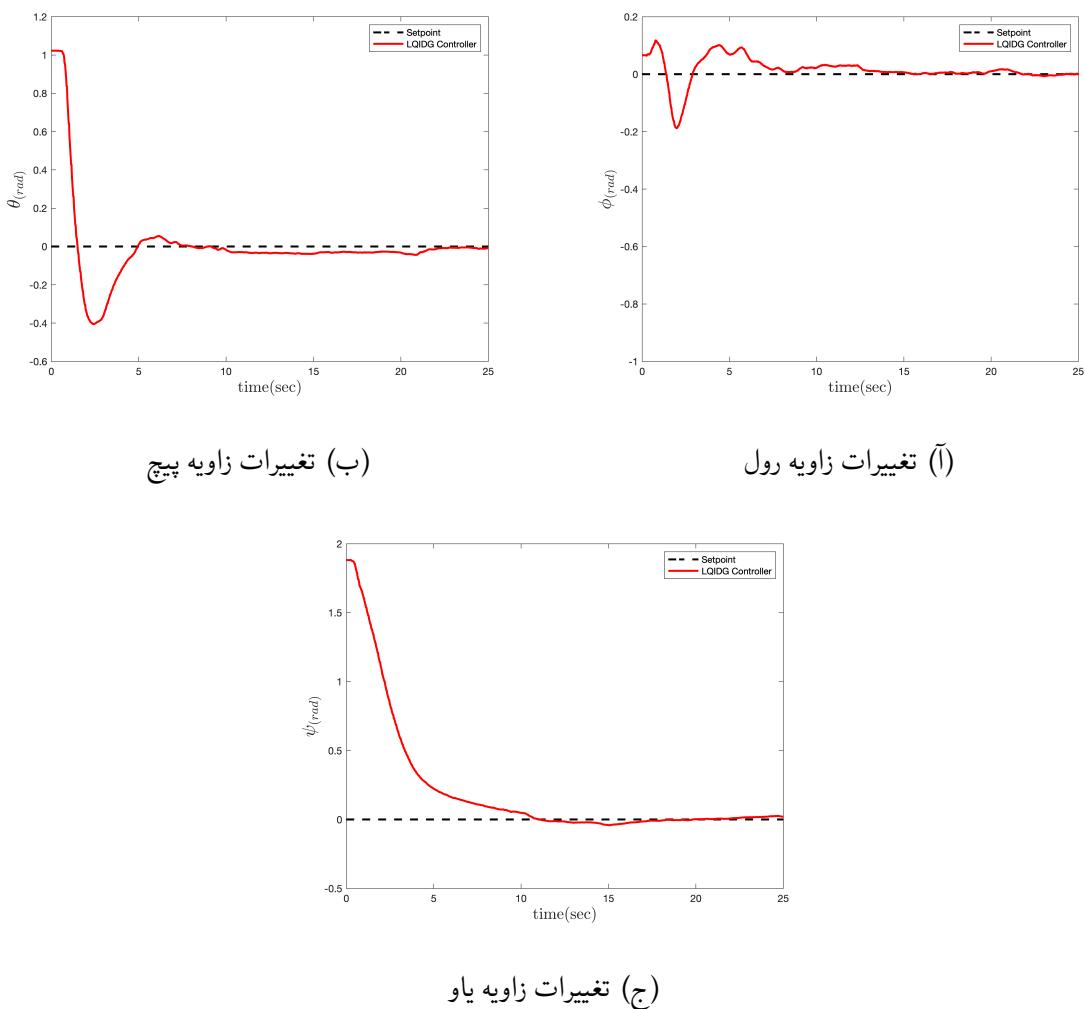
شکل ۷-۶: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)



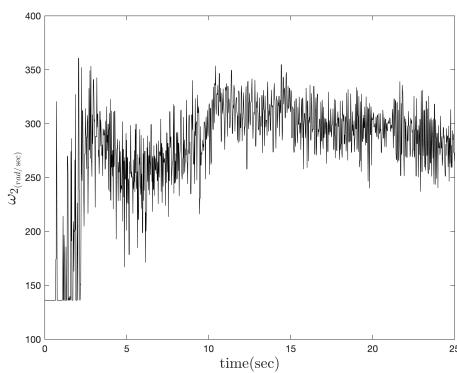
شکل ۸-۶: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)

۳-۶ نتایج کنترل وضعیت

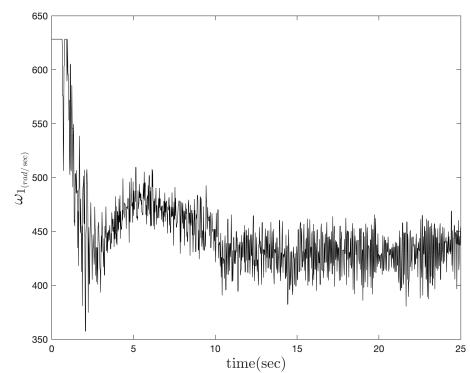
فرم خطی فضای حالت کانال‌های چهارپره محاسبه شده است. در بخش‌های در ادامه به پیاده‌سازی کنترل‌کننده برای وضعیت استند سه درجه آزادی انجام شده است. در بخش ۳-۵ شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQIDG انجام شد. در این بخش به پیاده‌سازی کنترل‌کننده LQIDG روی استند سه درجه آزادی از شرایط 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.



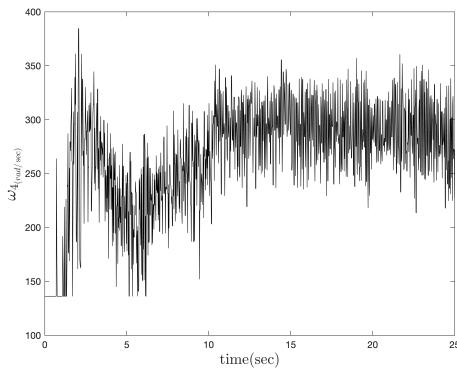
شکل ۹-۶: عملکرد کنترل‌کننده LQIDG در کنترل وضعیت (تعقیب ورودی صفر)



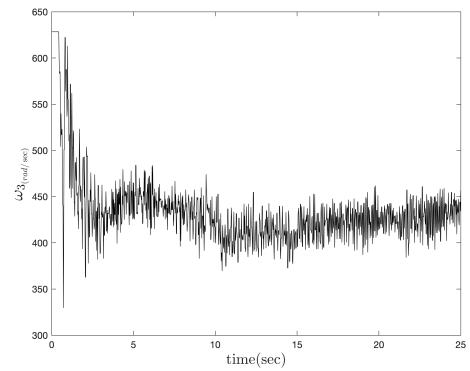
(ب) موتور شماره دو



(ا) موتور شماره یک



(د) موتور شماره چهار



(ج) موتور شماره سه

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^۱ در دسترس است^۲.

¹Open Source

²<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] nobelprize.org. Jean tirole, 2021. [Online; accessed October 17, 2021], Available at <https://www.nobelprize.org/prizes/economic-sciences/2014/tirole/facts/>.
- [6] B. Djehiche, A. Tcheukam, and H. Tembine. Mean-field-type games in engineering. *AIMS Electronics and Electrical Engineering*, 1(1):18–73, 2017.
- [7] W. L. Brogan. *Modern control theory*. 1974.
- [8] J. Engwerda. Linear quadratic differential games: An overview. *Advances in Dynamic Games and their Applications*, 10:37–71, 03 2009.
- [9] 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.

- [10] P. Abeshtan. Attitude control of a 3dof quadrotor stand using intelligent backstepping approach. *MSc Thesis (PhD Thesis)*, 2016.
- [11] 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.
- [12] K. Ogata. *Modern Control Engineering*. Instrumentation and controls series. Prentice Hall, 2010.
- [13] 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 study, a quadcopter stand with three degrees of freedom was controlled using game theory-based control. The first player tracks a desired input, and the second player creates a disturbance in the tracking of the first player to cause an error in the tracking. The move is chosen using the Nash equilibrium, which presupposes that the other player made the worst move.. In addition to being resistant to input interruptions, this method may also be resilient to modeling system uncertainty. This method evaluated the performance through simulation in the Simulink environment and implementation on a three-degree-of-freedom stand.

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 Based on
the Differential Game Theory**

By:

Ali BaniAsad

Supervisor:

Dr.Hadi Nobahari

July 2022