



دانشگاه صنعتی شریف
دانشکده مهندسی هوافضا

پروژه کارشناسی
مهندسی کنترل

عنوان:

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

نگارش:

علی بنی اسد

استاد راهنما:

دکتر نوبهاری

شهر ویر ۱۴۰۰

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.

چکیده

در این پژوهش از یک روش مبتنی بر تئوری بازی^۱ استفاده شده است. در این روش سیستم و اغتشاش دو بازیکن اصلی در نظر گرفته شده است. هر یک از دو بازیکن سعی می کنند امتیاز خود را با کمترین هزینه افزایش دهند که در اینجا، وضعیت استند امتیاز بازیکن ها در نظر گرفته شده است. در این روش انتخاب حرکت با استفاده از تعادل نش^۲ که هدف آن کم کردن تابع هزینه با فرض بدترین حرکت دیگر بازیکن است، انجام می شود. این روش نسبت به اغتشاش ورودی مقاوم است. همچنین نسبت به عدم قطعیت مدلسازی مقاومت مناسبی دارد. از روش ارائه شده برای کنترل یک استند سه درجه آزادی چهارپره که به نوعی یک آونگ معکوس نیز هست، استفاده شده است. برای ارزیابی عملکرد این روش ابتدا شبیه سازی هایی در محیط سیمولینک انجام شده است و سپس، با پیاده سازی آن صحت عملکرد آن تایید شده است.

کلیدواژه‌ها: چهارپره، بازی دیفرانسیلی، تئوری بازی، تعادل نش، استند سه درجه آزادی، مدل مبنا، تنظیم کننده مربعی خطی

¹Game Theory

²Nash Equilibrium

فهرست مطالب

۱	مقدمه	۱
۲	۱-۱ تاریخچه	۲
۳	۲-۱ تعریف مسئله	۳
۴	۱-۲-۱ ساختار چهارپره	۴
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 کنترل‌کننده مبتنی بر بازی دیفرانسیلی	۸
۸	۳-۲ کنترل‌کننده مربعی خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی	۸
۹	۴-۲ کنترل‌کننده مربعی انتگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی	۹
۱۱	۳ مدل‌سازی چهارپره	۱۱
۱۱	۱-۳ فرضیات مدل‌سازی	۱۱
۱۲	۲-۳ معادله گشتاور	۱۲

۱۳	۱-۲-۳ گشتاورهای ناشی از آئرودینامیک پره‌ها
۱۴	۲-۲-۳ گشتاور ناشی از نیروی تکیه‌گاه
۱۶	۳-۳ گشتاورهای ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها
۱۷	۴-۳ گشتاورهای ناشی از جرم استند
۱۷	۱-۴-۳ استخراج معادله نهایی دینامیک دورانی
۱۹	۵-۳ استخراج فرم فضای حالت
۲۱	۶-۳ خطی‌سازی
۲۲	۱-۶-۳ خطی‌سازی به فرم چند ورودی چند خروجی
۲۵	۲-۶-۳ خطی‌سازی به فرم یک ورودی یک خروجی
۳۰	۴ شبیه‌سازی در محیط سیمولینک
۳۰	۱-۴ طراحی مبتنی بر مدل
۳۱	۲-۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی در محیط سیمولینک
۳۳	۳-۴ شبیه‌سازی کanal‌های مختلف استند سه درجه آزادی در محیط سیمولینک
۳۳	۱-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول در محیط سیمولینک
۳۵	۲-۳-۴ شبیه‌سازی کanal پیچ در محیط سیمولینک
۳۷	۳-۳-۴ شبیه‌سازی کanal یاو در محیط سیمولینک
۳۸	۴-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول-پیچ در محیط سیمولینک
۴۰	۴-۴ اصلاح پارامترهای استند چهارپره در شبیه‌سازی حلقه باز
۴۱	۱-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal رول موتور خاموش
۴۱	۲-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal رول
۴۲	۳-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal پیچ موتور خاموش
۴۳	۴-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal پیچ

۴۴	۵-۴-۴	تخمین پارامتر کanal یاو
۴۵	۶-۴-۴	تخمین پارامتر کanal های رول-پیچ
۴۶	۷-۴-۴	تخمین پارامتر کanal های رول-پیچ-یاو
۴۷	۵-۴	شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی در حضور کنترل کننده
۴۷	... LQR	۱-۵-۴	شبیه‌سازی کanal رول استند سه درجه آزادی در حضور کنترل کننده
۴۸	۲-۵-۴	شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل کننده LQDG
۴۹	۳-۵-۴	شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل کننده LQIDG
۵۰	۴-۵-۴	شبیه‌سازی کanal رول-پیچ استند در حضور کنترل کننده LQIDG
۵۲	۵-۵-۴	شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند در حضور کنترل کننده LQIDG
۵۴	۶-۴	پیاده‌سازی کنترل کننده بر رویه استند سه درجه آزادی
۵۵	۱-۶-۴	پیاده‌سازی کنترل کننده LQR بر رویه کanal پیچ
۵۶	۲-۶-۴	شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل کننده LQDG
۵۷	۳-۶-۴	شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل کننده LQIDG
۵۸	۴-۶-۴	شبیه‌سازی کanal رول-پیچ استند در حضور کنترل کننده LQIDG
۶۰	۵-۶-۴	شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند در حضور کنترل کننده LQIDG

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	دیاگرام V [۱۵]	۳۱
۲-۴	مدل استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌های مدل	۳۲
۳-۴	مدل استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌های مدل	۳۲
۴-۴	نمایی از داخل بلوک Quad System	۳۳
۵-۴	مدل کanal رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۴
۶-۴	مدل کanal رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۴
۷-۴	نمایی از داخل بلوک Quad System	۳۵
۸-۴	مدل کanal رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۵
۹-۴	مدل کanal رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۶
۱۰-۴	نمایی از داخل بلوک Quad System	۳۶
۱۱-۴	مدل کanal رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۷
۱۲-۴	مدل کanal یاو استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۷
۱۳-۴	نمایی از داخل بلوک Quad System	۳۸

۱۴-۴ مدل کانال رول-پیچ استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۸
۱۵-۴ مدل کانال رول-پیچ استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها	۳۹
۱۶-۴ نمایی از داخل بلوک Quad System	۳۹
۱۷-۴ نماد جعبه‌ابزار Parameter Estimator در سیمولینک	۴۰
۱۸-۴ جعبه‌ابزار Parameter Estimator	۴۰
۱۹-۴ مقایسه وضعیت استند در آزمایش دوم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کانال رول موتور خاموش	۴۱
۲۰-۴ مقایسه وضعیت استند در آزمایش چهارم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کانال رول	۴۲
۲۱-۴ مقایسه وضعیت استند در آزمایش اول و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کانال پیچ موتور خاموش	۴۳
۲۲-۴ مقایسه وضعیت استند در آزمایش اول و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کانال پیچ	۴۴
۲۳-۴ مقایسه وضعیت استند در آزمایش دوم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کانال یا و	۴۵
۲۴-۴ مقایسه وضعیت استند در آزمایش چهارم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کانال رول-پیچ	۴۶
۲۵-۴ مقایسه وضعیت استند در آزمایش چهارم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کانال رول-پیچ-یا و	۴۷
۲۶-۴ عملکرد LQR در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۴۸
۲۷-۴ عملکرد LQDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۴۹
۲۸-۴ عملکرد LQIDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۵۰
۲۹-۴ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۵۱
۳۰-۴ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۵۲

۳۱-۴ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول، پیچ و یاد (تعقیب ورودی صفر)	۵۳
۳۲-۴ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول، پیچ و یاو (تعقیب ورودی صفر)	۵۴
۳۳-۴ عملکرد LQR در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۵۵
۳۴-۴ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۵۵
۳۵-۴ عملکرد LQDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۵۶
۳۶-۴ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۵۶
۳۷-۴ عملکرد LQIDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)	۵۷
۳۸-۴ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۵۷
۳۹-۴ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۵۹
۴۰-۴ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول، پیچ و یاو (تعقیب ورودی صفر)	۶۰
۴۱-۴ عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)	۶۱
۴۲-۴ فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول، پیچ و یاو (تعقیب ورودی صفر)	۶۲

فهرست جداول

۱-۳ پارامترهای شبیه‌سازی استند چهارپره [۱۴] ۲۱

فصل ۱

مقدمه

چهارپره یا کوادکوپتر^۱ یکی از انواع وسایل پرنده است. چهارپره‌ها نوعی هوایگرد بالگردان هستند و در دسته‌ی چندپره‌ها جای دارند. چهارپره‌ها به دلیل داشتن توانایی مانور خوب و امکان پرواز ایستا با تعادل بالا از کاربردهای بسیار گستردۀای دارند. در سال‌های اخیر توجه شرکت‌ها، دانشگاه‌ها و مراکز تحقیقاتی بیش از پیش به این نوع از پهپادها جلب شده است. بنابراین، روزانه پیشرفت چشمگیری در امکانات و پرواز این نوع از پرنده‌ها مشاهده می‌کنیم. چهارپره‌ها در زمینه‌های تحقیقاتی، نظامی، تصویربرداری، تفریحی و کشاورزی از کاربرد زیاد و روزافزونی دارند و مدل‌های دارای سرنشیان آن نیز تولید شده است.

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 سرنشین 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 خطی مربعی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی است. این استند آزمایشگاهی (شکل ۲-۱) 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 مقید 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]

³Roll

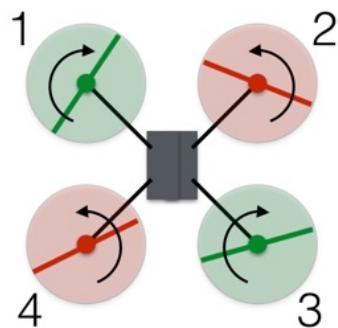
⁴Pitch

⁵Yaw

با توجه به شکل، 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 (ϕ, θ, 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.

۱-۲-۱ ساختار چهارپره

چهارپره‌ها 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 چهارپره‌ها به این صورت است که برای تغییر ارتفاع از کم یا زیاد کردن سرعت چرخش موتورها استفاده می‌شود و باعث کمتر یا زیادتر 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 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 دیفرانسیل مجموعه‌ای از مسائل مربوط به مدل‌سازی و تحلیل در چارچوب یک سامانه دینامیکی هستند. ویژگی بازی‌های دیفرانسیلی این است که در آن‌ها رفتار متغیرهای حالت با یک معادله دیفرانسیل بیان می‌شود [۷]. در بخش ۱-۲ به بررسی کوتاه بازی دیفرانسیلی پرداخته می‌شود. در بخش ۴-۲ کنترل‌کننده مربعی خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی^۱ و در بخش ۴-۲ به معرفی کنترل‌کننده مربعی خطی انتگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی^۲ پرداخته می‌شود.

۱-۲ مقدمه‌ای بر بازی دیفرانسیلی

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

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + B_1 u_1(t) + B_2 u_2(t) \\ y(t) &= Cx(t) + D_1 u_1(t) + D_2 u_2(t)\end{aligned}\tag{۱-۲}$$

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، 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

^۱Linear Quadratic Regulator Based on the Differential Game Theory (LQDG)

^۲Linear Quadratic Integral Regulator Based on the Differential Game Theory (LQDG)

دو بازیکن قرار می‌گیرد. در اینجا ممکن است تلاش بازیکن اول موجب دور شدن بازیکن دوم از هدف شود و یا برعکس. این پروژه حالت همکاری دو بازیکن را بررسی نمی‌کند و دو بازیکن در تلاش برای کم کردن تابع هزینه خود و زیاد کردن تابع هزینه بازیکن مقابل هستند.

فرض شده که تابع هزینه برای هر بازیکن در زمان $t \in [0, T]$ به صورت مربعی^۳ 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.

$$J_i(u_1, u_2) = \int_0^T (x^T(t)Q_i x(t) + u_i^T(t)R_{ii}u_i(t) + u_j^T(t)R_{ij}u_j(t)) dt \quad (2-2)$$

در رابطه (۲-۲) R_{ii} ، Q_i و R_{ij} به ترتیب بیانگر اهمیت میزان اهمیت انحراف متغیرهای حالت مقادیر مطلوب برای بازیکن شماره i ، میزان تلاش کنترلی بازیگر شماره i و میزان تلاش کنترلی بازیگر شماره j هستند. در اینجا ماتریس‌های Q_i ، R_{ii} و H متقارن فرض شده‌اند و ماتریس R_{ii} به صورت مثبت معین (فرض شده است) $[R_{ii} > 0]$.

در این حالت فرض شده است که تمامی بازیکنان در زمان $t \in [0, T]$ فقط اطلاعات شرایط اولیه و مدل سامانه را دارند. این فرض به این صورت تفسیر می‌شود که دو بازیکن همزمان حرکت خود را در 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.

قضیه ۱-۲ به مجموعه‌ای از حرکات قابل قبول (u_1^*, u_2^*) یک تعادل نش برای بازی می‌گویند اگر تمامی حرکات قابل قبول (u_1, u_2) از نامساوی (۳-۱) پیروی کنند.

$$J_1(u_1^*, u_2^*) \leq J_1(u_1, u_2^*) \text{ and } J_2(u_1^*, u_2^*) \leq J_2(u_1^*, u_2) \quad (3-2)$$

در اینجا قابل قبول بودن به معنی آن است که $(.)_i u$ به یک مجموعه محدود حرکات تعلق دارد، این مجموعه 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.

³Quadratic Cost Function

به هر حال به راحتی می‌توان تایید کرد که حرکات (u_1^*, u_2^*) یک تعادل نش برای بازی با تابع هزینه J_i , ($i = 1, 2$) است.

۲-۲ کنترل‌کننده مبتنی بر بازی دیفرانسیلی

در بخش ۱-۲ به بررسی اجمالی بازی دیفرانسیلی پرداخته شد. در ادامه بخش ۳-۲ به معرفی کنترل‌کننده مربعی خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی (LQDG) و در بخش ۴-۲ به معرفی کنترل‌کننده مربعی خطی انگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی (LQIDG) پرداخته می‌شود.

۳-۲ کنترل‌کننده مربعی خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی

برای یک سامانه خطی پیوسته با معادلات حالت:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + B_1 u_1(t) + B_2 u_2(t) \\ y(t) &= Cx(t) + D_1 u_1(t) + D_2 u_2(t)\end{aligned}\quad (4-2)$$

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

$$u_i(t) = -R_{ii}^{-1}B_i^T K_i(t)x(t), \quad i = 1, 2 \quad (5-2)$$

که در رابطه (۵-۲)، ضریب ماتریس $x(t)$ 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.

$$J_i(u_1, u_2) = \int_0^T (x^T(t)Q_i x(t) + u_i^T(t)R_{ii}u_i(t) + u_j^T(t)R_{ij}u_j(t)) dt \quad (6-2)$$

در رابطه (۵-۲)، ماتریس $K_i(t)$ بیانگر پاسخ معادله کوپل ریکاتی^۴ زیر است [۷]:

$$\begin{aligned}\dot{K}_1(t) &= -A^T K_1(t) - K_1(t)A - Q_1 + K_1(t)S_1(t)K_1(t) + K_1(t)S_2(t)K_2(t) \\ \dot{K}_2(t) &= -A^T K_2(t) - K_2(t)A - Q_2 + K_2(t)S_2(t)K_2(t) + K_2(t)S_1(t)K_1(t)\end{aligned}\quad (7-2)$$

⁴Coupled Riccati Differential Equations

برای سادگی از نمادسازی $S_i := B_i R_{ii}^{-1} B_i^T$ استفاده شده است.

۴-۲ کنترل کننده مربعی خطی انتگرالی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی

در صورت وجود اغتشاش و یا خطای مدل سازی، عدم وجود انتگرال گیر در کنترل کننده LQDG میتواند باعث ایجاد خطای حالت ماندگار شود. به منظور حذف این خطا، کنترل کننده LQIDG بر پایه کنترل کننده LQDG تعمیم یافته است. در این کنترل کننده، انتگرال اختلاف بین خروجی سیستم و مقدار مطلوب به بردار حالت اضافه شده است. بنابراین، بردار حالت به صورت زیر نوشته می شود:

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

در رابطه ۸-۲، بردار حالت افزوده^۵، \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 می شود:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_a(t) &= A_a \mathbf{x}_a(t) + B_{a_{a_1}} \mathbf{u}_{a_1}(t) + B_{a_{a_2}} \mathbf{u}_{a_2}(t) \\ \mathbf{y}(t) &= C_a \mathbf{x}_a(t) + D_{a_{a_1}} \mathbf{u}_{a_1}(t) + D_{a_{a_2}} \mathbf{u}_{a_2}(t) \end{aligned} \quad (10-2)$$

که ماتریسهای A_a و B_a به صورت زیر تعریف می شوند:

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

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

⁵Augmented

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.

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

که در رابطه (۱۳-۲)، 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.

$$J_i(u_1, u_2) = \int_0^T (\mathbf{x}_a^T(t) \mathbf{Q}_i \mathbf{x}_a(t) + \mathbf{u}_i^T(t) \mathbf{R}_{ii} \mathbf{u}_i(t) + \mathbf{u}_j^T(t) \mathbf{R}_{ij} \mathbf{u}_j(t)) dt \quad (14-2)$$

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

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

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

⁶Coupled Riccati Differential Equations

فصل ۳

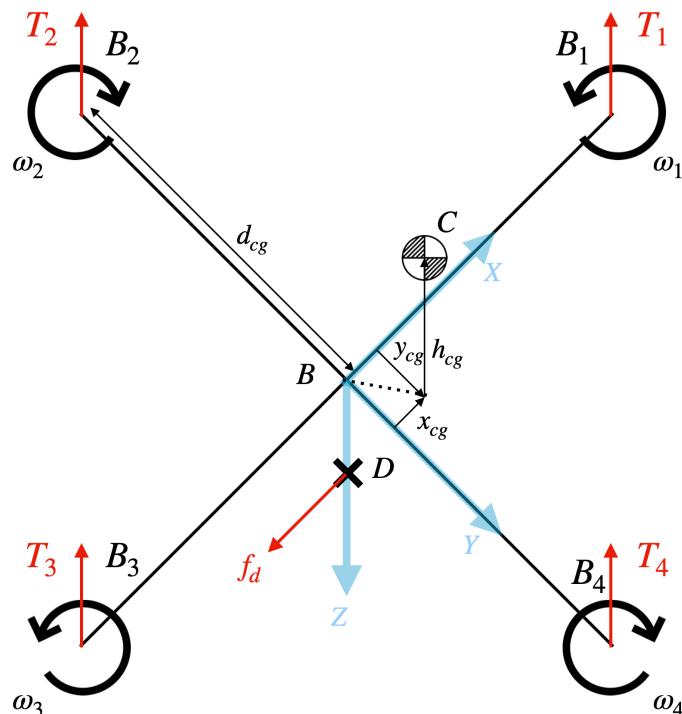
مدل‌سازی چهارپره

در این فصل به مدل‌سازی استند چهارپره آزمایشگاهی پرداخته شده است. به این منظور، ابتدا فرضیات مربوط به مدل‌سازی چهارپره بیان می‌شود. سپس معادلات حاکم بر حرکات دورانی چهارپره بیان می‌شود. در ادامه، به استخراج گشتاورهای خارجی اعمالی به استند شامل گشتاورهای آیرودینامیکی ناشی از پره، گشتاور نیروی تکیه گاه و گشتاورهای ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها پرداخته می‌شود. در گام بعد، معادلهنهایی دینامیک دورانی استند استخراج می‌شود. سپس، فرم فضایی حالت استند آزمایشگاهی استخراج می‌شود. لازم به توضیح است که فرمنهایی فضایی 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 فرضیات مدل‌سازی

شماتیک 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 قطعی درنظر گرفته می‌شود. مرکز جرم سازه چهارپره روی نقطه B و مرکز ثقل هر یک از پره‌ها به همراه قسمت دور موتور روی نقاط B_1 تا B_4 است. مبدأ دستگاه مختصات بدنه 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 بدنی 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. معادله دیفرانسیلی اویلر برای یک پرنده حول مرکز ثقل آن در دستگاه مختصات بدنی به صورت زیر بیان می‌شود [۱۱]:

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

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:

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

در رابطه ۲-۳، پارامترهای J_{11} ، J_{22} و J_{33} به ترتیب بیانگر گشتاورهای اینرسی چهارپره حول محورهای Z^B ، X^B و Y^B دستگاه مختصات بدنی هستند. همچنین بردار $[\mathbf{I}_R]^B$ 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 $[\mathbf{I}_R]^B$ به صورت زیر حاصل می‌شود:

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

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 ω_d نشان دهنده 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 در نتیجه 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 مومنتوم، نیروی برآی هر پره (T_i) از رابطه‌ی زیر حاصل می‌شود [۱۲] :

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

در رابطه ۶-۳ b و ω_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 یاو آیرودینامیکی از اختلاف گشتاور ناشی از پسای پره‌ها ایجاد می‌شود؛ بنابراین، جهت این گشتاور همواره در جهت مخالف چرخش پره‌ها است. بنابراین، گشتاور یاو 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 ۸-۳، ۷-۳ 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 [۱۱] :

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

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 $[\Sigma \mathbf{f}]^B$ بیان‌کننده برآیند نیروهای واردہ بر نقطه‌ی D و $[\Omega^{BI}]^B$ ماتریس پادمتقارن بردار سرعت زاویه‌های چهارپره نسبت به قاب اینرسی در دستگاه مختصات بدنی است. همچنین $[D^I \Omega^{BI}]^B$ نشان‌دهنده مشتق دورانی سرعت زاویه‌های چهارپره نسبت به قاب اینرسی و $[\mathbf{s}_{cd}]^B$ بردار واصل از نقطه‌ی D به نقطه C است. با انتقال قاب بدنی به قاب اینرسی معادله ۱۱-۳ به صورت زیر حاصل می‌شود:

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

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:

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

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

$$[\Sigma \mathbf{f}]^B = [\mathbf{f}_D]^B + [\mathbf{f}_T]^B + [\mathbf{f}_G]^B \quad (14-3)$$

در رابطه ۱۴-۳، بردار $[\mathbf{f}_D]^B$ مقدار نیروی اعمال شده توسط اتصال کلی در نقطه‌ی D است. همچنین بردار $[\mathbf{f}_T]^B$ بیان‌گر مجموع نیروی برآی پره‌ها در دستگاه مختصات بدنی است که از رابطه زیر حاصل می‌شود:

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

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

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

در رابطه ۱۶-۳، ماتریس $[\mathbf{C}]^{BL}$ انتقال از دستگاه مختصات تراز محلی (L) به دستگاه مختصات بدنی است. با جایگذاری روابط ۱۴-۳، ۱۵-۳ و ۱۶-۳ در 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:

$$[\mathbf{m}_D]^B = [\mathbf{s}_{DC}]^B \left(-[\mathbf{f}_G]^B - [\mathbf{f}_T]^B m_{tot} \left\{ 2 [\Omega^{BI}]^B [\Omega^{BI}]^B [s_{cd}]^B \right\} \right) \quad (18-3)$$

در رابطه ۱۸-۳ بردار \mathbf{s}_{DC}^B بیانگر فاصله‌ی نقطه‌ی D از مرکز ثقل چهارپره (h_{cg}) است که به صورت زیر بیان می‌شود:

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

در نتیجه با جمع گشتاورهای ناشی از نیروهای آیرودینامیک 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:

$$[\mathbf{m}_B]^B = [\mathbf{m}_A]^B + [\mathbf{m}_D]^B \quad (20-3)$$

۳-۳ گشتاورهای ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها

هر یک از محورهای استند آزمایشگاهی به وسیله بیرینگ به یکدیگر متصل شده‌اند. گشتاور ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها در استند را می‌توان به صورت زیر مدل کرد [۱۲]:

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

در رابطه ۲۲-۳، P نیروی عمودی وارد بر تکیه‌گاه هر یک از محورها، μ_s و μ_k به ترتیب ضریب اصطکاک ایستایی و دینامیکی بیرینگ‌ها و r شعاع هر یک از بیرینگ‌ها است.

۴-۳ گشتاورهای ناشی از جرم استند

هر یک از محورهای استند آزمایشگاهی به وسیله بیرینگ به یکدیگر متصل شده‌اند. گشتاور ناشی از اصطکاک بیرینگ‌ها در استند را می‌توان به صورت زیر مدل کرد [۱۳] :

$$[\mathbf{m}_{cg}]^B = \begin{bmatrix} m_{tot}gy_{cg} \\ m_{tot}gx_{cg} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (۲۲-۳)$$

در رابطه ۲۲-۳، P نیروی عمودی وارد بر تکیه‌گاه هر یک از محورها، μ_s و μ_k به ترتیب ضریب اصطکاک ایستایی و دینامیکی بیرینگ‌ها و t شعاع هر یک از بیرینگ‌ها است.

۱-۴-۳ 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 ۱-۳ در معادله ۲۰-۳ رابطه موردنیاز برای مدل‌سازی دینامیک دورانی استند به صورت معادله زیر حاصل می‌شود:

$$\left[\frac{d\boldsymbol{\omega}^{BI}}{dt} \right]^B = (\mathbf{J}^B)^{-1} \left(- [\boldsymbol{\Omega}^{BI}] \times ([\mathbf{J}]^B [\boldsymbol{\omega}^{BI}]^B + [\mathbf{I}_R]^B) + [\mathbf{m}_A]^B + [\mathbf{m}_{cg}]^B + [\mathbf{s}_{DC}]^B \left(- [\mathbf{G}]^B - [\mathbf{T}]^B + m_{tot} \left\{ 2 [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\boldsymbol{\Omega}^{BI}]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B + \left[\frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B [\mathbf{s}_{cd}]^B \right\} \right) \right) \quad (۲۳-۳)$$

در رابطه ۲۳-۳، عبارت $\left[\frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B$ بیانگر ماتریس پادمتقارن بردار مشتق سرعت زاویه‌ای بدنه است. جمله آخر در معادله فوق را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$m_{tot} [\mathbf{s}_{DC}]^R \left[\frac{d\boldsymbol{\Omega}^{BI}}{dt} \right]^B [\mathbf{s}_{CD}]^R = m_{tot} [\mathbf{s}_{DC}]^R [\mathbf{s}_{DC}]^R [\boldsymbol{\omega}^{BI}]^B \quad (۲۴-۳)$$

با جایگذاری معادله $24-3$ در معادله $23-3$ معادله زیر حاصل می‌شود:

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

با ساده‌سازی رابطه $25-3$ بردار سرعت زاویه‌ای استند به صورت زیر حاصل می‌شود:

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

با جایگذاری معادلات $3-3$ ، $3-4$ و $3-5$ معادله مربوط به تکانه کلی پره‌ها، معادله $6-3$ مربوط به برآی پره و معادله $10-3$ در معادله $26-3$ ، مؤلفه‌های بردار 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 استفاده می‌شود. در این صورت [۱۱] :

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

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

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

۵-۳ استخراج فرم فضای حالت

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

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (30-3)$$

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

$$\dot{x}_1 = x_4 + x_5 \sin(x_1) \tan(x_2) + x_6 \cos(x_1) \tan(x_2) \quad (31-3)$$

$$\dot{x}_2 = x_5 \cos(x_1) - x_6 \sin(x_1) \quad (32-3)$$

$$\dot{x}_3 = (x_5 \sin(x_1) + x_6 \cos(x_1)) \sec(x_2) \quad (33-3)$$

(34-3)

$$\dot{x}_4 = A_1 \cos(x_2) \sin(x_1) + A_2 x_5 x_6 + A_3 (\omega_2^2 - \omega_4^2) + A_4 x_5 (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) - \frac{x_4}{|x_4|} A_5 \quad (35-3)$$

$$\dot{x}_5 = B_1 \sin(x_2) + B_2 x_4 x_6 + B_3 (\omega_1^2 - \omega_3^2) + B_4 x_4 (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) - \frac{x_5}{|x_5|} B_5 \quad (35-3)$$

$$\dot{x}_6 = C_1 x_4 x_5 + C_2 (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) - \frac{x_6}{|x_6|} C_3 \quad (36-3)$$

ثابت‌های معادلات بالا به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$A_1 = \frac{h_{cg} g m_{tot}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} \quad A_2 = \frac{2 m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22} - J_{33}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} \quad A_3 = \frac{b d_{cg}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}}$$

$$A_4 = \frac{J_R}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} \quad A_5 = \frac{m_1 g \mu r_x}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{11}} \quad A_6 =$$

$$B_1 = \frac{h_{cg} g m_{tot}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} \quad B_2 = \frac{-2 m_{tot} h_{cg}^2 - J_{11} + J_{33}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} \quad B_3 = \frac{b d_{cg}}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}}$$

$$B_4 = \frac{-J_R}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} \quad B_5 = \frac{m_2 g \mu r_y}{m_{tot} h_{cg}^2 + J_{22}} \quad B_6 =$$

$$C_1 = \frac{J_{11} - J_{22}}{J_{33}} \quad C_2 = \frac{d}{J_{33}} \quad C_3 = \frac{m_3 g \mu r_z}{J_{33}}$$

به منظور شبیه‌سازی، پارامترهای استند به صورت جدول ۱-۳ درنظر گرفته شده است که مقدار پارامترهای استند آزمایشگاه است.

جدول ۳-۱: پارامترهای شبیه‌سازی استند چهارپره [۱۴]

پارامتر	واحد	مقدار پارامتر استند چهارپره
J_{11}	$kg.m^2$	0.02839
J_{22}	$kg.m^2$	0.03066
J_{33}	$kg.m^2$	0.0439
J_R	$kg.m^2$	4.4398×10^{-5}
m_{tot}	kg	1.074
m_1	kg	1.272
m_2	kg	1.074
m_3	kg	1.693
d_{cg}	m	0.2
h_{eg}	m	0.02
r_x	m	0.01
r_y	m	0.01
r_z	m	0.025
b	1	3.13×10^{-5}
d	1	3.2×10^{-6}
μ_s	1	0.003
μ_k	1	0.002
g	m/s^2	9.81

۶-۳ خطی‌سازی

در این قسمت با استفاده از فرم فضای‌حالت استخراج شده در بخش ۵-۳ خطی‌سازی انجام شده است. در قسمت ۱-۶-۳ به صورت چند ورودی و چند خروجی^۱ برای سرعت دورانی پره‌ها در RPM 2000 و حول

^۱MIMO (Multiple Input Multiple Output)

نقطه صفر خطی‌سازی انجام شد. در قسمت ۲-۶-۳^۱ مسئله به صورت یک ورودی و یک خروجی^۲ حول نقطه صفر خطی‌سازی انجام شد. در این قسمت برای فازهای مختلف یک سیستم تک ورودی تک خروجی در نظر گرفته شده است و برای فازهای رول، پیچ و یاو مسئله حل شده است سپس از مجموع خروجی‌های بدست‌آمده خروجی کلی یعنی سرعت دورانی پره‌ها بدست آمده است.

۱-۶-۳ خطی‌سازی به فرم چند ورودی چند خروجی

در این قسمت با توجه به معادلات فضای حالت بدست آمده، چهارپره حول نقطه کار خطی‌سازی می‌شود.

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

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

$$\mathbf{x} = [\phi \quad \theta \quad \psi \quad p \quad q \quad r]^T \quad (۳۷-۳)$$

$$\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3 \quad \omega_4]^T \quad (۳۸-۳)$$

برای خطی‌سازی از بسط تیلور استفاده شده است.

$$\delta \dot{\mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial \mathbf{x}} \delta \mathbf{x} + \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial \boldsymbol{\omega}} \delta \boldsymbol{\omega} \quad (۳۹-۳)$$

$$\dot{\mathbf{x}} = [\delta \dot{x}_1 \quad \delta \dot{x}_2 \quad \delta \dot{x}_3 \quad \delta \dot{x}_4 \quad \delta \dot{x}_5 \quad \delta \dot{x}_6]^T \quad (۴۰-۳)$$

²SISO (Single Input Single Output)

$$\mathbf{A} = \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial \mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial x_1} & \frac{\partial a_1}{\partial x_2} & \frac{\partial a_1}{\partial x_3} & \frac{\partial a_1}{\partial x_4} & \frac{\partial a_1}{\partial x_5} & \frac{\partial a_1}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_2}{\partial x_1} & \frac{\partial a_2}{\partial x_2} & \frac{\partial a_2}{\partial x_3} & \frac{\partial a_2}{\partial x_4} & \frac{\partial a_2}{\partial x_5} & \frac{\partial a_2}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_3}{\partial x_1} & \frac{\partial a_3}{\partial x_2} & \frac{\partial a_3}{\partial x_3} & \frac{\partial a_3}{\partial x_4} & \frac{\partial a_3}{\partial x_5} & \frac{\partial a_3}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_4}{\partial x_1} & \frac{\partial a_4}{\partial x_2} & \frac{\partial a_4}{\partial x_3} & \frac{\partial a_4}{\partial x_4} & \frac{\partial a_4}{\partial x_5} & \frac{\partial a_4}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_5}{\partial x_1} & \frac{\partial a_5}{\partial x_2} & \frac{\partial a_5}{\partial x_3} & \frac{\partial a_5}{\partial x_4} & \frac{\partial a_5}{\partial x_5} & \frac{\partial a_5}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_6}{\partial x_1} & \frac{\partial a_6}{\partial x_2} & \frac{\partial a_6}{\partial x_3} & \frac{\partial a_6}{\partial x_4} & \frac{\partial a_6}{\partial x_5} & \frac{\partial a_6}{\partial x_6} \end{bmatrix} \quad (41-۳)$$

$$\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_1} = \begin{bmatrix} x_5 \cos(x_1) \tan(x_2) - x_6 \sin(x_1) \tan(x_2) \\ -x_6 \cos(x_1) - x_5 \sin(x_1) \\ \frac{x_5 \cos(x_1) - x_6 \sin(x_1)}{\cos(x_2)} \\ A_1 \cos(x_1) \cos(x_2) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (42-۳)$$

$$\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_2} = \begin{bmatrix} \frac{x_6 \cos(x_1)}{\cos(x_2)^2} + \frac{x_5 \sin(x_1)}{\cos(x_2)^2} \\ 0 \\ \frac{\tan(x_2) (x_6 \cos(x_1) + x_5 \sin(x_1))}{\cos(x_2)} \\ -A_2 \sin(x_1) \sin(x_2) \\ B_1 \cos(x_2) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (43-۳)$$

$$\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_3} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (44-3)$$

$$\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_4} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ B_2 x_6 + B_4 (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \\ C_1 x_5 \end{bmatrix} \quad (45-3)$$

$$\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_5} = \begin{bmatrix} \sin(x_1) \tan(x_2) \\ \cos(x_1) \\ \frac{\sin(x_1)}{\cos(x_2)} \\ A_2 x_6 + A_4 (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \\ 0 \\ C_1 x_4 \end{bmatrix} \quad (46-3)$$

$$\frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_6} = \begin{bmatrix} \cos(x_1) \tan(x_2) \\ -\sin(x_1) \\ \frac{\cos(x_1)}{\cos(x_2)} \\ 0 \\ B_2 x_4 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (47-3)$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_1} & \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_2} & \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_3} & \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_4} & \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_5} & \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial x_6} \end{bmatrix} \quad (48-3)$$

$$\mathbf{B} = \frac{\partial \mathbf{a}}{\partial \boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial \omega_1} & \frac{\partial a_1}{\partial \omega_2} & \frac{\partial a_1}{\partial \omega_3} & \frac{\partial a_1}{\partial \omega_4} \\ \frac{\partial a_2}{\partial \omega_1} & \frac{\partial a_2}{\partial \omega_2} & \frac{\partial a_2}{\partial \omega_3} & \frac{\partial a_2}{\partial \omega_4} \\ \frac{\partial a_3}{\partial \omega_1} & \frac{\partial a_3}{\partial \omega_2} & \frac{\partial a_3}{\partial \omega_3} & \frac{\partial a_3}{\partial \omega_4} \\ \frac{\partial a_4}{\partial \omega_1} & \frac{\partial a_4}{\partial \omega_2} & \frac{\partial a_4}{\partial \omega_3} & \frac{\partial a_4}{\partial \omega_4} \\ \frac{\partial a_5}{\partial \omega_1} & \frac{\partial a_5}{\partial \omega_2} & \frac{\partial a_5}{\partial \omega_3} & \frac{\partial a_5}{\partial \omega_4} \\ \frac{\partial a_6}{\partial \omega_1} & \frac{\partial a_6}{\partial \omega_2} & \frac{\partial a_6}{\partial \omega_3} & \frac{\partial a_6}{\partial \omega_4} \end{bmatrix} \quad (49-3)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_4 x_5 & 2 A_3 \omega_2 - A_4 x_5 & A_4 x_5 & -2 A_3 \omega_4 - A_4 x_5 \\ 2 B_3 \omega_1 + B_4 x_4 & -B_4 x_4 & B_4 x_4 - 2 B_3 \omega_3 & -B_4 x_4 \\ 2 C_2 \omega_1 & -2 C_2 \omega_2 & 2 C_2 \omega_3 & -2 C_2 \omega_4 \end{bmatrix} \quad (50-3)$$

۲-۶-۳ خطی‌سازی به فرم یک ورودی یک خروجی

در این قسمت با توجه به فضای حالت بدست آمده، چهارپره حول نقطه کار خطی‌سازی می‌شود.

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

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

در این قسمت برای ساده‌سازی، ورودی مسئله را از سرعت دورانی به نیروهای تاثیرگذار در مودهای رول، پیچ و یا و تغیر داده شده است. این کار باعث می‌شود که مسئله از چند ورودی و چند خروجی به سه مسئله یک ورودی و یک خروجی تبدیل شود. نیروها به فرم رابطه ۵۱-۳ تعریف می‌شوند.

$$u_1 = \omega_2^2 - \omega_4^2, \quad u_2 = \omega_1^2 - \omega_3^2, \quad u_3 = \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \quad (51-3)$$

با توجه به اینکه سه نیرو در نظر گرفته شده و مسئله نیاز به چهار خروجی دارد یک نیروی دیگر نیز در نظر گرفته می‌شود که به فرم رابطه ۵۲-۳ است و مقدار آن به صورت ثابت و برابر با سرعت دورانی تمام پره‌ها در دور نامی یعنی 2000 RPM در نظر گرفته شده است.

$$u_4 = \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \quad (52-3)$$

در ادامه روابط ۵۱-۳ و ۵۲-۳ را در فضای حالت سیستم جایگزین می‌کنیم و برای سادگی قسمت‌های $(\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4)$ از معادلات حذف می‌کنیم.

فضای حالت جدید:

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} x_4 + x_5 \sin(x_1) \tan(x_2) + x_6 \cos(x_1) \tan(x_2) \\ x_5 \cos(x_1) - x_6 \sin(x_1) \\ (x_5 \sin(x_1) + x_6 \cos(x_1)) \sec(x_2) \\ A_1 \cos(x_2) \sin(x_1) + A_2 x_5 x_6 + A_3 u_1 \\ B_1 \sin(x_2) + B_2 x_4 x_6 + B_3 u_2 \\ C_1 x_4 x_5 + C_2 u_3 \end{bmatrix} \quad (53-3)$$

$$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} \phi & \theta & \psi & p & q & r \end{bmatrix}^T \quad (54-3)$$

$$\boldsymbol{u} = \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & u_3 & u_4 \end{bmatrix}^T \quad (55-3)$$

برای خطی‌سازی از بسط تیلور استفاده شده است.

$$\delta \dot{\boldsymbol{x}} = \frac{\partial \boldsymbol{a}}{\partial \boldsymbol{x}} \delta \boldsymbol{x} + \frac{\partial \boldsymbol{a}}{\partial \boldsymbol{u}} \delta \boldsymbol{u} \quad (56-3)$$

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix} \delta \dot{x}_1 & \delta \dot{x}_2 & \delta \dot{x}_3 & \delta \dot{x}_4 & \delta \dot{x}_5 & \delta \dot{x}_6 \end{bmatrix}^T \quad (57-3)$$

$$\boldsymbol{A} = \frac{\partial \boldsymbol{a}}{\partial \boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial x_1} & \frac{\partial a_1}{\partial x_2} & \frac{\partial a_1}{\partial x_3} & \frac{\partial a_1}{\partial x_4} & \frac{\partial a_1}{\partial x_5} & \frac{\partial a_1}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_2}{\partial x_1} & \frac{\partial a_2}{\partial x_2} & \frac{\partial a_2}{\partial x_3} & \frac{\partial a_2}{\partial x_4} & \frac{\partial a_2}{\partial x_5} & \frac{\partial a_2}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_3}{\partial x_1} & \frac{\partial a_3}{\partial x_2} & \frac{\partial a_3}{\partial x_3} & \frac{\partial a_3}{\partial x_4} & \frac{\partial a_3}{\partial x_5} & \frac{\partial a_3}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_4}{\partial x_1} & \frac{\partial a_4}{\partial x_2} & \frac{\partial a_4}{\partial x_3} & \frac{\partial a_4}{\partial x_4} & \frac{\partial a_4}{\partial x_5} & \frac{\partial a_4}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_5}{\partial x_1} & \frac{\partial a_5}{\partial x_2} & \frac{\partial a_5}{\partial x_3} & \frac{\partial a_5}{\partial x_4} & \frac{\partial a_5}{\partial x_5} & \frac{\partial a_5}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_6}{\partial x_1} & \frac{\partial a_6}{\partial x_2} & \frac{\partial a_6}{\partial x_3} & \frac{\partial a_6}{\partial x_4} & \frac{\partial a_6}{\partial x_5} & \frac{\partial a_6}{\partial x_6} \end{bmatrix} \quad (58-3)$$

$$\boldsymbol{B} = \frac{\partial \boldsymbol{a}}{\partial \boldsymbol{u}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial u_1} & \frac{\partial a_1}{\partial u_2} & \frac{\partial a_1}{\partial u_3} & \frac{\partial a_1}{\partial u_4} \\ \frac{\partial a_2}{\partial u_1} & \frac{\partial a_2}{\partial u_2} & \frac{\partial a_2}{\partial u_3} & \frac{\partial a_2}{\partial u_4} \\ \frac{\partial a_3}{\partial u_1} & \frac{\partial a_3}{\partial u_2} & \frac{\partial a_3}{\partial u_3} & \frac{\partial a_3}{\partial u_4} \\ \frac{\partial a_4}{\partial u_1} & \frac{\partial a_4}{\partial u_2} & \frac{\partial a_4}{\partial u_3} & \frac{\partial a_4}{\partial u_4} \\ \frac{\partial a_5}{\partial u_1} & \frac{\partial a_5}{\partial u_2} & \frac{\partial a_5}{\partial u_3} & \frac{\partial a_5}{\partial u_4} \\ \frac{\partial a_6}{\partial u_1} & \frac{\partial a_6}{\partial u_2} & \frac{\partial a_6}{\partial u_3} & \frac{\partial a_6}{\partial u_4} \end{bmatrix} \quad (59-3)$$

روابط بالا به فرم چند سیستم یک ورودی و چند خروجی نوشته شده است. آن را به یک ورودی و یک خروجی تبدیل می‌کنیم.

مود رول

$$\mathbf{A}_{roll} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial x_1} & \frac{\partial a_1}{\partial x_4} \\ \frac{\partial a_4}{\partial x_1} & \frac{\partial a_4}{\partial x_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ A_1 \cos(x_1) & 0 \end{bmatrix} \quad (60-3)$$

$$\mathbf{B}_{roll} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial u_1} \\ \frac{\partial a_4}{\partial u_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ A_3 \end{bmatrix} \quad (61-3)$$

مود پیچ

$$\mathbf{A}_{pitch} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_2}{\partial x_2} & \frac{\partial a_2}{\partial x_5} \\ \frac{\partial a_5}{\partial x_2} & \frac{\partial a_5}{\partial x_5} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ B_1 \cos(x_1) & 0 \end{bmatrix} \quad (62-3)$$

$$\mathbf{B}_{pitch} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_2}{\partial u_2} \\ \frac{\partial a_5}{\partial u_2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ B_3 \end{bmatrix} \quad (63-3)$$

مود یاو

$$\mathbf{A}_{yaw} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_3}{\partial x_3} & \frac{\partial a_3}{\partial x_6} \\ \frac{\partial a_6}{\partial x_3} & \frac{\partial a_6}{\partial x_6} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (64-3)$$

$$\boldsymbol{B}_{yaw} = \begin{bmatrix} \frac{\partial a_3}{\partial u_3} \\ \frac{\partial a_6}{\partial u_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ C_2 \end{bmatrix} \quad (65-3)$$

استخراج سرعت دورانی پره‌ها از نیروها

چهار معادله و چهار مجہول:

$$\begin{aligned} u_1 &= \omega_2^2 - \omega_4^2 \\ u_2 &= \omega_1^2 - \omega_3^2 \\ u_3 &= \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \\ u_4 &= \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \end{aligned} \quad (66-3)$$

جواب معادلات ۶۶-۳ به فرم رابطه ۶۷-۳ بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} \omega_1 &= \sqrt{\frac{u_4 + u_3 + 2u_2}{4}} \\ \omega_2 &= \sqrt{\frac{u_4 - u_3 + 2u_2}{4}} \\ \omega_3 &= \sqrt{\frac{u_4 + u_3 + 2u_2}{4}} \\ \omega_4 &= \sqrt{\frac{u_4 - u_3 - 2u_2}{4}} \end{aligned} \quad (67-3)$$

فصل ۴

شبیه‌سازی در محیط سیمولینک

سیمولینک^۱ یک ابزار شبیه‌سازی همراه با نرم‌افزار متلب است. با استفاده از سیمولینک می‌توان رفتار یک سیستم را بدون نیاز به ساخت آن را تحلیل نمود. در نتیجه با استفاده از سیمولینک می‌توان علاوه بر صرفه‌جویی در هزینه و زمان به بررسی تأثیر اغتشاشات یا سایر عوامل ورودی بر عملکرد یک سیستم پرداخت. همچنین شبیه‌سازی سیستم‌ها این توانایی را در اختیار می‌گذارد تا عکس العمل یک سیستم در صورت تغییر پارامترهای ورودی آن به خوبی شناخته شود. سیمولینک به صورت یک کتابخانه در نرم‌افزار متلب^۲ عرضه شده است که شبیه‌سازی توسط بلوک‌های این کتابخانه به صورت دیاگرام‌های بلوکی انجام می‌شود.

۱-۴ طراحی مبتنی بر مدل

مراحل طراحی و پیاده‌سازی براساس دیاگرام ۷ (۱-۴) طی می‌شود. با توجه به این دیاگرام، 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 پلت^۴ انجام می‌شود. پس از تایید عملکرد کنترل‌کننده به صورت نرم‌افزاری، کد آن به کمک ابزار تولید خودکار

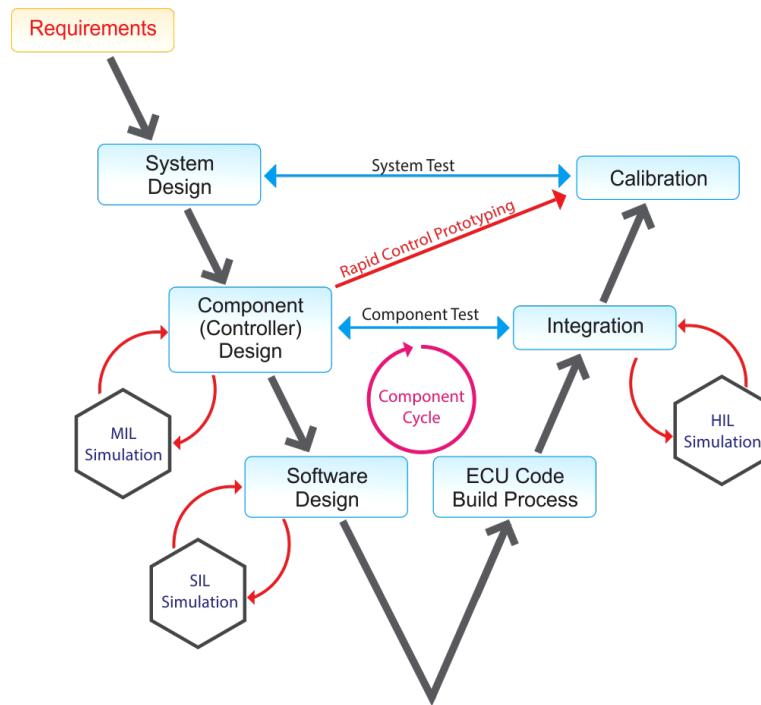
¹Simulink

²MATLAB

³MIL (Model In the Loop)

⁴RCP (Rapid Control Prototyping)

کد نرم‌افزار سیمولینک تولید و روی آردوینو^۵ پیاده‌سازی می‌شود. در این حالت، سخت‌افزار کنترل‌کننده (برد آردوینو) مدل در حلقه شبیه‌سازی قرار می‌گیرد. در مرحله نهایی، برد آردوینو به پلت حقيقی (استند سه درجه آزادی) وصل شده، به صورت زمان‌حقيقي^۶ خروجی حسگر را دریافت و فرمان کنترلی را به پلت اعمال می‌کند.



شکل ۱-۴: دیاگرام V [۱۵]

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 ۳-۵ فرم فضای حالت استند چهارپره استخراج شد. در شبیه‌سازی نیز از همین روابط استخراج شده، استفاده شده است. مدل شبیه‌سازی شده از استند (شکل ۲-۴) 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.

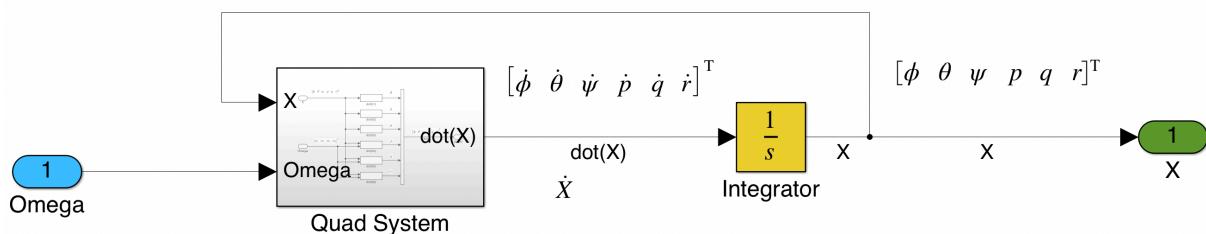
⁵Arduino

⁶Real-Time



شکل ۴-۲: مدل استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌های مدل

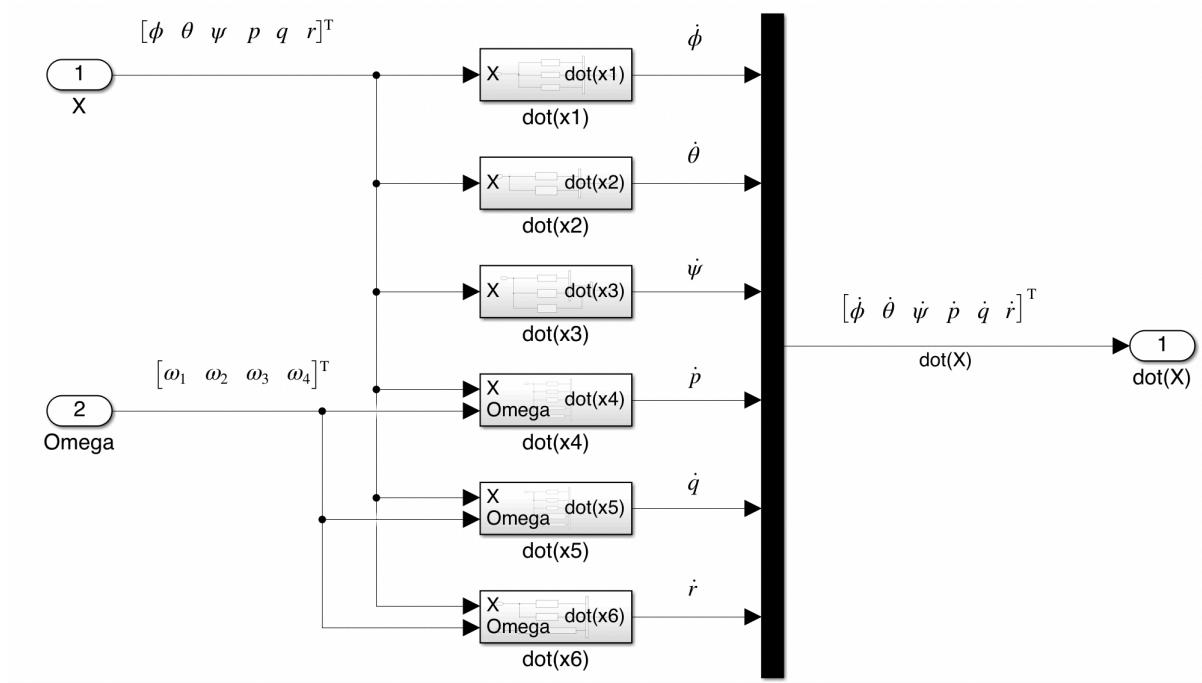
نمایی از داخل بلوک Quacopter 3DOF Nonlinear System در شکل ۳-۴ آورده شده است.



شکل ۴-۳: مدل استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌های مدل

خروجی بلوک Quad System، \dot{X} است. با استفاده از بلوک انتگرال‌گیر (بلوک زرد رنگ در شکل ۳-۴) از خروجی بلوک بر اساس شرایط اولیه استند انتگرال گرفته می‌شود و وضعیت استند (زاویه‌های رول (ϕ)، پیچ (θ)، یاو (ψ) و سرعت‌های زاویه‌ای p , q و r) را خروجی می‌دهد.

در داخل بلوک Quad System، شش بلوک دیگر قرار دارد که تعدادی از آن‌ها دارای ورودی X و تعدادی دیگر دارای ورودی \dot{X} 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 ۴-۴ آورده شده است.



شکل ۴-۴: نمایی از داخل بلوک Quad System

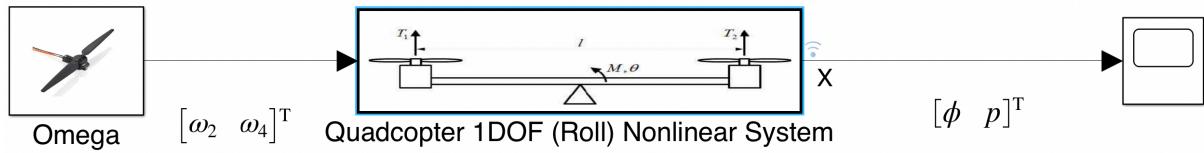
۳-۴ شبیه‌سازی کانال‌های مختلف استند سه درجه آزادی در محیط سیمولینک

در بخش (۲-۴) به شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند چهارپره پرداخته شد. در این بخش به شبیه‌سازی کانال‌های رول، پیج، یاو و رول-پیچ پرداخته می‌شود. برای شبیه‌سازی یک کانال فرض شده است سایر کانال‌ها بسته شده‌اند و هیچگونه حرکتی در این کانال‌ها وجود ندارد.

۱-۳-۴ شبیه سازی کانال رول در محیط سیمولینک

در بخش (۲-۶-۳) فرم فضایی حالت کانال‌های مختلف استند چهارپره بدست آمد در این بخش فرم فضایی حالت کانال رول در سیمولینک شبیه‌سازی می‌شود. مدل شبیه‌سازی شده از استند (شکل ۵-۴) دارای دو ورودی سرعت دورانی موتورهای دو و چهار و دارای یک خروجی زاویه‌ی رول (ϕ) و سرعت زاویه‌ای p

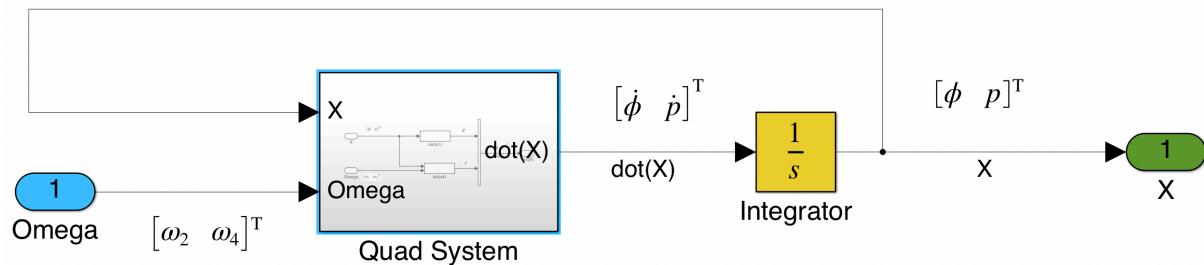
است.



شکل ۴-۵: مدل کanal رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها

نمایی از داخل بلوک Quacopter 1DOF (Roll) Nonlinear System در شکل (۶-۴) آورده شده

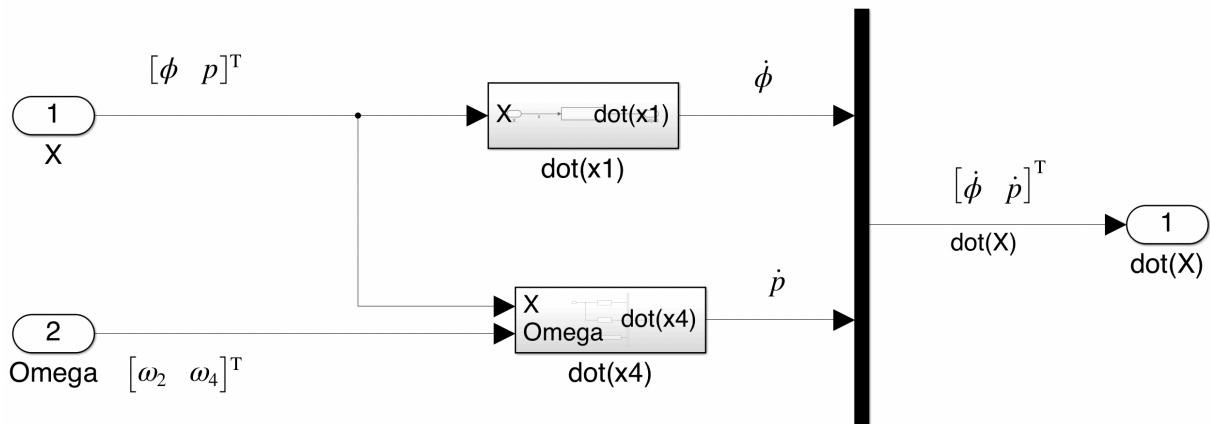
است.



شکل ۶-۴: مدل کanal رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها

بلوک Quad System، \dot{X} را به عنوان خروجی می‌دهد. با استفاده از بلوک انتگرالگیر (بلوک زرد رنگ) در شکل (۶-۴) از خروجی آن بر اساس شرایط اولیه استند انتگرال گرفته می‌شود و خروجی مورد نیاز (زاویه رول (ϕ) و سرعت زاویه‌ای (p) را می‌دهد.

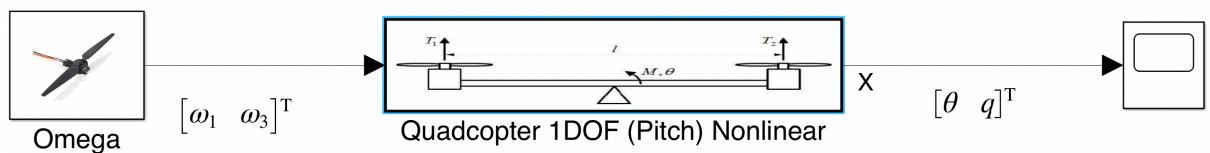
داخل بلوک Quad System، دو بلوک دارد که یکی از آن‌های دارای ورودی X و دیگری دارای ورودی ω هستند. مجموع خروجی این دو بلوک \dot{X} است که برای بلوک Quad System، نیز اشاره شد. نمایی از داخل بلوک Quad System در شکل (۷-۴) آورده شده است.



شکل ۷-۴: نمایی از داخل بلوک Quad System

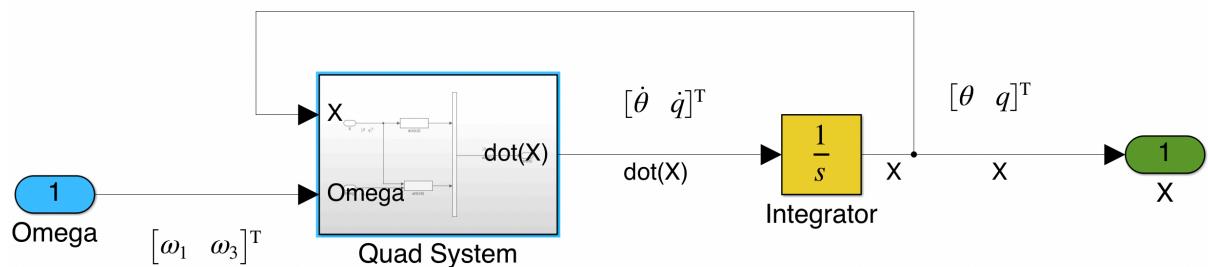
۲-۳-۴ شبیه سازی کanal پیچ در محیط سیمولینک

در بخش (۲-۶-۳) فرم فضایی حالت کانال های مختلف استند چهار پره بدست آمد در این بخش فرم فضایی حالت کانال پیچ در سیمولینک شبیه سازی می شود. مدل شبیه سازی شده از استند (شکل ۸-۴) دارای دو ورودی سرعت دورانی موتورهای یک و سه و دارای یک خروجی زاویه پیچ (θ) و سرعت زاویه ای q است.



شکل ۸-۴: مدل کانال رول استند چهارپره شبیه سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی ها

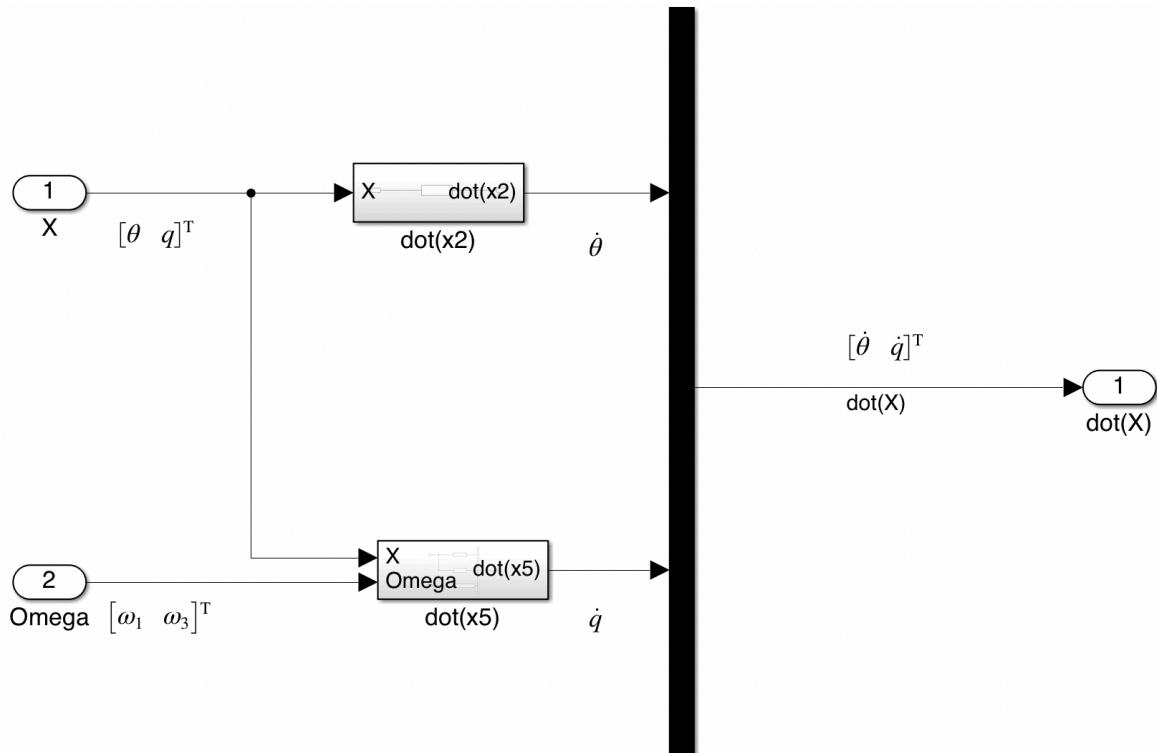
نمایی از داخل بلوک Quacopter 1DOF (Pitch) Nonlinear System در شکل (۹-۴) آورده شده است.



شکل ۹-۴: مدل کاتال رول استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها

بلوک Quad System، \dot{X} را به عنوان خروجی می‌دهد. با استفاده از بلوک انتگرالگیر (بلوک زرد رنگ) در شکل (۹-۴) از خروجی آن بر اساس شرایط اولیه استند انتگرال گرفته می‌شود و خروجی مورد نیاز (زاویه پیچ (θ) و سرعت زاویه‌ای (q) را می‌دهد.

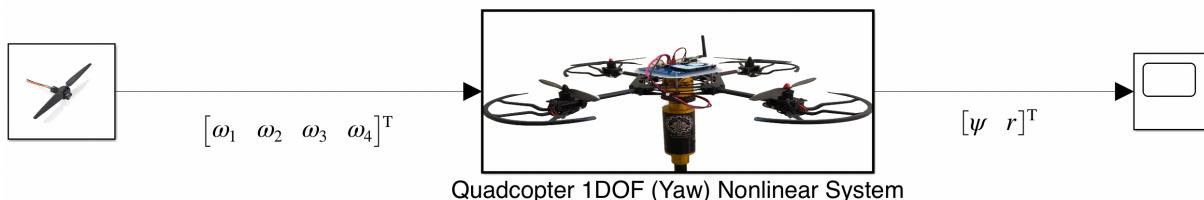
داخل بلوک Quad System، دو بلوک دارد که یکی از آن‌های دارای ورودی X و دیگری دارای ورودی ω هستند. مجموع خروجی این دو بلوک \dot{X} است که برای بلوک Quad System، نیز اشاره شد. نمایی از داخل بلوک Quad System در شکل (۱۰-۴) آورده شده است.



شکل ۱۰-۴: نمایی از داخل بلوک Quad System

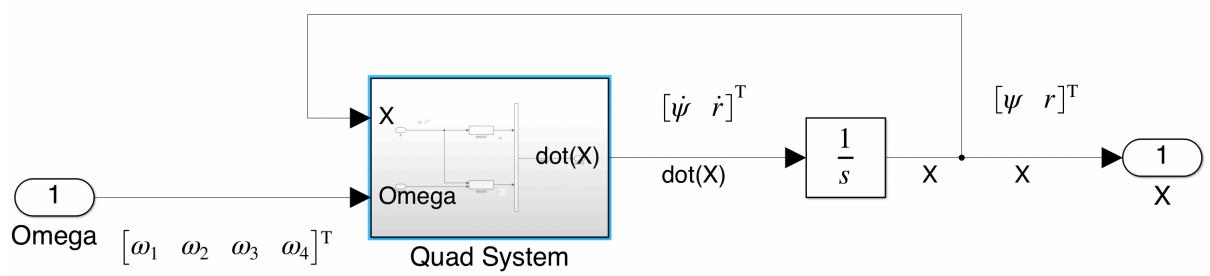
۳-۳-۴ شبیه سازی کanal یاو در محیط سیمولینک

در بخش (۲-۶-۳) فرم فضای حالت کانال های مختلف استند چهار پره بدست آمد در این بخش فرم فضای حالت کانال رول در سیمولینک شبیه سازی می شود. مدل شبیه سازی شده از استند (شکل ۱۱-۴) دارای چهار ورودی سرعت دورانی موتورها و دارای یک خروجی زاویه رول (ψ) و سرعت زاویه ای r است.



شکل ۱۱-۴: مدل کانال رول استند چهارپره شبیه سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی ها

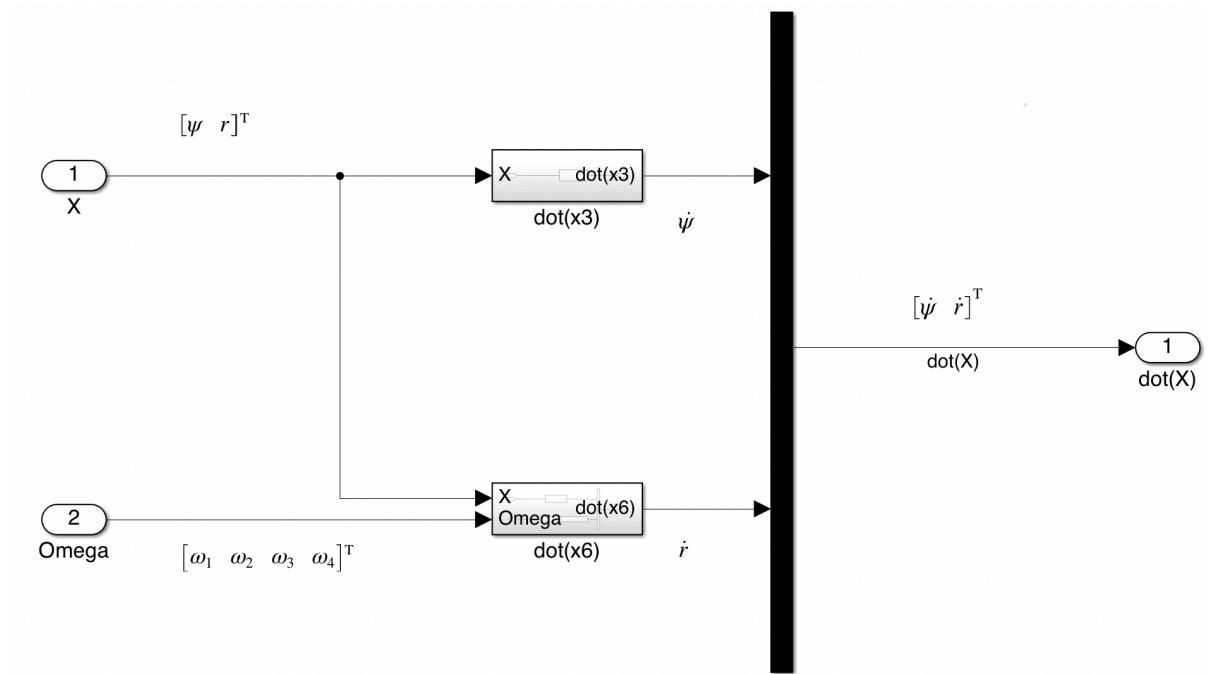
نمایی از داخل بلوک Quacopter 1DOF (Yaw) Nonlinear System در شکل ۱۲-۴ آورده شده است.



شکل ۱۲-۴: مدل کانال یاو استند چهارپره شبیه سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی ها

بلوک Quad System، \dot{X} را به عنوان خروجی می دهد. با استفاده از بلوک انگرال گیر (بلوک زرد رنگ) در شکل ۱۲-۴ از خروجی آن بر اساس شرایط اولیه استند انگرال گرفته می شود و خروجی مورد نیاز (زاویه های یاو (ψ) و سرعت زاویه ای (r) را می دهد.

داخل بلوک Quad System، دو بلوک دارد که یکی از آن های دارای ورودی X و دیگری دارای ورودی X و ω هستند. مجموع خروجی این دو بلوک \dot{X} است که برای بلوک Quad System، نیز اشاره شد. نمایی از داخل بلوک Quad System در شکل ۱۳-۴ آورده شده است.



شکل ۱۳-۴: نمایی از داخل بلوک Quad System

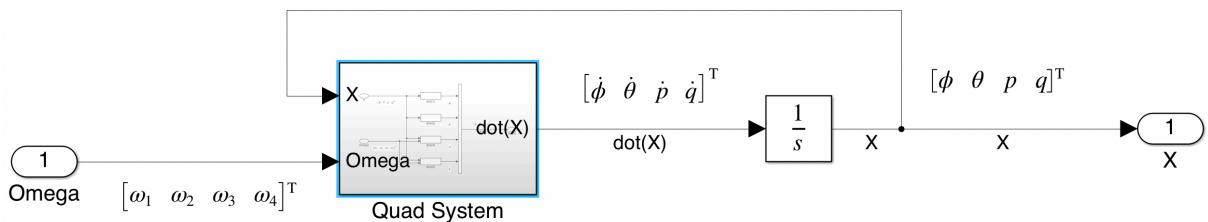
۴-۳-۴ شبیه سازی کanal رول-پیچ در محیط سیمولینک

در بخش ۲-۶-۳ فرم فضای حالت کانال‌های مختلف استند چهار پره بدست آمد در این بخش فرم فضای حالت کانال رول در سیمولینک شبیه‌سازی می‌شود. فرم فضای حالت استند چهار پره استخراج شد. در شبیه‌سازی نیز از همین روابط استخراج شده استفاده شده است. مدل شبیه‌سازی شده از استند (شکل ۱۴-۴) دارای چهار ورودی سرعت دورانی موتورها و دارای دو خروجی زوایای رول (ϕ) و پیچ (θ) دو سرعت‌های زاویه‌ای p و q است.



شکل ۱۴-۴: مدل کانال رول-پیچ استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها

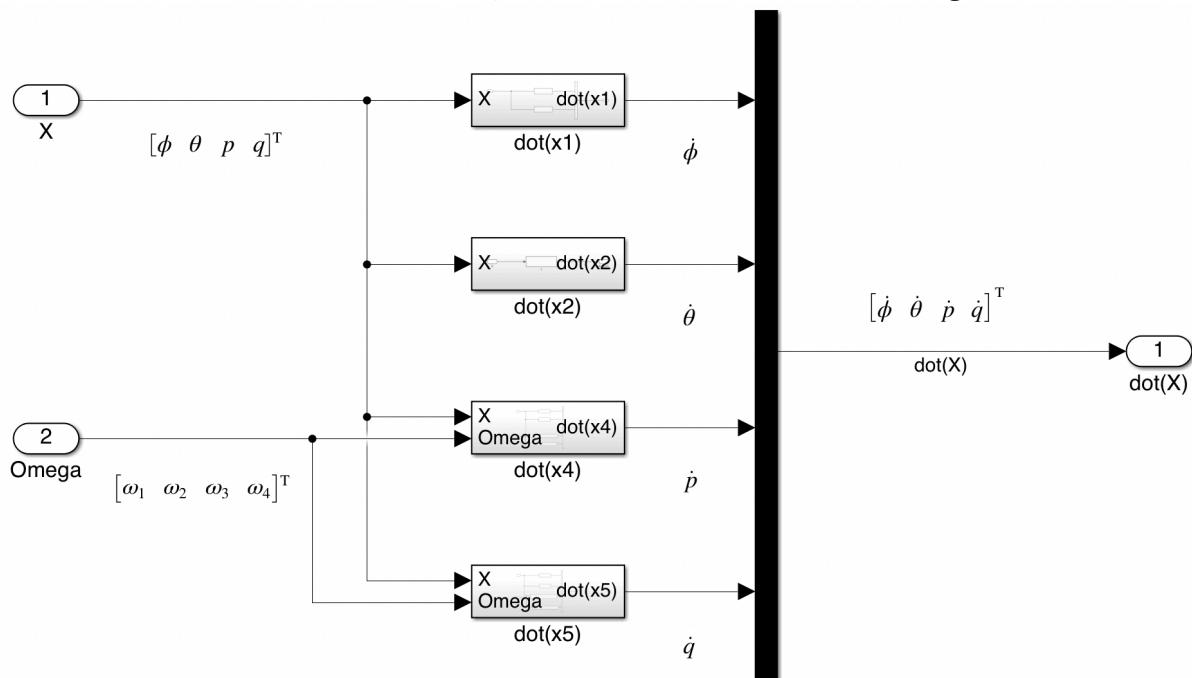
نمایی از داخل بلوک Quacopter 3DOF Nonlinear System در شکل (۱۵-۴) آورده شده است.



شکل ۱۵-۴: مدل کanal رول-پیچ استند چهارپره شبیه‌سازی شده در سیمولینک و نمایش ورودی و خروجی‌ها

بلوک Quad System، \dot{X} را به عنوان خروجی می‌دهد. با استفاده از بلوک انتگرال‌گیر (بلوک زرد رنگ) در شکل ۱۵-۴ از خروجی آن بر اساس شرایط اولیه استند انتگرال گرفته می‌شود و خروجی مورد نیاز (زاویه‌های رول (ϕ) و پیچ (θ) و سرعت‌های زاویه‌ای p و q) را می‌دهد.

داخل بلوک Quad System، چهار بلوک دارد که بعضی از آن‌های دارای ورودی X و بعضی از آن‌های دارای ورودی X و ω هستند. مجموع خروجی این شش بلوک \dot{X} است که برای بلوک Quad System نیز اشاره شد. نمایی از داخل بلوک Quad System در شکل ۱۶-۴ آورده شده است.



شکل ۱۶-۴: نمایی از داخل بلوک Quad System

۴-۴ اصلاح پارامترهای استند چهارپره در شبیه‌سازی حلقه باز

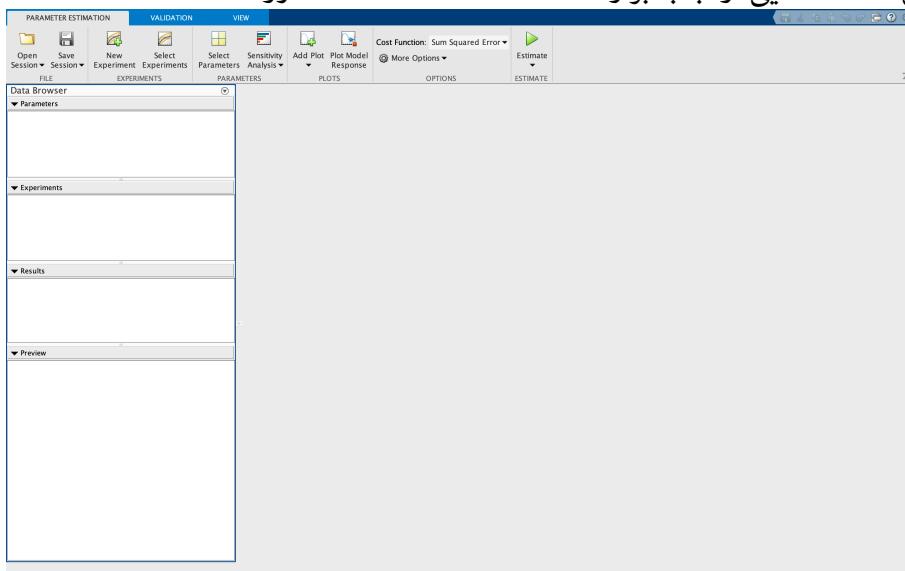
در بخش ۵-۳ فرم فضای حالت استند چهارپره استخراج شد. در بخش ۲-۴ شبیه‌سازی استند چهارپره انجام شد و در بخش ۳-۴ کانال‌های مختلف استند سه درجه آزادی چهارپره شبیه‌سازی شد. در این بخش با استفاده از شبیه‌سازی کانال‌های مختلف چهارپره در محیط سیمولینک و داده‌های خروجی از استند چهارپره، پارامترهای استند چهارپره اصلاح می‌شوند.

برای اصلاح پارامترهای استند چهارپره از جعبه‌ابزار Parameter Estimator موجود در 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 پارامترها می‌کند، به صورتی که وضعیت استند در شبیه‌سازی تا حد ممکن به وضعیت استند در واقعیت نزدیک کند.



شکل ۱۷-۴: نماد جعبه‌ابزار Parameter Estimator در سیمولینک

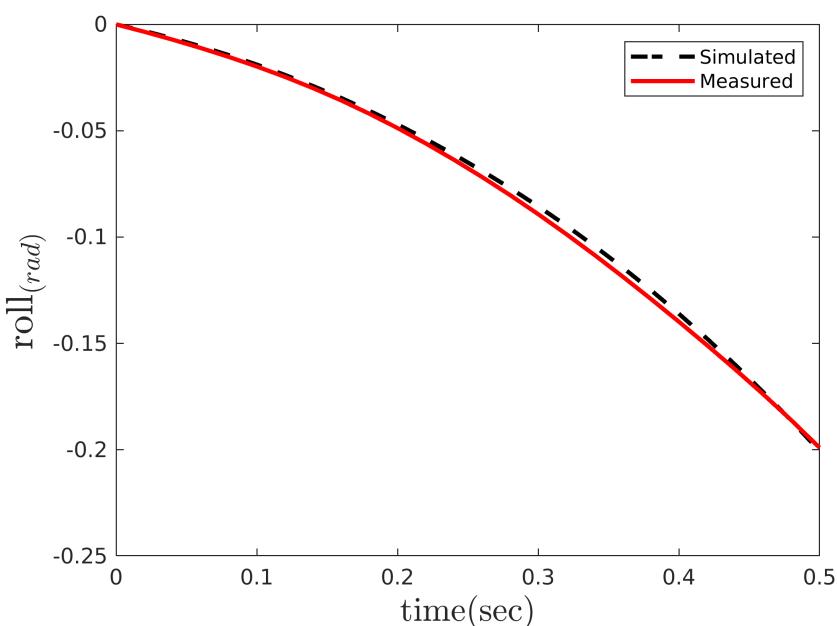
در شکل ۱۸-۴ نمایی از جعبه‌ابزار Parameter Estimator آورده شد است.



شکل ۱۸-۴: جعبه‌ابزار Parameter Estimator

۱-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal رول موتور خاموش

برای اصلاح پارامترهای رول چندین آزمایش انجام شد و با استفاده از داده‌های ثبت شده از وضعیت استند در کanal رول و جعبه‌ابزار Parameter Estimator، پارامترهای کanal رول اصلاح شدند. برای انجام آزمایش استند از شرایط اولیه مختلف با موتور خاموش رها شد و از خروجی سنسور داده برداری شد. سپس، مدل و داده‌های ثبت شده سنسور (وضعیت استند در کanal رول) به جعبه‌ابزار Parameter Estimator داده شد. وضعیت کanal رول استند در شبیه‌سازی و واقعیت بعد از اصلاح پارامترهای کanal رول در شکل‌های شد، و مقایسه شده است.

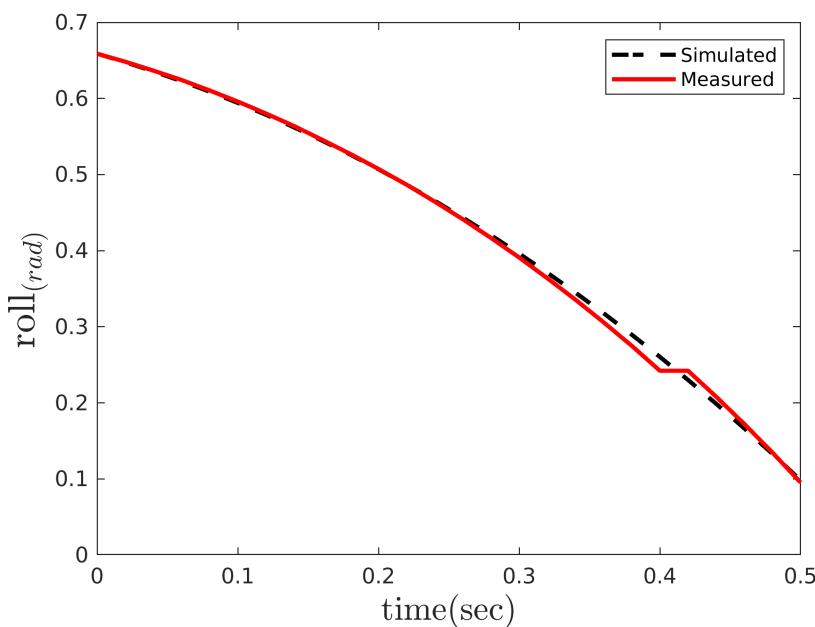


شکل ۱۹-۴: مقایسه وضعیت استند در آزمایش دوم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کanal رول موتور خاموش

۲-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal رول

برای اصلاح پارامترهای رول چندین آزمایش انجام شد و با استفاده از داده‌های ثبت شده از وضعیت استند در کanal رول و جعبه‌ابزار Parameter Estimator، پارامترهای کanal رول اصلاح شدند. برای انجام آزمایش هر یک از موتورهای دو و چهار با دور مختلف شروع به حرکت کردند و از خروجی سنسور داده برداری شد. سپس، مدل و داده‌های ثبت شده سنسور (وضعیت استند در کanal رول) به جعبه‌ابزار Parameter Estimator

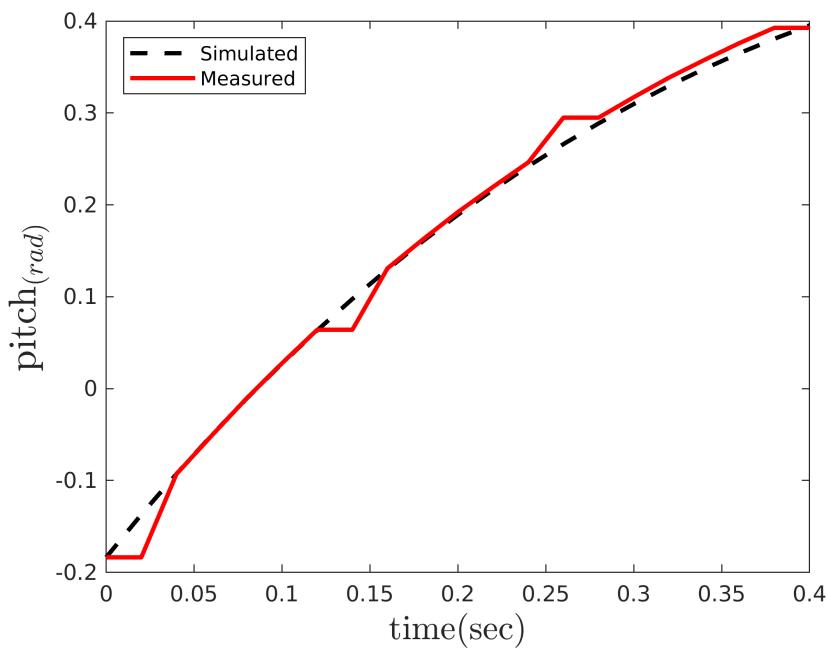
داده شد. وضعیت کanal رول استند در شبیه‌سازی و واقعیت بعد از اصلاح پارامترهای کanal رول در شکل‌های ۲۰-۴، ۲۱-۴ و ۲۱-۵ مقایسه شده است.



شکل ۴-۲۰: مقایسه وضعیت استند در آزمایش چهارم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کanal رول

۳-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal پیچ موتور خاموش

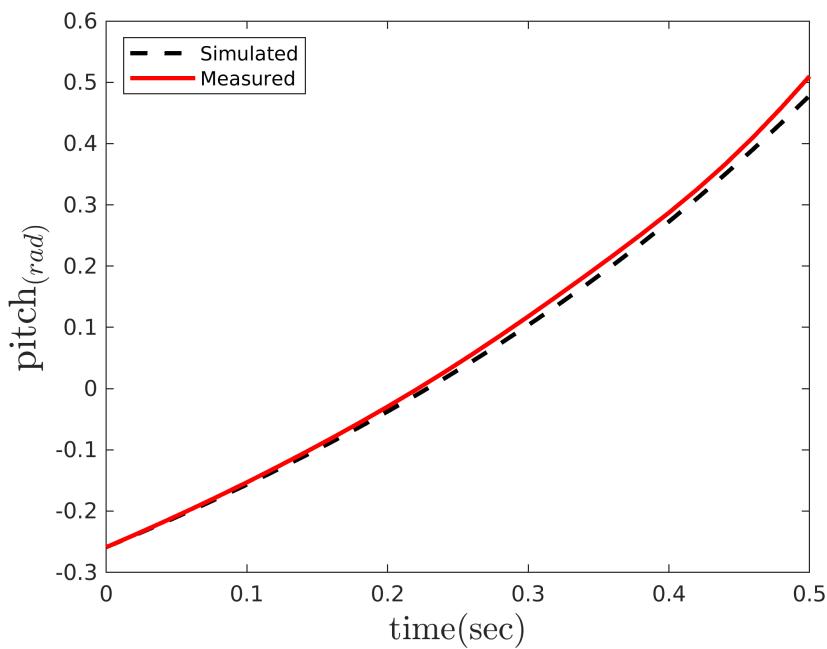
برای اصلاح پارامترهای پیچ چندین آزمایش انجام شد و با استفاده از داده‌های ثبت شده از وضعیت استند در کanal پیچ و جعبه‌ابزار Parameter Estimator، پارامترهای کanal پیچ اصلاح شدند. برای انجام آزمایش استند از شرایط اولیه مختلف با موتور خاموش رها شد و از خروجی سنسور داده برداری شد. سپس، مدل و داده‌های ثبت شده سنسور (وضعیت استند در کanal پیچ) به جعبه‌ابزار Parameter Estimator داده شد. وضعیت کanal پیچ استند در شبیه‌سازی و واقعیت بعد از اصلاح پارامترهای کanal پیچ در شکل‌های ۲۱-۴، ۲۱-۵ و ۲۱-۶ مقایسه شده است.



شکل ۴-۲۱: مقایسه وضعیت استند در آزمایش اول و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کanal پیچ موتور خاموش

۴-۴-۴ تخمین پارامترهای کanal پیچ

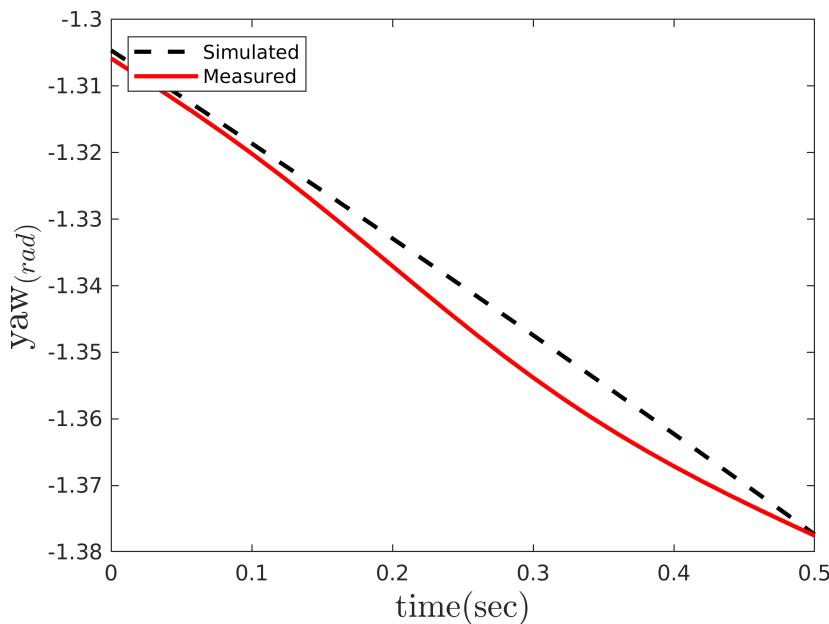
برای اصلاح پارامترهای پیچ چندین آزمایش انجام شد و با استفاده از داده‌های ثبت شده از وضعیت استند در کanal پیچ و جعبه‌ابزار Parameter Estimator، پارامترهای کanal پیچ اصلاح شدند. برای انجام آزمایش هر یک از موتورهای دو و چهار با دور مختلف شروع به حرکت کردند و از خروجی سنسور داده برداری شد. سپس، مدل و داده‌های ثبت شده سنسور (وضعیت استند در کanal پیچ) به جعبه‌ابزار Parameter Estimator داده شد. وضعیت کanal پیچ استند در شبیه‌سازی و واقعیت بعد از اصلاح پارامترهای کanal پیچ در شکل‌های ۲۲-۴، ۴۹، و ۵۰ مقایسه شده است.



شکل ۴-۲۲: مقایسه وضعیت استند در آزمایش اول و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کanal پیچ

۵-۴-۴ تخمین پارامتر کانال یاو

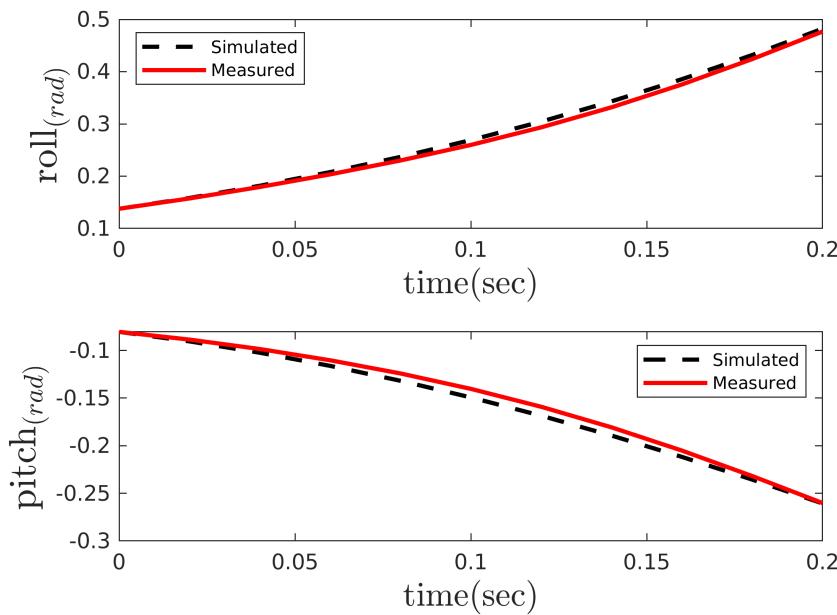
برای اصلاح پارامترهای یاو چندین آزمایش انجام شد و با استفاده از داده‌های ثبت شده از وضعیت استند در کانال پیچ و جعبه‌ابزار Parameter Estimator پارامترها اصلاح شدند. برای آزمایش یاو همهٔ موتورها با دور مختلف شروع به حرکت کردند و از خروجی سنسور داده برداری شد. سپس، مدل و پارامترهای داده‌های ثبت شدهٔ سنسور (وضعیت استند در کانال یاو) به جعبه‌ابزار Parameter Estimator داده شد. نتایج آزمایش‌های کانال یاو بعد از اصلاح پارامترها در شکل ۴-۲۳ و ۴-۲۴ آورده شده است.



شکل ۴-۲۳: مقایسه وضعیت استند در آزمایش دوم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کanal یا و

۴-۶-۴ تخمین پارامتر کانال‌های رول-پیچ

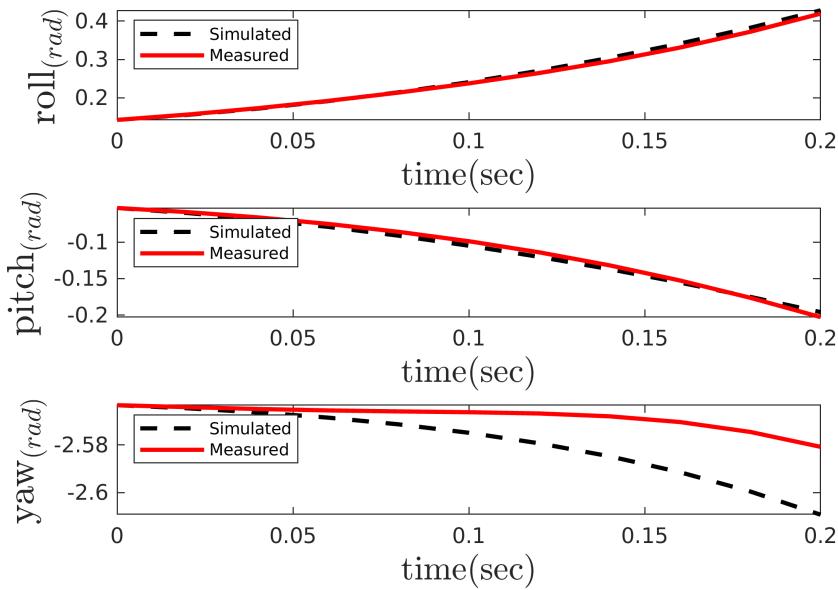
برای اصلاح پارامترها رول-پیچ چندین آزمایش انجام شد و با استفاده از داده‌های ثبت شده از وضعیت استند در کانال رول-پیچ و جعبه‌ابزار Parameter Estimator پارامترهای کانال رول-پیچ اصلاح شدند. برای آزمایش تمامی موتورها با دور مختلف شروع به حرکت کردند و از خروجی سنسور داده برداری شد. سپس، مدل و داده‌های ثبت شده سنسور (وضعیت استند در کانال رول-پیچ) به جعبه‌ابزار Parameter Estimator داده شد. وضعیت کانال رول-پیچ استند در شبیه‌سازی و واقعیت بعد از اصلاح پارامترهای کانال رول-پیچ بعد در شکل‌های (۴-۲۴، ۴-۲۵، ۴-۲۶) آورده شده است.



شکل ۴-۴: مقایسه وضعیت استند در آزمایش چهارم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کanal رول-پیچ

۷-۴-۴ تخمین پارامتر کانال‌های رول-پیچ-یاو

برای اصلاح پارامترها رول-پیچ چندین آزمایش انجام شد و با استفاده از داده‌های ثبت شده از وضعیت استند در کanal رول-پیچ-یاو و جعبه‌ابزار Parameter Estimator پارامترهای کanal رول-پیچ-یاو اصلاح شدند. برای آزمایش تمامی موتورها با دور مختلف شروع به حرکت کردند و از خروجی سنسور داده برداری شد. سپس، مدل و داده‌های ثبت شده سنسور (وضعیت استند در کanal رول-پیچ-یاو) به جعبه‌ابزار Parameter Estimator داده شد. وضعیت کanal رول-پیچ-یاو استند در شبیه‌سازی واقعیت بعد از اصلاح پارامترهای کanal رول-پیچ-یاو بعد در شکل‌های (۲۵-۴، ۲۵-۴، ۲۵-۴، ۲۵-۴، ۲۵-۴) آورده شده است.



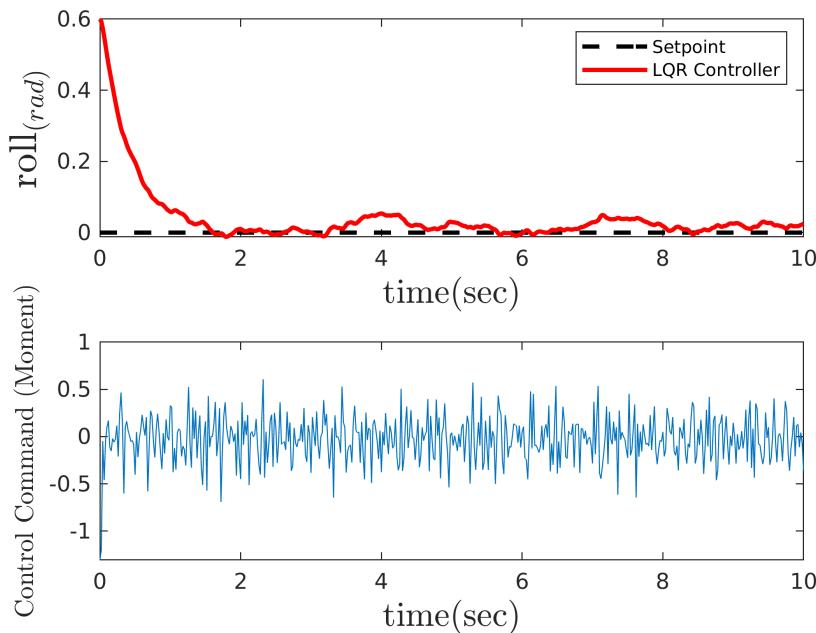
شکل ۴-۲۵: مقایسه وضعیت استند در آزمایش چهارم و شبیه‌سازی، پس از تخمین پارامترهای کanal رول-پیچ-یاو

۵-۴ شبیه‌سازی استند سه درجه آزادی در حضور کنترل‌کننده

در بخش‌های ۳-۲ و ۴-۲ کنترل‌کننده خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی LQIDG و LQDG معرفی شد. در این بخش، ابتدا چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQR و سپس در حضور کنترل‌کننده‌های LQIDG و LQDG شبیه‌سازی می‌شود.

۱-۵-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند سه درجه آزادی در حضور کنترل‌کننده LQR

در بخش ۱-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQR پرداخته می‌شود. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی LQR از روش [۱۶] TCACS استفاده شده است.

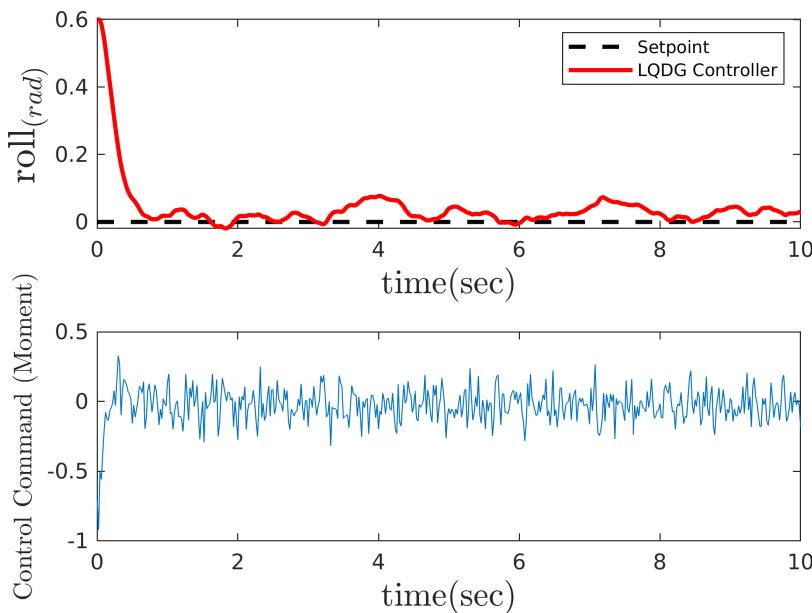


شکل ۴-۲۶: عملکرد LQR در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)

بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۴-۵-۱)، کanal رول در حضور کنترل‌کننده LQR در حدود پنج ثانیه به تعادل می‌رسد اما دارای خطای ماندگار است.

۴-۵-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل‌کننده LQDG

در بخش ۱-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQDG پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده LQDG در بخش ۳-۲ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی LQDG از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.

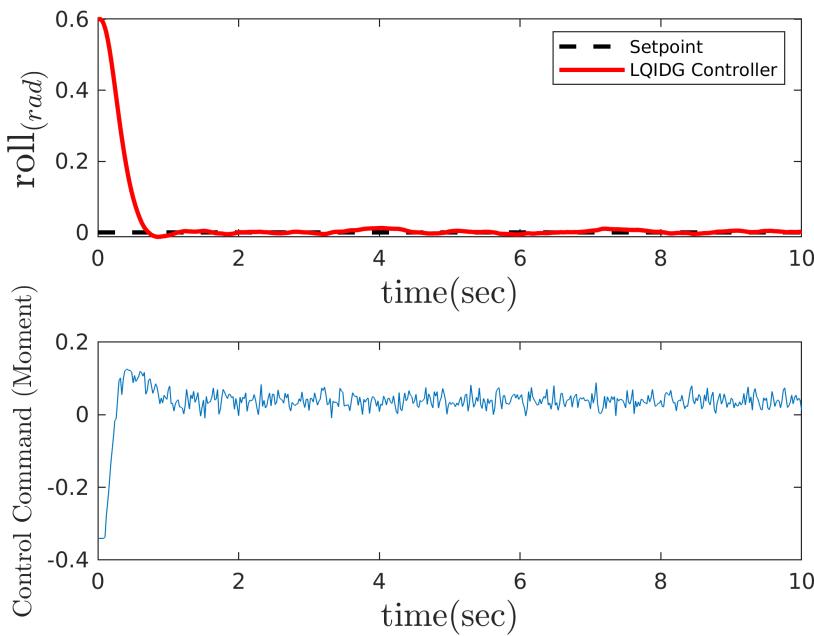


شکل ۴-۲۷: عملکرد LQDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)

بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۴-۵-۲)، کanal رول در حضور کنترل‌کننده LQDG در کمتر از پنج ثانیه به تعادل می‌رسد اما دارای خطای مانگار است ولی خطای مانگار آن نسبت به کنترل‌کننده بخش ۱-۵-۱ کمتر است. به دلیل خطای مانگار، در بخش انتگرال‌گیر به کنترل‌کننده اضافه می‌شود تا خطای مانگار استند را کم کند.

۳-۵-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل‌کننده LQIDG

در بخش ۱-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQIDG پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده LQIDG در بخش ۴-۲ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی LQIDG از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.

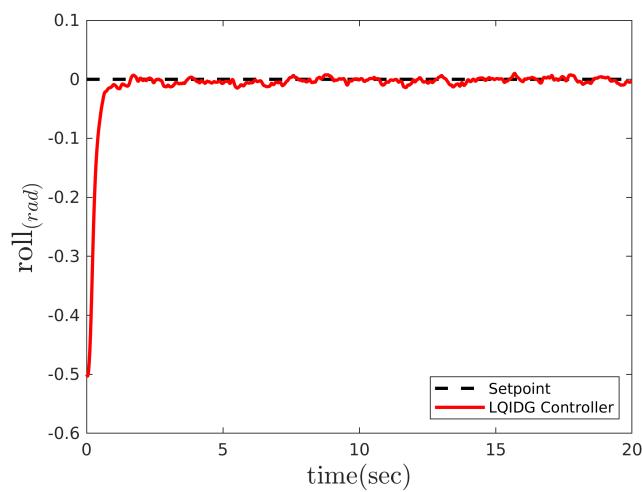


شکل ۴-۴: عملکرد LQIDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)

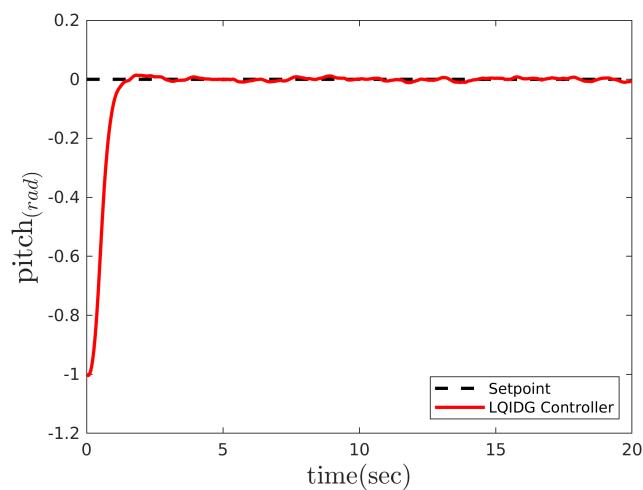
بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۴-۵-۳)، کanal رول در حضور کنترل‌کننده LQIDG در حدود پنج ثانیه به تعادل می‌رسد و خطای ماندگار آن در حدود صفر است.

۴-۵-۴ شبیه‌سازی کanal رول-پیچ استند در حضور کنترل‌کننده LQIDG

در بخش ۴-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQIDG پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده LQIDG در بخش ۴-۲ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی LQIDG از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.

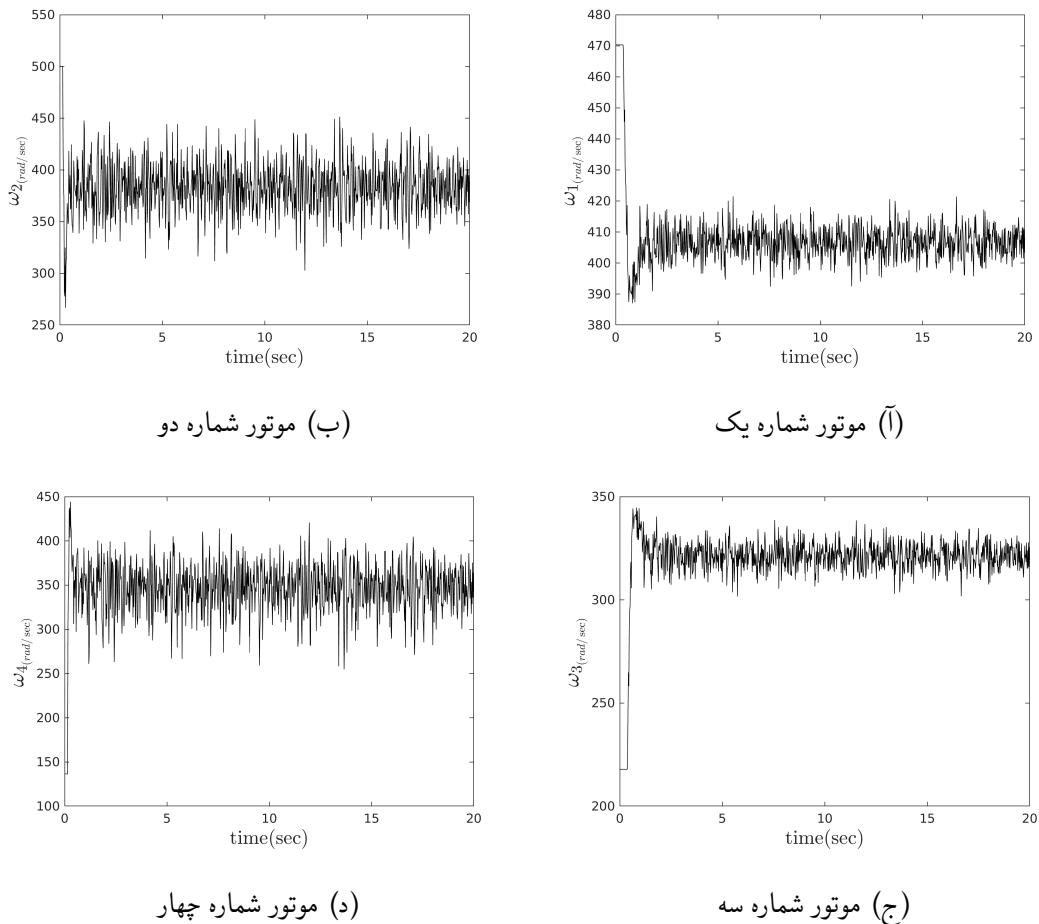


(ا) تغییرات زاویه رول



(ب) تغییرات زاویه پیچ

شکل ۲۹-۴: عملکرد کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)

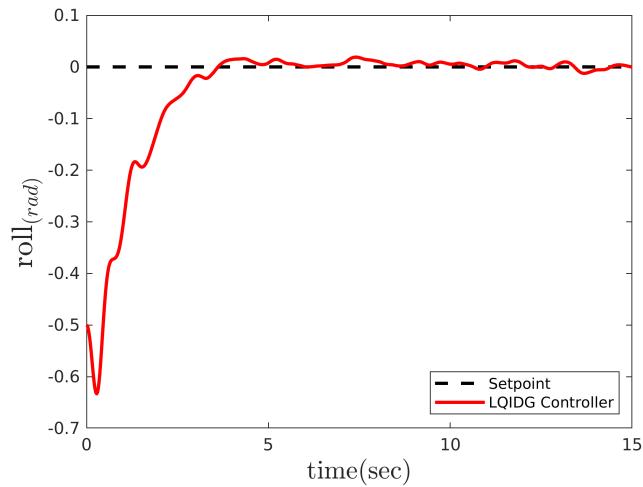


شکل ۴-۳۰: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)

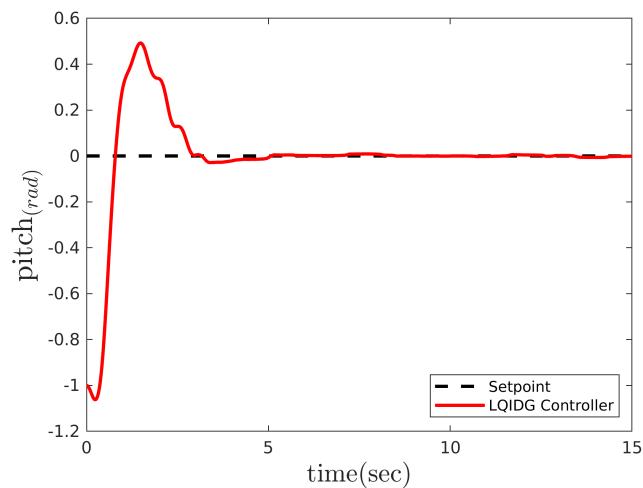
بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۴-۵-۴)، کanal رول در حضور کنترل کننده LQIDG در حدود پنج ثانیه و کanal پیچ در حدود هشت ثانیه به تعادل می‌رسد و خطای ماندگار آن در حدود صفر است.

۴-۵-۵ شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند در حضور کنترل کننده LQIDG

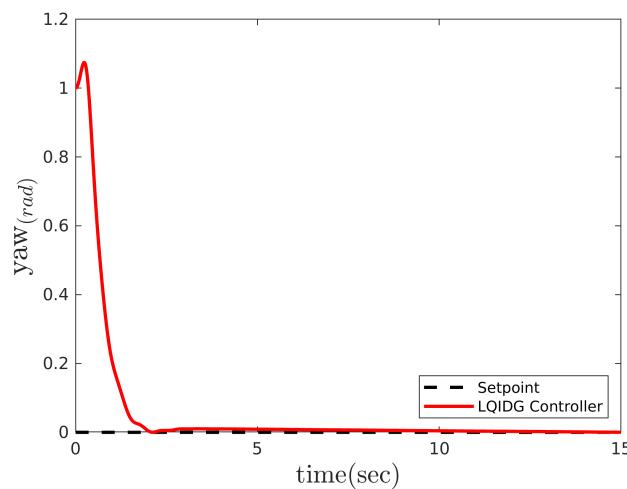
در بخش ۲-۴ شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل کننده LQIDG پرداخته می‌شود. کنترل کننده LQIDG در بخش‌های ۴-۲ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی LQIDG از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.



(ا) تغییرات زاویه رول

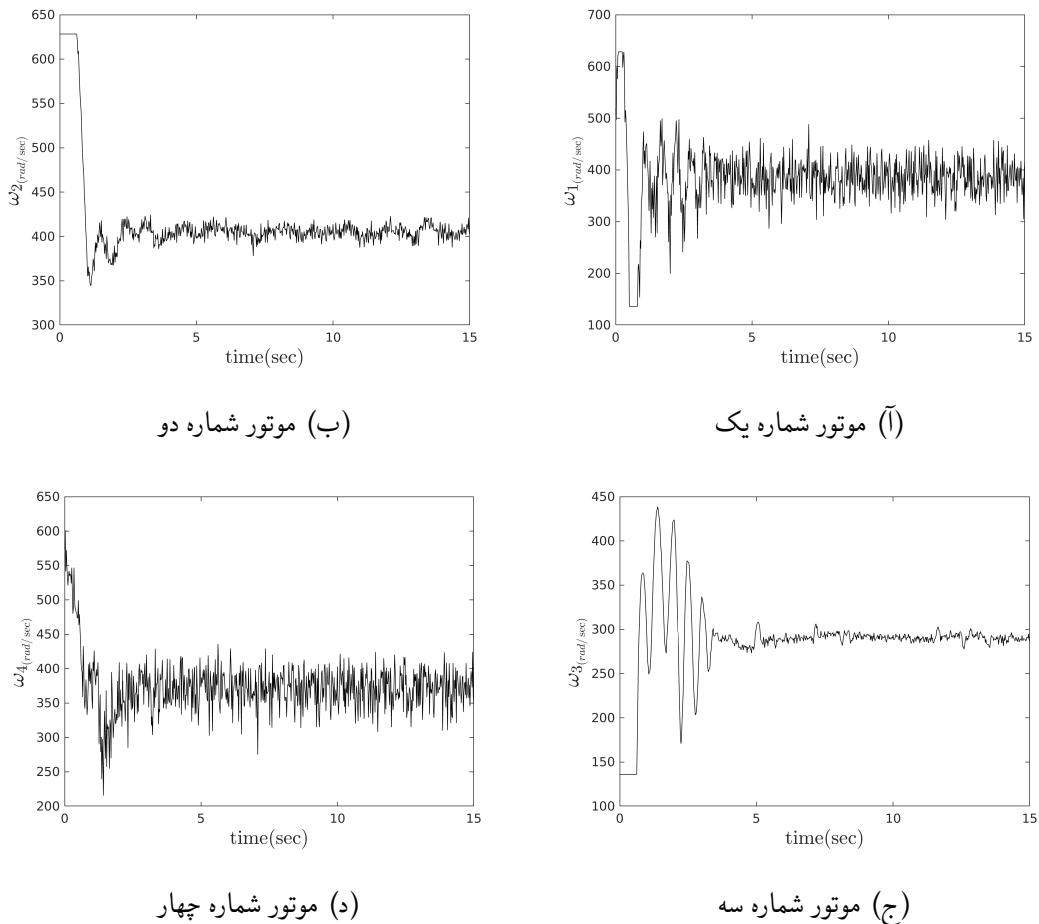


(ب) تغییرات زاویه پیچ



(ج) تغییرات زاویه یاو

شکل ۴-۳۱: عملکرد کنترل کننده LQIDG در کنترل زاویه رول، پیچ و یاد (تعقیب ورودی صفر)



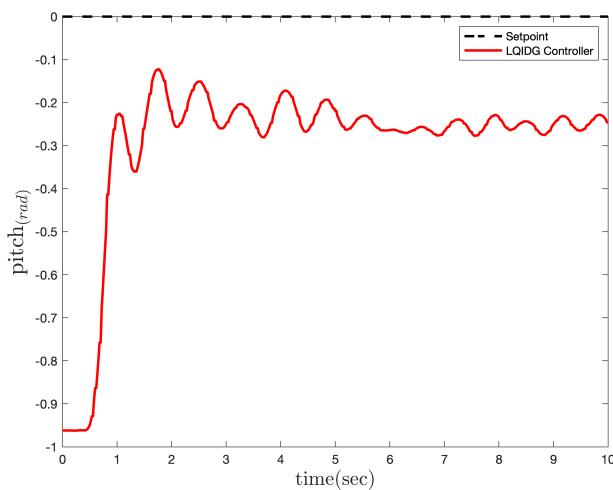
شکل ۴-۳۲: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول، پیچ و یا و (تعقیب ورودی صفر)

۶-۴ پیاده‌سازی کنترل کننده بر رویه استند سه درجه آزادی

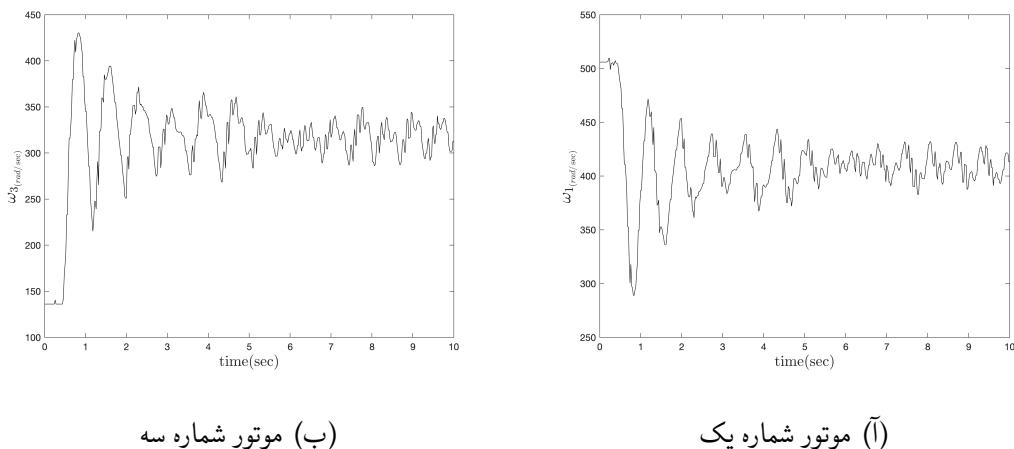
؟؟ و ۳-۶-۴ ابتدا کنترل کننده خطی مبتنی بر بازی دیفرانسیلی در حالت حلقه باز و حلقه بسته معرفی شد. در بخش ۴-۶-۴ و ۵-۶-۴ شبیه‌سازی شدند. در این بخش به پیاده‌سازی کنترل کننده LQR و سپس کنترل کننده‌های LQIDG و LQDG در بخش‌های ۳-۶-۴، ۲-۶-۴ و ۴-۶-۴ پرداخته خواهد شد.

۱-۶-۴ پیاده‌سازی کنترل کننده LQR بر رویه کanal پیچ

در بخش ۱-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل کننده LQR پرداخته می‌شود. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.



شکل ۳۳-۴: عملکرد LQR در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)



(ب) موتور شماره سه

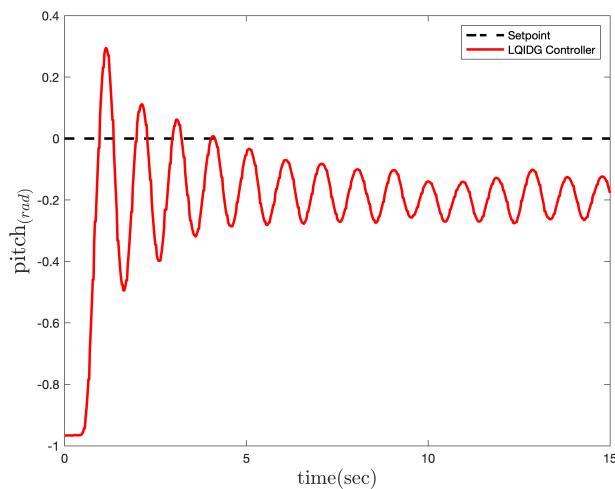
(ا) موتور شماره یک

شکل ۳۴-۴: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

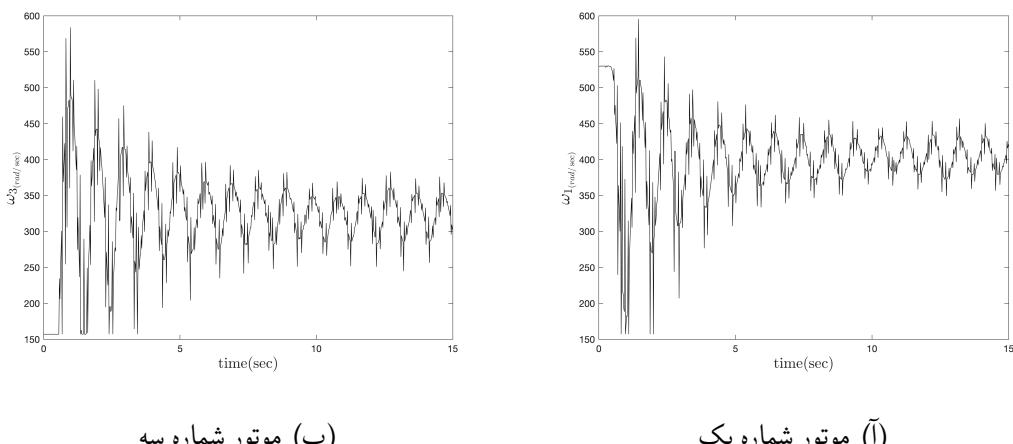
بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۱-۶-۴)، کanal رول در حضور کنترل کننده LQR در حدود پنج ثانیه به تعادل می‌رسد اما دارای خطای ماندگار است.

۲-۶-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل‌کننده LQDG

در بخش شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQDG پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده LQDG در بخش‌های ۳۵ و ۳۶ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.



شکل ۴-۳۵-۴: عملکرد LQDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)



(ب) موتور شماره سه

(ا) موتور شماره یک

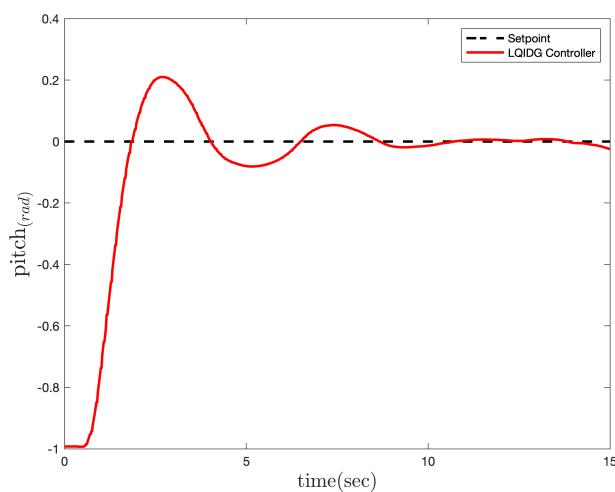
شکل ۴-۳۶-۴: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۳۵)، کanal رول در حضور کنترل‌کننده LQDG در کمتر از پنج ثانیه به تعادل می‌رسد اما دارای خطای ماندگار است ولی خطای مانگار آن نسبت به کنترل‌کننده بخش ۳۵ کمتر است. به دلیل خطای ماندگار، در بخش انگرال‌گیر به کنترل‌کننده اضافه می‌شود تا خطای مانگار استند را

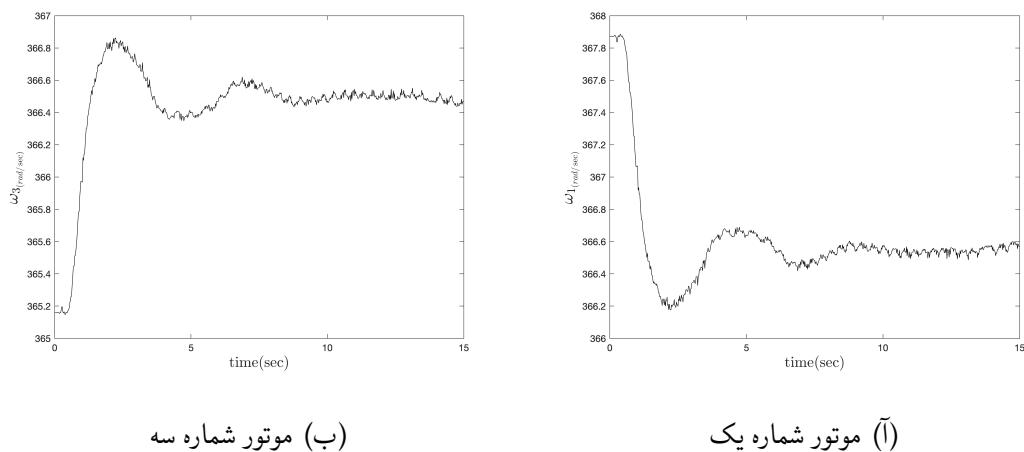
کم کند.

۳-۶-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند در حضور کنترل‌کننده LQIDG

در بخش ۱-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQIDG پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده LQDG در بخش‌های ۲ و ۳ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.



شکل ۳۷-۴: عملکرد LQIDG در کنترل زاویه رول (تعقیب ورودی صفر)



(ب) موتور شماره سه

(ا) موتور شماره یک

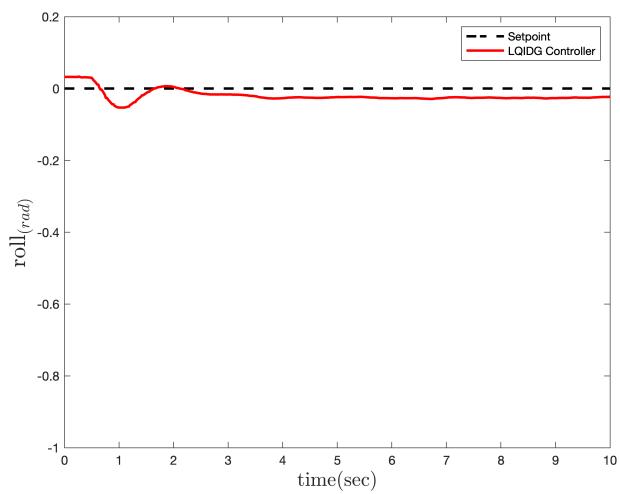
شکل ۳۸-۴: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه پیچ (تعقیب ورودی صفر)

بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۲)، کanal رول در حضور کنترل‌کننده LQIDG در حدود پنج ثانیه

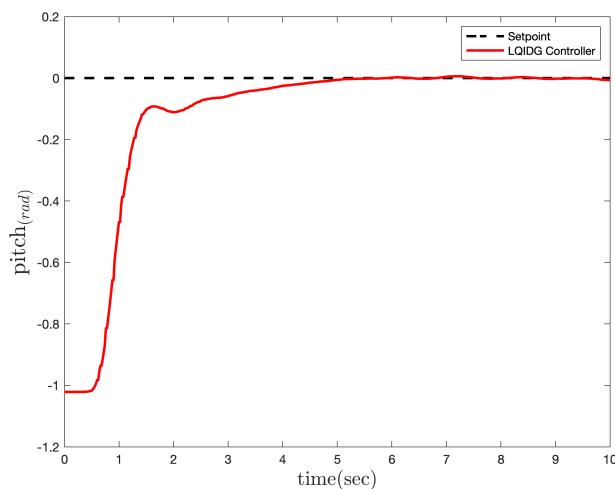
به تعادل می‌رسد و خطای ماندگار آن در حدود صفر است.

۴-۶-۴ شبیه‌سازی کanal رول-پیچ استند در حضور کنترل‌کننده LQIDG

در بخش ۴-۳-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل‌کننده LQIDG پرداخته می‌شود. کنترل‌کننده LQDG در بخش‌های ?? و ?? بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.

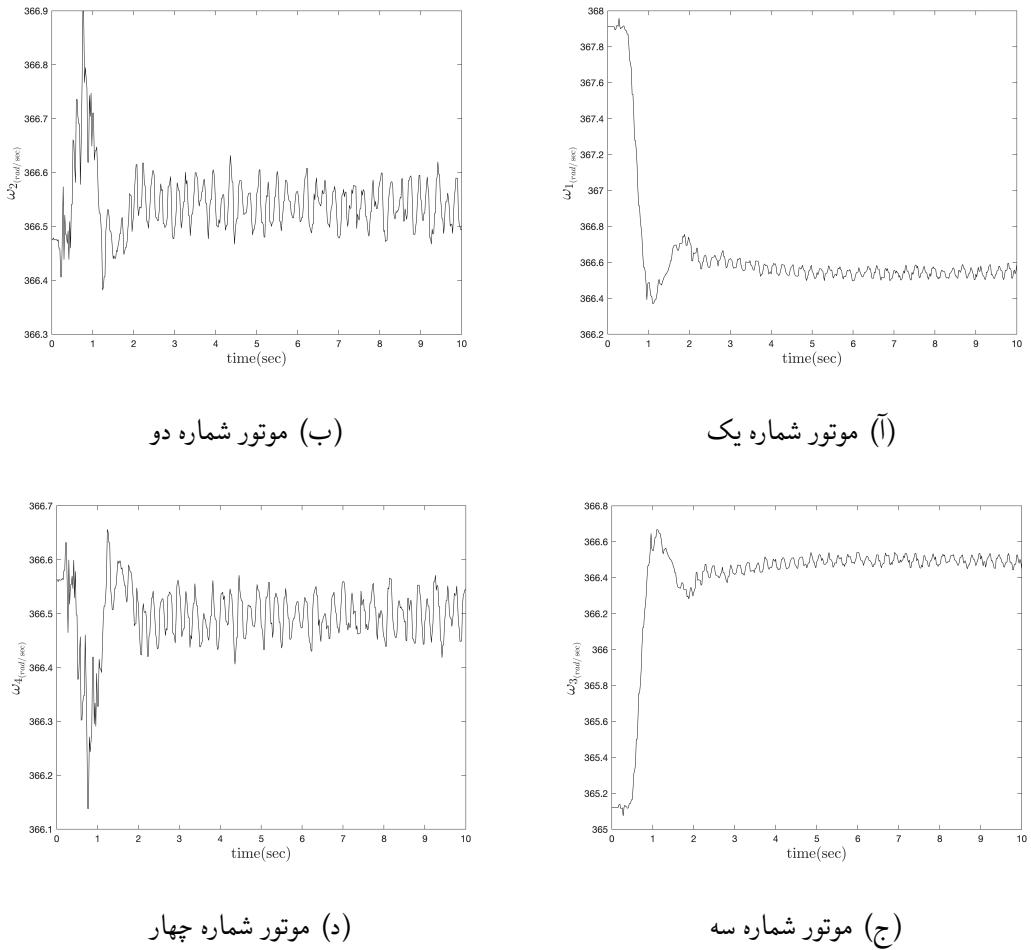


(ا) تغییرات زاویه رول



(ب) تغییرات زاویه پیچ

شکل ۳۹-۴: عملکرد کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)

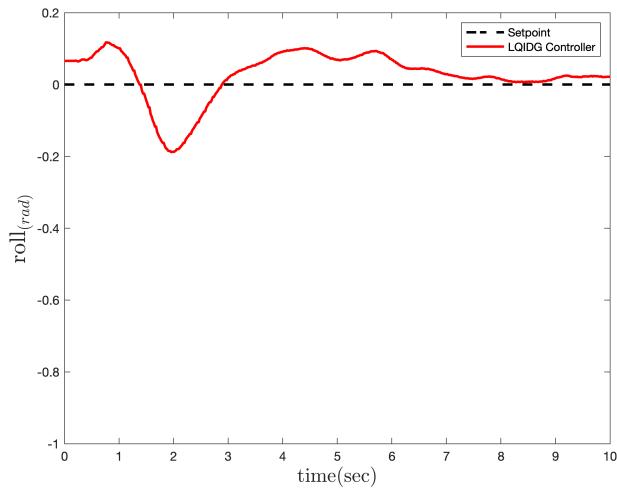


شکل ۴-۴۰: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول، پیچ و یا و (تعقیب ورودی صفر)

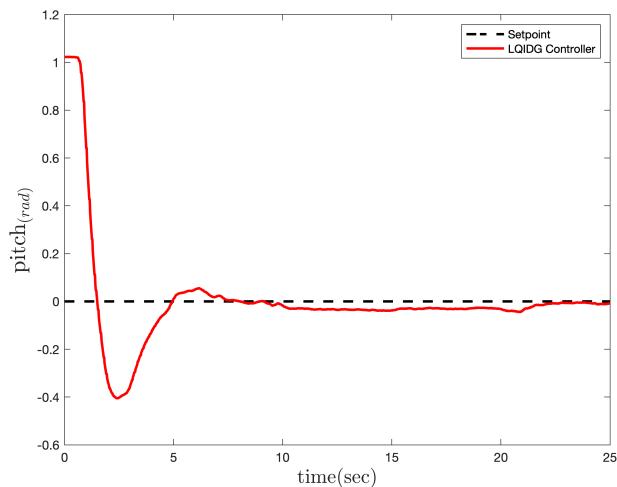
بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۴-۴۰)، کanal رول در حضور کنترل کننده LQIDG در حدود پنج ثانیه و کanal پیچ در حدود هشت ثانیه به تعادل می‌رسد و خطای ماندگار آن در حدود صفر است.

۵-۶-۴ شبیه‌سازی سه درجه آزادی استند در حضور کنترل کننده LQIDG

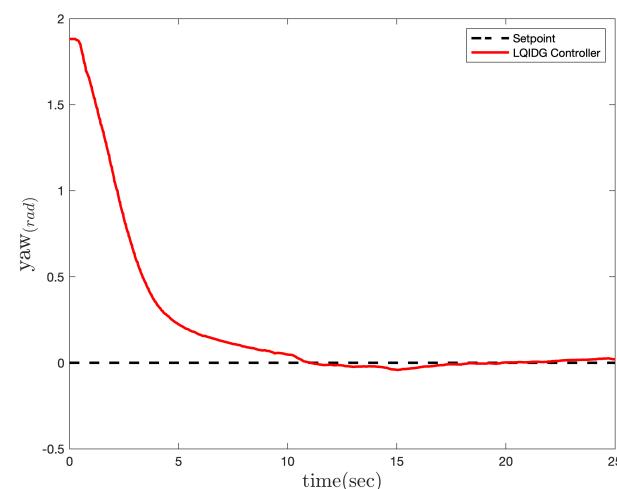
در بخش ۴-۴ شبیه‌سازی کanal رول استند چهارپره انجام شد. در این بخش به بررسی عملکرد چهارپره در حضور کنترل کننده LQIDG پرداخته می‌شود. کنترل کننده LQDG در بخش‌های ۴-۴ و ۴-۵ بررسی شده است. در شبیه‌سازی برای بهینه‌سازی ضرایب وزنی از روش TCACS [۱۶] استفاده شده است.



(ا) تغییرات زاویه رول

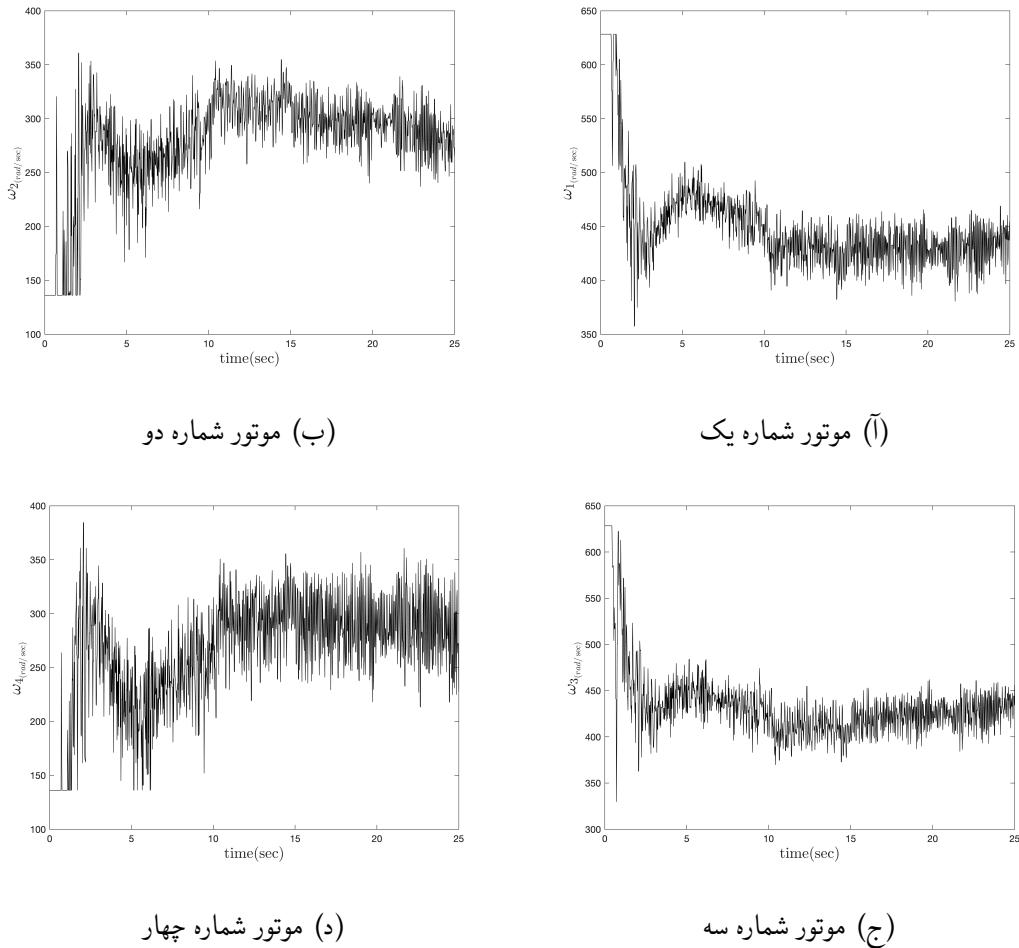


(ب) تغییرات زاویه پیچ



(ج) تغییرات زاویه یاو

شکل ۴-۴: عملکرد کنترل زاویه رول و پیچ (تعقیب ورودی صفر)



شکل ۴-۴: فرمان کنترلی موتورها در کنترل زاویه رول، پیچ و یا و (تعقیب ورودی صفر)

بر اساس خروجی شبیه‌سازی (شکل ۴-۴)، کanal رول در حضور کنترل کننده LQIDG در حدود پنج ثانیه و کanal پیچ در حدود هشت ثانیه به تعادل می‌رسد و خطای ماندگار آن در حدود صفر است.

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] P. Abeshtan. Attitude control of a 3dof quadrotor stand using intelligent backstepping approach. *MSc Thesis (PhD Thesis)*, 2016.

- [11] P. Zipfel. *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [12] A. Sharifi. Real-time design and implementation of a quadcopter automatic landing algorithm taking into account the ground effect. *MSc Thesis (PhD Thesis)*, 2010.
- [13] M. A. A. Bishe. Attitude control of a 3dof quadrotor stand using a heuristic nonlinear controller. January 2018.
- [14] E. Norian. Design of status control loops of a laboratory quadcopter mechanism and its pulverizer built-in using the automatic tool code generation. *MSc Thesis (PhD Thesis)*, 2014.
- [15] Model-based design, 2021. [Online; accessed December 16, 2021], Available at <https://www.pngegg.com/en/png-xdlhx>.
- [16] 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.



Sharif University of Technology
Department of Aerospace Engineering

Bachelor Thesis

LQDG Controller for 3DOF Quadcopter Stand

By:

Ali BaniAsad

Supervisor:

Dr. Nobahari

August 2021