

طراحی سیستم کنترل غیرخطی پهپاد دوپیکره

امیر عزیزی^{۱*}، یوسف عباسی^۲، سیدحسین ساداتی^۳

۱- کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

۲- استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

۳- دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

(دریافت مقاله: ۱۴۰۲/۰۹/۰۷ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۱۷)

چکیده

در این مقاله به مدل‌سازی، آنالیز حلقه‌باز و طراحی سیستم کنترل متمرکز با قانون کنترل غیرخطی پهپاد دوپیکره پرداخته شده است. در پیکربندی دوپیکره، دو پرنده کاملاً همسان با استفاده از اتصال یک درجه آزادی حول محور بدنی طولی (لولا در نوک بال‌ها) به یکدیگر متصل هستند. دینامیک شش‌درجه آزادی پهپاد دوپیکره با استفاده از روش نیوتن-اولبر مدل‌سازی گردید. تغییرات رفتار پرنده دوپیکره در شکل مدهای مختلف نیز مورد بررسی قرار گرفته است. با اینکه معادلات حاکم بر پرواز پهپاد دوپیکره کاملاً غیرخطی و کوپل هستند، قوانین کنترل غیرخطی برای کنترل پرواز پهپاد چندپیکره در مقالات این حوزه یافت نشده است. همچنین سیستم کنترل توسعه داده شده توسط تیم‌های مختلف، فقط به صورت نامتمرکز بوده که باعث افزایش هزینه سیستم کنترل می‌شود. در تحقیق حاضر، سیستم کنترل متمرکز با قانون کنترل غیرخطی، پیشنهاد می‌شود که مشکلات ذکر شده را حل نماید. نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که سیستم کنترل غیرخطی دارای عملکرد بهتری نسبت به کنترل خطی بوده و نمودارهای پاسخ زمانی بسیار هموار و بدون فراجش هستند. فرامین زوایای انحراف سطوح کنترل و تراست نیز محدود و منطقی هستند.

Double-Body UAV Non-Linear Control System Design

Abstract

In this Paper, modeling, open-loop analysis and design of the centralized control system with the nonlinear control law of the dual-body UAV are discussed. In the two-body configuration, two completely identical aircrafts are connected to each other using a one-degree-of-freedom connection around the longitudinal body axis (hinge at the tips of the wings). The 6DOF dynamics of the of the two-body UAV is modeled using the Newton-Euler method. Changes in the behavior of two-bodied aircrafts in the form of different modes have also been investigated. Although the equations governing the flight of a double-body UAV are fully nonlinear and coupled, the nonlinear control laws for multi-body UAV have not been found in the articles in this field. Also, the control system developed by different teams is only decentralized, which increases the cost of the control system. In the present paper, the centralized control system with the nonlinear control law is proposed to solve the mentioned problems. The numerical simulation results show that the nonlinear control system has a better performance than the linear control and the time response graphs are very smooth and without any overshoots. The deviation angles of the control surfaces and trust levels are also limited and reasonable.

Key words: Multi-body UAV, modeling, stability analysis, nonlinear control.

* نویسنده پاسخگو: امیر عزیزی، تلفن: ۰۹۱۴۴۴۶۴۳۶۳، پست الکترونیک: amirazizi212@gmail.com

این مقاله تحت لایسنس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لایسنس از آدرس <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.



مقدمه

پرنده‌های بلندپرواز شبه‌ماهوره (HAPS)^۱ به هواپیماهایی گفته می‌شود که توانایی پرواز در ارتفاع بسیار بالا و مداومت پروازی بسیار طولانی داشته باشند. این پرنده‌ها با سرعت پایین در ارتفاع بالا پرواز کرده و در کاربردهای مختلف و هزینه تمام شده بسیار پایین‌تر نسبت به ماهواره‌های فضایی مورد استفاده قرار می‌گیرند. امروزه توانایی پرواز پرنده‌های بدون سرنشین برای مدت زمان طولانی با استفاده از هیبریداسیون، یکی از مهمترین اهداف پروژه‌های تحقیقاتی جهان می‌باشد. فعالیت‌های زیادی در نقاط مختلف جهان در رابطه با پرنده‌های HAPS انجام گرفته که معروفترین آنها پهپاد Zephyr می‌باشد که اخیراً بیش از ۶۴ شبانه‌روز متوالی پرواز کرده است، [۱]. پژوهش‌های دیگری نیز در چین و دیگر کشورها انجام گرفته است. به منظور دستیابی به پهپادی با عملکرد تعریف شده، باید بالانس انرژی و بالانس جرمی پرنده، همزمان تامین شود. به لحاظ تئوری می‌توان با سطح بال مناسب و پنل‌های فتوولتائیک، نسبت منطقی، مشخصات عملکردی مناسب و وزن کمینه، به پرواز مداوم در عرض از مبدأ ۴۰- تا ۴۰ درجه رسید، [۲]. این پارامترها به پهپادی با بال نسبت منطقی بالا و الاستیک منتهی می‌شود که ساخت پرنده را بسیار مشکل و کنترل آن را پیچیده می‌کند. استفاده از پیکربندی چندپیکره^۲ بخشی از مشکلات را می‌تواند حل کند. در این ایده بجای ساخت یک پرنده بزرگ، چندین پرنده کوچک همسان، با استفاده از اتصالات و مفاصل یک درجه آزادی به هم متصل می‌شوند. در پیکربندی چندپیکره، بال با نسبت منطقی بسیار بالا، از چندین قسمت با نسبت منطقی پایین‌تر تشکیل می‌شود. قسمت‌های کوچک، صلب طراحی می‌شوند و فرآیند ساخت و مونتاژ راحت‌تری دارند. به دلیل بزرگتر شدن فضای طراحی (تعداد و شکل سگمنت‌ها)، انعطاف بیشتری در طراحی و بالانس انرژی وجود دارد. همچنین به جای کنترل شکل بال^۳ با درجه آزادی بالا و رفتار غیرخطی شدید، با درجات آزادی محدودتری روبرو هستیم.

ایده اولیه هواپیمای چندپیکره در سال ۱۹۴۵ داده شده است، [۳]. در جریان جنگ جهانی دوم این تیم مطالعات

اولیه‌ای در خصوص کوپل کردن گلایدرها انجام دادند. سال‌ها بعد تیمی در آمریکا این ایده را با کوپل کردن Culver Q-14 و Douglas C-47 پیگیری کرده و ۲۳۰ تست پرواز انجام شده است. سپس پروژه‌ای بنام Tip Tow آغاز شد که دو جت Republic EF-84D را به یک Boeing EB-29A کوپل می‌کرد. لولاها فقط در جهت رول آزادی داشته و نسبت منطقی کل به ۲۰/۳ رسید. کنترل رول به واسطه کاهش قدرت کنترلی الران‌ها دچار مشکل شد. این پروژه در سالیان بعد با نام‌های FICON و Tom-Tom برای کوپل کردن هواپیماهای دارای پسرگاری بال^۴ و درجات آزادی بیشتر در لولاها ادامه پیدا کرد، [۳]. در زمینه مدل‌سازی و کنترل پرواز پرنده چندپیکره، مطالعات اندکی موجود است و از آنجا که تحقیق حاضر مبتنی بر مطالعه دینامیکی و کنترل پرواز می‌باشد، برخی از مطالعات انجام شده فقط به صورت اجمالی مورد بررسی قرار می‌گیرند. رفتار دینامیکی هواپیماهای کوپل‌شده در [۴] مورد مطالعه قرار گرفته است. تمرکز کار بر روی آنالیز پایداری براساس مدل بدست آمده از نتایج تست تونل‌باد و محاسبات عددی جریان دو هواپیمای کوپل بوده است. برهمکنش آیرودینامیکی دو بال کوپل‌شده در [۵] بررسی شده است. در این مطالعه نیروها و ممان‌های القایی دو بال همسان به صورت عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. پیکربندی Meta Aircraft در [۶] پیشنهاد شده است که عام و کلی می‌باشد. در این پیکربندی مجموعه‌ای از پرنده‌ها با شکل‌های گوناگون به یکدیگر پیوسته و پرنده مرکب را تشکیل می‌دهند. در این مطالعه رفتار دینامیکی پرنده مرکب مورد بررسی قرار گرفته است. مودهای دینامیکی براساس تعداد و نحوه پیوند پرنده‌های کوچکتر تغییر می‌کند. همانطور که مورد انتظار بود، در پیکربندی اتصال نوک بال به نوک بال، مدهای طولی پرنده مرکب تغییرات کمی براساس تعداد پرنده‌های پیوندی دارد ولی مدهای عرضی و سمتی تغییرات عمده‌ای دارند. در این مطالعه، بارهای آیرودینامیکی به روش خط برآی غیرخطی^۵ محاسبه شده‌اند. کنترل‌پذیری پیکربندی Meta Aircraft در [۷] مورد مطالعه قرار داده شده است. در ادامه کنترلر PID با بهره‌های از پیش تعیین شده برای کنترل پرواز پرنده مورد استفاده قرار گرفته است. در این مطالعه، نگارندگان به این

^۱High Altitude Pseudo Satellite

^۲Multi-Body Aircraft

^۳Wing Shape Control

^۴Sweep

^۵Nonlinear Lifting Line

ایده استفاده از پیکربندی هواپیمای چندپیکره برای افزایش انرژی خورشیدی تولیدی در [۱۱] مطرح شده است. البته این ایده پیشتر در پرنده Odysseus مطرح شده بود. شکل بال تشکیل یافته از سه پرنده کوچکتر به گونه‌ای تغییر داده می‌شود که بیشترین انرژی خورشیدی اکتساب شود. در این مطالعه فقط بحث انرژی مطرح شده و به کنترل پرواز پرنده پرداخته نشده است. مطالعه رفتار دینامیکی پرنده چندپیکره در [۱۲] نیز انجام گرفته است. مدل‌سازی با استفاده از اکتساب ضرایب آیرودینامیکی به روش خط برآ و روابط دینامیکی نیوتن-اولیری بدست آمده است. در نهایت یک نمونه پروازی تشکیل یافته از دو پرنده همسان، مورد تست تجربی قرار گرفته است. تست پروازی به صورت پرواز رادیو کنترلی دستی بوده است. در [۱۳] به طراحی سیستم اتصال و پرواز کوپل پرداخته‌اند. در این مطالعه مسائل و مشکلات پرواز نزدیکی و کوپل دو پرنده مانند مسائل آیرودینامیکی، مکانیزم و عملیات کوپل شدن و تخمین پارامترهای نسبی دو پرنده مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین تست تجربی برای مکانیزم کوپلینگ نیز انجام گرفته است. در [۱۴] به مدل‌سازی، شبیه‌سازی و استخراج مشخصه‌های پرواز کروژ پرنده چندپیکره دوگانه پرداخته شده است. در این مقاله از روش دینامیک سیالاتی عددی و فرمولاسیون دینامیکی لاگرانژی استفاده شده است. مطالعه اثر اتصال بال به بال و تعداد پرنده‌های متصل شده در عملکرد و مصرف انرژی پرنده چند پیکره در [۱۵] مورد بررسی قرار گرفته است. در [۱۶] به طراحی و ساخت یک پهباد دوپیکره پرداخته شده است. مدل‌سازی با روش نیوتن-اولیر انجام گرفته و کنترلر PID در سخت‌افزار Pixhawk PX4 و با ساختار غیرمتمرکز پیاده‌سازی شده و تست پروازی موفق داشته است. در [۱۷] به آنالیز مدال یک پرنده سه‌پیکره پرداخته شده است و نتایج شبیه‌سازی مدل استخراج شده با نتایج تست پروازی مطابقت خوبی داشته است. در این مقاله از روش لاگرانژ برای مدل‌سازی پرنده سه‌پیکره استفاده شده است.

در این مقاله یک سیستم کنترل پرواز برای پرنده دوپیکره ارائه خواهد شد. در اینجا هدف طراحی سیستم کنترل جهت کاهش هزینه‌ها و همچنین عملکرد مناسب در مقابل رفتار غیرخطی پرنده است. برای دستیابی به این مهم، از سیستم کنترل متمرکز با قانون کنترل غیرخطی (خطی‌سازی فیدبک) استفاده خواهد شد. در سیستم کنترل متمرکز برخلاف سیستم

جمع‌بندی رسیده‌اند که جدول‌بندی بهره برای کنترل پرواز پرنده کافی خواهد بود. در [۸] به مدل‌سازی و کنترل مسیر پرواز پرنده چندپیکره پرداخته شده است. پرنده مرکب شامل ۱۰ پرنده کوچکتر می‌باشد که تمامی سطوح کنترل یک پرنده عادی را دارند و با اتصالات دو درجه آزادی به یکدیگر متصل شده‌اند. در این مطالعه، مدل‌سازی با استفاده از فرمولاسیون کین انجام گرفته است. در ادامه پس از آنالیز خطی حلقه‌باز، حلقه‌های کنترلی مختلفی با استفاده از قوانین کنترل مقاوم H_{∞} طراحی شده است. کنترلرهای حلقه‌های مختلف با استفاده از معیارهای استاندارد MIL-STD-8785C طراحی شده است. مرتبه کنترلر در برخی از حلقه‌ها به ۱۹۱ نیز می‌رسد که عملاً پیاده‌سازی سخت‌افزاری آن بسیار دشوار خواهد بود. نگارندگان با کاهش مرتبه کنترلر به مرتبه ۶۱ رسیده و در این مرحله به کار خود پایان داده‌اند. همین تیم سعی در اثبات تجربی نتایج حاصل از [۸] را در [۹] داشته‌اند. نمونه پروازی مشتمل بر سه فروند پرنده همسان طراحی و ساخته شده است. الگوریتم کنترل پرواز کار قبلی برای نمونه پروازی، طراحی و پیاده شده است. در این معماری، هر پرنده دارای ماژول ورودی/خروجی مختص خود می‌باشد و پرنده میانی (پرنده مرجع) علاوه بر ماژول ورودی/خروجی دارای ماژول پردازش مرکزی نیز می‌باشد. ماژول‌های ورودی/خروجی وظیفه اکتساب داده از سنسورها و اعمال فرامین هستند. تمامی داده‌ها روی باس داده با پروتکل RS232 قرار داده شده و ماژول پردازش مرکزی واقع در پرنده مرکزی با استفاده از داده‌های اکتسابی، فرامین کنترلی را تولید و در همان باس داده قرار می‌دهد. پردازنده ماژول پردازش مرکزی باید به اندازه‌ای قدرتمند باشد که توانایی اجرای بلادرنگ تمامی حلقه‌های کنترل و ناوبری را داشته باشد. متأسفانه در این مطالعه، تیم تحقیقاتی بدلیل وجود مشکلات پیاده‌سازی، نتوانسته‌اند تست پروازی موفق انجام دهند.

در راستای پروژه Link ناسا، مطالعه‌ای در جهت اتصال و کوپل شدن دو پرنده در حین پرواز را انجام شده است، [۱۰]. دو پرنده در ارتفاع مشخص، به یکدیگر نزدیک شده و عملیات اتصال را انجام می‌دهند و در ادامه پرنده مرکب به پرواز خود ادامه می‌دهد. نگارندگان از الگوریتم کنترل پرواز آبشاری با قانون کنترل PID استفاده کرده‌اند. ضرایب کنترلر برحسب فازهای پروازی قبل از اتصال و بعد از اتصال طراحی شده است.

$$\dot{p} = \frac{I_z L + I_{xz} N}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz} (I_x - I_y + I_z) pq}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (4)$$

$$+ \frac{(I_z (I_y - I_x) - I_{xz}^2) qr}{I_x I_z - I_{xz}^2}$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_y} [M + pr(I_z - I_x) + I_{xz} (r^2 - p^2)] \quad (5)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz} L + I_x N}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{(I_x (I_x - I_y) + I_{xz}^2) pq}{I_x I_z - I_{xz}^2} \quad (6)$$

$$+ \frac{I_{xz} (I_x - I_y + I_z) qr}{I_x I_z - I_{xz}^2}$$

در این معادلات u ، v و w مولفه‌های سرعت‌های بدنی پرنده، p ، q و r سرعت‌های دورانی بدنی، X ، Y و Z برآیند نیروی وارد بر پرنده در دستگاه بدنی، L ، M و N نیز گشتاورهای وارد بر پرنده در دستگاه بدنی هستند.

خطی‌سازی و دکوپله‌سازی متغیرهای حالت در نقطه تعادل $V=25$ m/s و $H=1500$ m برای یک پرنده انجام و زاویه حمله α $1/28$ درجه، نیروی تراست $57/50/14$ نیوتن و زاویه تنظیم الویتور برابر $1/1718$ - درجه بدست آمد. پرنده دارای دو مد دینامیکی طولی فوگوید^۱ و پریودکوتاه^۲ نوسانی و پایدار می‌باشد و در کانال عرضی-سمتی، مد اسپیرال^۳ پایدار و با ثابت زمانی بزرگ، مد داچرول^۴ پایدار نوسانی و مد رول پایدار با ثابت زمانی کوچک بدست آمد (جدول ۲).

شکل ۱ نمای پهپاد دوپیکره و قاب بدنی آنها را نشان می‌دهد. این پهپاد شامل دو پرنده مشابه است که با اتصال یک درجه آزادی حول محور ۱ بدنی در نوک بال‌ها، به یکدیگر متصل شده‌اند. پرنده اصلی (M) و پرنده سمت چپ (P) نامگذاری شده است. مدل‌سازی بر مبنای سیستم کنترل متمرکز و استفاده از سنسورهای اندازه‌گیری دورانی در محل لولا انجام می‌گیرد.

شکل ۲ دیاگرام آزاد نیروها و ممان‌های وارد بر هر پرنده را نشان می‌دهد. نیروهای X ، Y و Z و ممان‌های L ، M و N مربوط به برآیند نیروها و ممان‌های آیرودینامیکی، پیش‌رانه و گرانش در راستای محورهای ۱، ۲ و ۳ دستگاه بدنی هر پرنده می‌باشد. نیروهای F_x ، F_y و F_z و ممان‌های M_x و M_y و M_z

پراکنده، نیازی به ناوبری مستقل برای پیکرها وجود نداشته و از سنسورهای اندازه‌گیری دورانی برای اندازه‌گیری زاویه بین پیکرها استفاده می‌شود. این مسئله باعث می‌شود که شکل معادلات مدل‌سازی قدری متفاوت و براساس پارامترهای قابل اندازه‌گیری نوشته شوند. این مقاله در بخش دوم به مدل‌سازی و آنالیز حلقه‌باز پرنده پرداخته می‌شود. در ادامه سیستم کنترل پرواز با قوانین کنترل خطی و غیرخطی ارائه می‌گردد. سپس در بخش چهارم نتایج شده شبیه‌سازی عددی مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد. همچنین مقایسه‌ای بین قوانین کنترل خطی و غیرخطی صورت می‌گیرد. در انتها نیز به نتیجه‌گیری و پیشنهاداتی برای ادامه تحقیقات پرداخته خواهد شد.

مدل‌سازی و آنالیز حلقه‌باز

همانطور که در مقدمه ارائه شد، پرنده دوپیکره از دو پرنده کاملاً همسان تشکیل می‌شود که با استفاده از یک مکانیزم لولا به یکدیگر متصل شده‌اند. مکانیزم لولا باعث می‌شود که دو پرنده نسبت به یکدیگر، حول محور طولی آزادی دورانی داشته باشند. در این بخش ابتدا به صورت اجمالی، مدل‌سازی و آنالیز حلقه‌باز پرنده نوعی (مورد استفاده در پهپاد چندپیکره) مورد بررسی قرار می‌گیرد (جدول ۱).

جدول ۱- مشخصات کلی پرنده نوعی

پارامتر	اندازه
جرم	۲۰ کیلوگرم
مساحت بال	۱/۴۵ مترمربع
دهنه بال	۴/۸۲ متر
وتر متوسط	۳۰۷ میلیمتر
سرعت کروز	۲۵ متربرثانیه

پرنده نوعی دارای پیش‌ران موتور ملخی الکتریکی و الران‌های چپ و راست و الویتور می‌باشد. این پرنده بدون رادر طراحی شده است و دارای دم عمودی ثابت می‌باشد. مدل‌سازی پرنده با فرض صلب بودن انجام گرفته و معادلات حرکت ۶ درجه آزادی غیرخطی برای آن به صورت زیر نوشته شده است، [۱۸].

$$\dot{u} = vr - wq - g \sin \theta + \frac{X + T_x}{m} \quad (1)$$

$$\dot{v} = wp - ur + g \sin \phi \cos \theta + \frac{Y}{m} \quad (2)$$

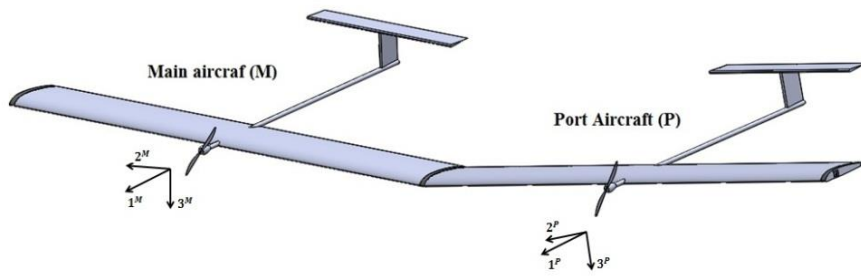
$$\dot{w} = uq - vp + g \cos \phi \cos \theta + \frac{Z}{m} \quad (3)$$

^۱Phugoid

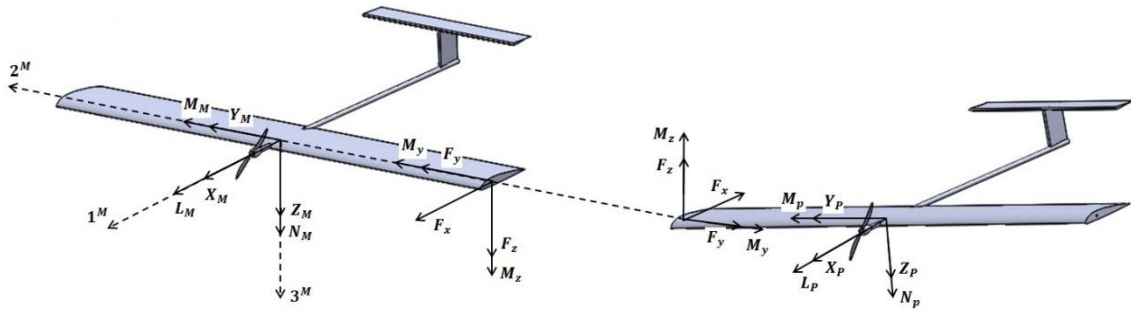
^۲Short Period

^۳Spiral

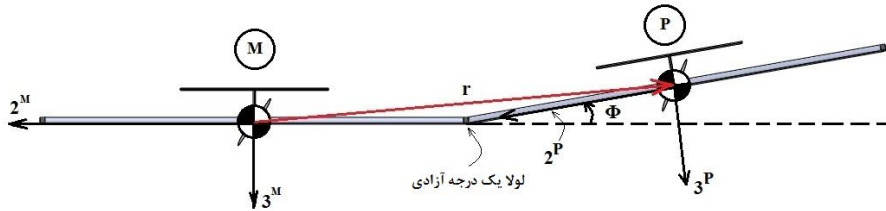
^۴Dutch Roll



شکل ۱ نمای پهناد دوپیکره



شکل ۲ دیاگرام آزاد نیروها و ممان‌های وارد بر هر پرنده



شکل ۳ ژئومتری دو پرنده M و P

برآیند نیروها و ممان‌هایی است که دو پرنده در لولا به یکدیگر وارد می‌کنند.

جدول ۲- مکان ریشه‌های پهناد نوعی

ردیف	مد	مکان ریشه	فرکانس (rad/s)	وضعیت
۱	رول	-۳۴/۳	۳۴/۳	پایدار
۲	اسپیرال	-۰/۰۴۱۲	۰/۰۴۱۲	پایدار
۳	داچ‌رول	-۴/۴±۱/۰۲i	۴/۵۱۶	پایدار
۴	پریود کوتاه	-۳/۷۹±۵/۸۴i	۵/۸۴	پایدار
۵	فوگوید	-۰/۰۱۱۳±۰/۵۱۲i	۰/۵۱۲	پایدار

بردار r در دستگاه بدنی پرنده M بیان می‌شود و Φ زاویه بین دو بال پرنده‌ها می‌باشد (شکل ۳). بنابراین روابط هندسی موقعیت، سرعت و شتاب نسبی مراکز جرم دو پرنده در دستگاه مختصات بدنی M به شکل زیر نوشته می‌شود.

$$[r_{PM}]^M = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{b}{2} - \frac{b}{2} \cos \Phi \\ -\frac{b}{2} \sin \Phi \end{bmatrix} \quad (۷)$$

$$[v_P^M]^M = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{b}{2} \dot{\Phi} \sin \Phi \\ -\frac{b}{2} \dot{\Phi} \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (۸)$$

$$[a_P^M]^M = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{b}{2} (\ddot{\Phi} \sin \Phi + \dot{\Phi}^2 \cos \Phi) \\ -\frac{b}{2} (\ddot{\Phi} \cos \Phi - \dot{\Phi}^2 \sin \Phi) \end{bmatrix} \quad (۹)$$

۶ مجهولی را تشکیل می‌دهد که حل آن، روابط صریحی از F_x ، F_y ، F_z ، M_x ، M_y ، M_z و $\ddot{\Phi}$ را در اختیار قرار می‌دهد.

مدل پرنده دوپیکره در نقطه تعادل $V=25$ m/s، $H=1500$ m و زاویه و تریم و زاویه رول نسبی صفر درجه، خطی شده است. زاویه حمله تریم هر دو پرنده $1/2615$ درجه و نیروی تراست هر موتور $14/4818$ نیوتن و الویتور تریم هریک برابر $1/0.971$ - درجه می‌باشد. برای پرنده M الران تریم برابر $0/5506$ - درجه می‌باشد. الران تریم برای پرنده P همین مقدار و مثبت است. همانطور که انتظار می‌رفت، شرایط تریم پرنده دوپیکره با یک پیکره تفاوت معناداری دارد.

تراست، الویتور و زاویه حمله تریم به علت افزایش عملکرد پیکربندی، کاهش می‌یابد و تریم عرضی-سمتی به علت وجود عدم تقارن توزیع فشار روی هر بال، دارای مقادیر غیر صفر هستند. هفت مد مختلف با مکان ریشه‌های مختلف برای پرنده دو پیکره شناسایی شدند (جدول ۳).

جدول ۳- مکان ریشه‌های پهپاد دوپیکره

ردیف	مد	مکان ریشه	فرکانس (rad/s)	وضعیت
۱	رول	-۳۶/۷۱	۳۶/۷۱	پایدار
۲	رول نسبی ۱	-۱۲/۰۲	۱۲/۰۲	پایدار
۳	پرپود کوتاه	-۳/۷۴±۵/۷۷i	۶/۸۸	پایدار
۴	داچ‌رول	-۰/۴۳±۰/۸۸i	۰/۹۷۹	پایدار
۵	اسپیرال	-۰/۰۱۳	۰/۰۱۳	پایدار
۶	فوگوید	-۰/۰۱۱±۰/۵۱۲i	۰/۵۱۲	پایدار
۷	رول نسبی ۲	۰/۰۲۴۲	۰/۰۲۴۲	ناپایدار

با مقایسه مکان ریشه‌های پرنده دوپیکره با یک پیکره (جدول‌های ۲ و ۳)، مشاهده می‌شود که مکان ریشه‌های مدهای طولی تغییر زیادی ندارند و عمده تغییرات در مدهای عرضی و سمتی اتفاق می‌افتد. این مسئله به دلیل اتصال دو پرنده در عرض به یکدیگر است. پرنده دوپیکره، نسبت منظری بالاتری داشته و رفتار دینامیکی عرضی-سمتی آن بیشتر دستخوش تغییرات خواهد شد. در ساختار دوپیکره، مد رول با فرکانس بیشتر و مد داچ‌رول با فرکانس و میرایی کمتر ظاهر شده است. مد اسپیرال نیز تغییرات کمی داشته و فرکانس آن اندکی کاهش یافته است. نکته مهم، اضافه شدن دو مد جدید به سیستم خطی است که رول نسبی پایدار با فرکانس بالا و رول نسبی ناپایدار با فرکانس پایین می‌باشد. شکل فیزیکی این دو مد در شکل ۴ آورده شده است.

$$[\omega^{PM}]^M = \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$[D^M \omega^{PM}]^M = \begin{bmatrix} \ddot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

در این روابط ω معرف بردار نرخ دوران نسبی و اپراتور D مشتق زمانی دورانی می‌باشد. معادلات قیود مفصل را نیز می‌توان به دو بخش قید حرکت دورانی و قید حرکت خطی تقسیم کرد. برای قید حرکت دورانی معادلات زیر نوشته می‌شود.

$$\omega^{PI} = \omega^{PM} + \omega^{MI} \quad (12)$$

M ، P و I به ترتیب فریم بدنی پرنده P ، M و فریم اینرسی است. چنانچه از این رابطه نسبت به فریم اینرسی مشتق گرفته شود، رابطه زیر حاصل می‌شود.

$$D^I \omega^{PI} = D^I \omega^{PM} + D^I \omega^{MI} \quad (13)$$

که معادل است با:

$$\frac{1}{I_P} m_{pt} = D^M \omega^{PM} + \Omega^{MI} \omega^{PM} + \frac{1}{I_M} m_{mt} \quad (14)$$

در این رابطه m_{pt} و m_{mt} معادل بردار ممان‌های وارده بر پرنده P و M می‌باشد و Ω ماتریس پادمتقارن بردار ω است. معادلات قید حرکت خطی نسبی نیز به صورت زیر نوشته می‌شود.

$$v_p^I = v_p^M + \Omega^{MI} r_{PM} + v_M^I \quad (15)$$

با مشتق‌گیری در فریم اینرسی می‌توان نوشت:

$$D^I v_p^I = D^I v_p^M + D^I \Omega^{MI} r_{PM} + \Omega^{MI} D^I r_{PM} + D^I v_M^I \quad (16)$$

که معادل است با:

$$\frac{1}{m} f_{pt} = a_p^M + 2\Omega^{MI} v_p^M + \Omega^{MI} \Omega^{MI} r_{PM} + D^I \Omega^{MI} r_{PM} + \frac{1}{m} f_{mt} \quad (17)$$

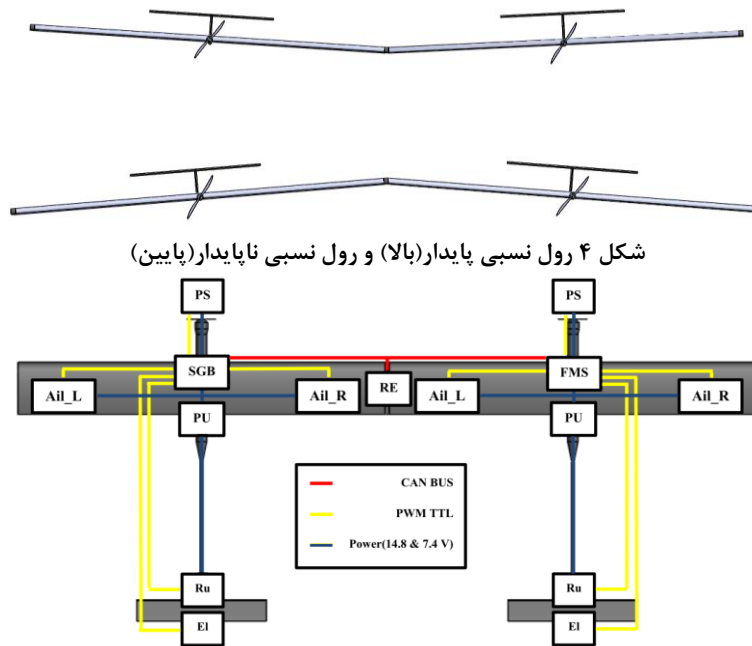
دو سری معادلات قید حرکت دورانی و خطی نسبی دو پرنده (روابط ۱۴ و ۱۷)، یک دستگاه معادلات جبری ۶ معادله-

پراکنده و غیرمتمرکز طراحی شده‌اند. سیستم کنترل پیشنهادی به صورت متمرکز بوده و هزینه‌های سیستم را بشدت کاهش می‌دهد. در سیستم کنترل متمرکز برخلاف سیستم پراکنده، نیازی به نوبری مستقل برای پیکرها وجود نداشته و از سنسورهای اندازه‌گیری دورانی برای اندازه‌گیری زاویه بین پیکرها استفاده می‌شود. این مسئله باعث می‌شود که کنترل پرواز براساس پارامتر قابل اندازه‌گیری طراحی شوند. شکل ۵ نمای سیستم کنترل متمرکز را نشان می‌دهد. رادیویی تشکیل می‌شود. تمامی امور مربوط به اکتساب داده‌ها، پردازش الگوریتم‌ها و تولید فرامین در این سیستم انجام می‌گیرد.

طراحی سیستم کنترل پرواز

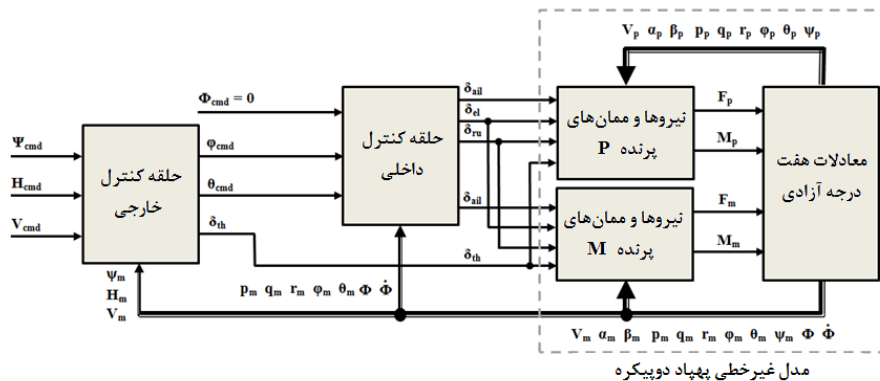
در این بخش ابتدا سیستم کنترل پرواز از منظر سیستمی ارائه می‌شود. منظور از منظر سیستمی، بخش سخت‌افزاری سیستم کنترل پرواز می‌باشد. این کار باعث می‌شود که چهارچوب ساختار قوانین کنترل مشخص شود و حلقه‌های کنترلی براساس پارامترهای قابل اندازه‌گیری و تخمین، شکل داده شوند. سپس در ادامه به طراحی الگوریتم کنترل پرواز با قوانین کنترل خطی و غیرخطی پرداخته می‌شود.

سیستم کنترل پرواز متمرکز به لحاظ سیستمی، با نمونه‌های مراجع [۹] و [۱۱]، کاملاً متفاوت است. در این مراجع، معماری سیستم براساس وجود سیستم کنترل پرواز



شکل ۴ رول نسبی پایدار (بالا) و رول نسبی ناپایدار (پایین)

شکل ۵ ساختار سیستم کنترل پرواز متمرکز



شکل ۶ بلوک دیاگرام سیستم کنترل کلاسیک پرنده دوپیکره

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (18)$$

$$y = Cx$$

جدول ۴- ضرایب بهره کنترل کلاسیک حلقه‌های مختلف

حلقه کنترلی	ضرایب بهره
سرعت	$K_p = 5, K_i = 0.5$
پیچ	$K_p = -0.522, K_i = -0.065$
ارتفاع	$K_p = 0.5, K_i = 0.05$
رول و رول نسبی	$K_p = 1.7, K_i = 0.7$
سمت	$K_p = 0.35$

حال تا مرحله ظاهر شدن عبارت کنترلی u از خروجی مشتق گرفته می‌شود. در این صورت معادله خروجی پس از n بار مشتق‌گیری به شکل زیر خواهد شد:

$$y^{(n)} = h(x) + G(x)u \quad (19)$$

به عبارت دیگر معادله کنترل‌کننده از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$u = G(x)^{-1}(v - h(x)) \quad (20)$$

که در آن v دینامیک مطلوب سیستم حلقه بسته است. با استفاده از این کنترل‌کننده رابطه زیر برای خروجی سیستم بدست می‌آید:

$$y^{(n)} = h(x) + G(x)(G(x)^{-1}(v - h(x))) \quad (21)$$

بدین ترتیب نرخ تغییرات خروجی به دلخواه و با انتخاب v تعیین می‌گردد. با توجه به روابط بالا، عبارت زیر برای v در نظر گرفته می‌شود که در آن k_0 یک بهره ثابت و x_c فرمان ورودی سیستم کنترل است.

$$v = k_0(x_c - x) \quad (22)$$

در طراحی ساختار کنترل غیرخطی، همانند ساختار کنترل کلاسیک عمل شده است. ساختار کنترل پیشنهادی دارای سه کانال کنترل ارتفاع، سمت و سرعت هوایی است. خروجی حلقه‌های خارجی که دارای کنترلر کلاسیک هستند، ورودی فرمان نرخ زوایای بدنی پرنده است. حلقه‌های داخلی که دارای قانون کنترل غیرخطی می‌باشند، انحراف سطوح کنترل دو پرنده را شکل می‌دهند.

در این ساختار کنترلی، کنترل حالت‌های سریع پهناد دو پیکره (نرخ زوایا) با استفاده از قانون کنترل غیرخطی انجام شده است. در این خصوص می‌توان معادله ۲۳ را نوشت. که در این رابطه تابع $F()$ ترکیب جبری خطی از نیروها و ممان‌های دو

بلوک سیستم پیش‌بران (PS) شامل مجموعه کنترل دور موتور، موتور و ملخ است. بلوک‌های الران‌ها (Ail) و بلوک‌های الویتورها (El) در هر دو پرنده M و P وجود دارند. بلوک انکودر دورانی (RE) کوپل شده به لولای بین دو پرنده است. برد تولید سیگنال (SGB) در پرنده P و FMS موجود در پرنده M ، با استفاده از باس داده CAN با یکدیگر در ارتباط هستند. بلوک SGB فرامین تولید شده توسط FMS را به سیگنال قابل فهم برای سرووها تبدیل می‌کند. مسیر و نوع سیگنال‌ها و مسیر توان الکتریکی در شکل ۵ نشان داده شده‌اند.

در طراحی ساختار کنترل، پرنده اصلی (M) مبنا قرار داده و چنانچه فرض شود که زاویه رول نسبی نزدیک به صفر حفظ شده باشد، پرنده دویپیکره مانند یک پرنده یکپارچه رفتار خواهد کرد. بنابراین در تخصیص کنترلی کانال طولی می‌توان دو الویتور پرنده یکپارچه را به صورت مشترک بکار گرفت. همانطور که در شکل ۶ نشان داده شده است، ساختار کنترل پیشنهادی از دو حلقه کنترل داخلی (کنترل وضعیت) و حلقه کنترل خارجی (کنترل موقعیت) تشکیل یافته است. حلقه کنترل خارجی دارای سه کانال کنترل ارتفاع، سمت و سرعت هوایی می‌باشد. کانال‌های کنترل ارتفاع و سمت دارای حلقه‌های آبخاری می‌باشند و کانال کنترل سرعت هوایی پرنده شامل یک حلقه و قانون کنترل کلاسیک است. خروجی حلقه کنترل ارتفاع، زاویه پیچ فرمان بوده و خروجی حلقه کنترل انحراف سطوح کنترل الویتور پرنده‌ها است. کنترل سمت نیز دارای حلقه‌های آبخاری کنترل سمت، زاویه رول پرنده M و حلقه رگولاتوری زاویه رول نسبی می‌باشد. خروجی حلقه‌های کنترل رول و رول نسبی، انحراف سطوح کنترل الران پرنده‌ها هستند.

زمان نشست کمتر از ۱/۵ ثانیه برای حلقه سریع داخلی و زمان نشست کمتر از ۲۵ ثانیه و فراجهدش کمتر از ۲۰ درصد برای حلقه‌های خارجی جهت انتخاب ضرایب بهره کنترلرها در نظر گرفته شده است (جدول ۴).

قانون کنترل خطی سازی پس‌خور، پاسخ سیستم به فرمان ورودی را خطی می‌کند. بطور کلی دینامیک غیرخطی پرنده را می‌توان بصورت زیر نوشت [۱۹]:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_m \\ \dot{q}_m \\ \dot{r}_m \\ \ddot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_z L_{mt} + I_{xz} N_{mt}}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z) p_m q_m}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{(I_z(I_y - I_x) - I_{xz}^2) q_m r_m}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \frac{1}{I_y} (M_{mt} + p_m q_m (I_z - I_x) + I_{xz}(r_m^2 - p_m^2)) \\ \frac{I_{xz} L_{mt} + I_x N_{mt}}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{(I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2) p_m q_m}{I_x I_z - I_{xz}^2} - \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z) q_m r_m}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ F(X_m, Y_m, Z_m, L_m, M_m, N_m, X_p, Y_p, Z_p, L_p, M_p, N_p) \end{bmatrix} \quad (23)$$

با تعریف کاندید تابع لیاپانوف به شکل $V(z) = \frac{1}{2}(z^T z) > 0$

که $z = [u \ v \ w]^T$ می‌باشد، مشتق زمانی تابع به صورت زیر خواهد شد:

$$\dot{V} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta_e + \frac{X_e}{m} \\ g \cos \theta_e + \frac{Y_e}{m} \\ g \cos \theta_e + \frac{Z_e}{m} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$= (-g \sin \theta_e u + \bar{q} S C_{X_u} u^2 + \frac{\bar{q} S C_{Y_v} v^2}{V_T} + \frac{\bar{q} S C_{Z_w} w^2}{V_T} + g \cos \theta_e w) < 0$$

با توجه به اینکه $\theta_e \approx \alpha_e$ می‌باشد، مجموع دو عبارت اول و آخر صفر می‌شوند. باقی عبارات با توجه به علامت ضرایب، همگی منفی معین خواهد بود. بنابراین دینامیک صفر نیز پایدار مجانبی است.

ملاک انتخاب ضرایب بهره کنترلرها همانند آنچه در کنترل خطی در نظر گرفته شده است، در انتخاب ضرایب کنترل غیرخطی مورد استفاده قرار گرفته‌اند (جدول ۵).

جدول ۵- ضرایب بهره کنترل حلقه‌های مختلف

حلقه کنترلی	ضرایب بهره
سرعت	$K_p = 5, K_i = 0.5$
سمت	$K_p = 0.35$
ارتفاع	$K_p = 0.5, K_i = 0.05$
پیچ	$K_p = 3.2$
رول و رول نسبی	$K_p = 1.5$
$[K_p \ K_q \ K_r \ K_\Phi]$	$[0.52 \ 0.9 \ 0.05 \ 0.52]$

پرنده M و P است که با استفاده از حل دستگاه معادلات روابط ۱۴ و ۱۷ بدست می‌آید. رابطه ۲۳ را می‌توان به صورت ترکیبی از عبارتهای خطی و غیرخطی مشابه رابطه ۱۹ نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \ddot{\Phi} \end{bmatrix} = h + g \begin{bmatrix} \delta_{am} \\ \delta_e \\ \delta_r \\ \delta_{ap} \end{bmatrix} \quad \det(g) \neq 0 \quad (24)$$

در رابطه ۲۴، g ماتریس مربعی گشتاورهای ناشی از سطوح کنترل می‌باشد و h باقی عبارتهای غیرخطی را شامل می‌شود. حال می‌توان برای قانون کنترل غیرخطی نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \ddot{\Phi} \end{bmatrix} = v = \begin{bmatrix} k_p(p_c - p) \\ k_q(q_c - q) \\ k_r(r_c - r) \\ k_\Phi(\dot{\Phi}_c - \dot{\Phi}) \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$u = \begin{bmatrix} \delta_{am} \\ \delta_e \\ \delta_r \\ \delta_{ap} \end{bmatrix} = g^{-1}(v - h) \quad (26)$$

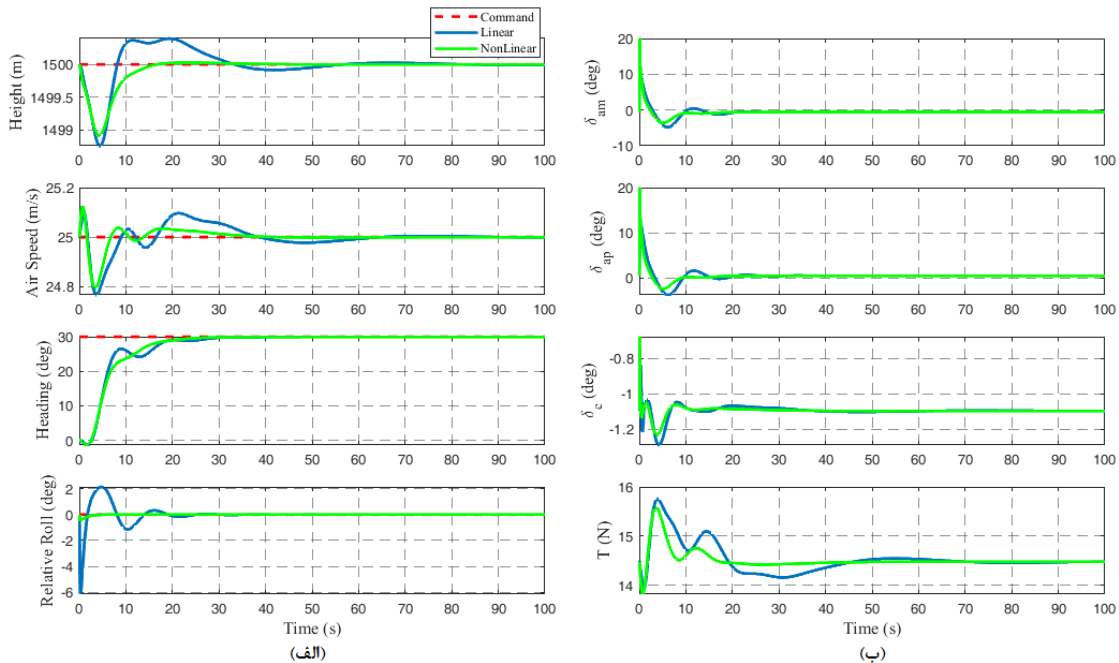
سیستم حلقه بسته با تابع خطای $\dot{e} + k_0 e = 0$ به صورت مجانبی پایدار است و پایداری دینامیک صفر باید مورد بررسی قرار گیرد. چنانچه $t \rightarrow \infty$ می‌توان دینامیک صفر پهباد دوپیکره را نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin \theta_e + \frac{X_e}{m} \\ g \cos \theta_e + \frac{Y_e}{m} \\ g \cos \theta_e + \frac{Z_e}{m} \end{bmatrix} \quad (27)$$

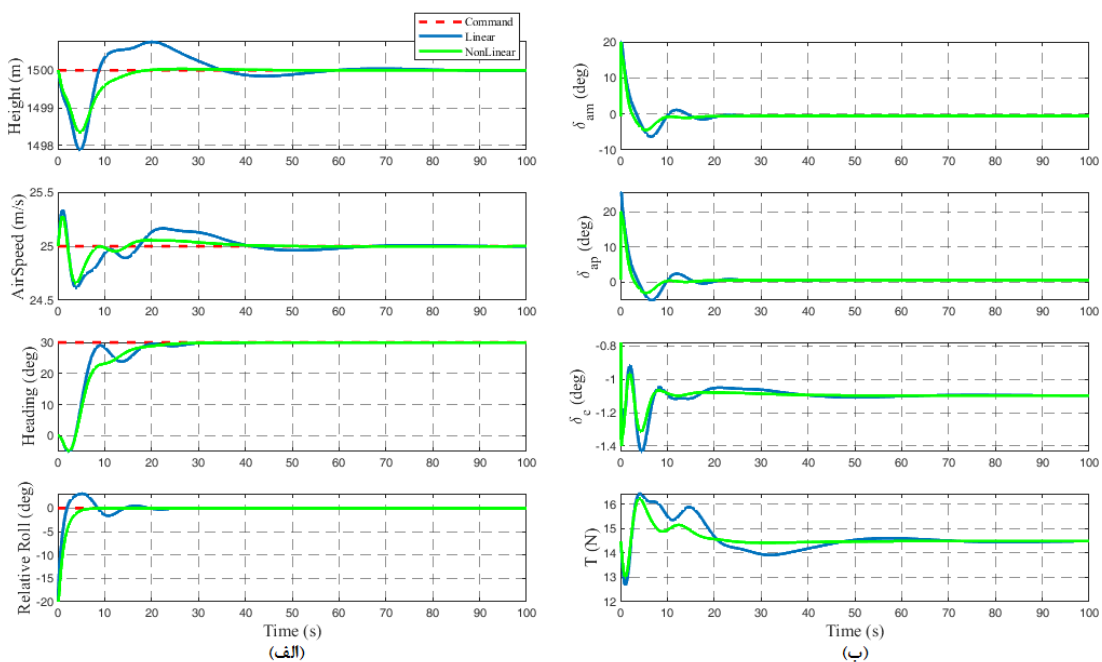
شبیه‌سازی عددی

شرایط تریم در حال پرواز بوده که فرمان ۳۰ درجه سمت به آن اعمال می‌شود. همانطور که در شکل ۷-الف دیده می‌شود، سیستم کنترل خطی توانسته در کمتر از ۲۵ ثانیه فرمان ۳۰ درجه سمت را تعقیب کند و تغییرات ارتفاع کمتر از ۱/۵ متر و سرعت کمتر از ۰/۳ متربرثانیه است. تغییرات رول نسبی به کمتر از ۶ درجه محدود می‌شود. فرامین زوایای انحراف سطوح

در این بخش به شبیه‌سازی عددی سیستم‌های کنترل طراحی شده برای پرنده دوپیکره پرداخته می‌شود. شبیه‌سازی سیستم‌های کنترل پیشنهادی در دو سناریو انجام و نتایج آن به صورت خلاصه در شکل‌های ۷ و ۸ آمده است. در سناریوی اول، پرنده در ارتفاع ۱۵۰۰ متری با سرعت ۲۵ متربرثانیه در



شکل ۷ نمودار تغییرات پارامترها و ورودی کنترلی سیستم کنترل خطی و غیرخطی در سناریوی اول



شکل ۸ نمودار تغییرات پارامترها و ورودی کنترلی سیستم کنترل خطی و غیرخطی در سناریوی دوم

کنترل و تراست هردو پرنده محدود و منطقی هستند و سرووهای متداول قابلیت تعقیب آنها را دارند (شکل ۷-ب).

در شکل ۷-الف نمودار فرامین و مقادیر لحظه‌ای حلقه‌های خارجی برای سیستم کنترل غیرخطی دیده می‌شود. همانطور که در شکل ۷-الف دیده می‌شود، سیستم کنترل توانسته در کمتر از ۲۵ ثانیه فرمان ۳۰ درجه سمت را تعقیب کند و تغییرات ارتفاع حدود ۱ متر و سرعت کمتر از ۰/۲ متر بر ثانیه است. تغییرات رول نسبی به کمتر از ۰/۶ درجه محدود می‌شود. همانطور که دیده می‌شود، تغییرات بسیار محدودتر و هموارتر از خروجی‌های سیستم کنترل خطی هستند. فرامین زوایای انحراف سطوح کنترل و تراست هردو پرنده در شکل ۷-ب بنمایش در آمده‌اند که محدود و منطقی هستند. نکته قابل ذکر این است که تلاش کنترلی ایلران پرنده M با استفاده از کنترل غیرخطی حدود ۰/۴٪ تلاش کنترلی کمتری نسبت به کنترل خطی دارد. کاهش تلاش کنترلی ایلران پرنده P چشمگیرتر بوده و به حدود ۰/۱۸٪ می‌رسد. در باقی ورودی‌های کنترلی نیز کاهش تلاش کنترلی وجود دارد ولی مقدار قابل توجهی ندارند. این مسئله به دلیل نوع سناریو شبیه‌سازی (ارتفاع ثابت) می‌باشد.

در سناریوی دوم فرض می‌شود که پرنده دوپیکره دارای ۲۰ درجه زاویه رول نسبی منفی اولیه باشد. فرض شده است که پهپاد دوپیکره در اثر اغتشاش خارجی نامتقارن، از حالت پرواز تریم خارج شده و نسبت به هم زاویه گرفته باشند. سپس در این حالت فرمان ۳۰ درجه سمت، ارتفاع ۱۵۰۰ متری و سرعت ۲۵ متر بر ثانیه به آن اعمال می‌شود. شکل ۸ نمودار تغییرات پارامترها و ورودی کنترلی سیستم کنترل خطی و غیرخطی در سناریوی دوم را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل ۸-الف دیده می‌شود، سیستم کنترل خطی پایدار باقی مانده و فقط عملکرد آن تحت تاثیر قرار می‌گیرد. حداکثر تغییرات ارتفاع و سرعت به ۲ متر و ۰/۴ متر بر ثانیه می‌رسد. نوساناتی در کنترل زاویه رول نسبی نیز دیده می‌شود که حداکثر به ۵ درجه می‌رسد. در سناریوی دوم نیز انحرافات سطوح کنترل و تراست برای سیستم کنترل خطی در حد معقول و منطقی باقی می‌مانند (شکل ۸-ب).

سیستم کنترل غیرخطی در سناریوی دوم نیز بهتر از سیستم کنترل خطی عمل می‌کند. محدوده تغییرات ارتفاع و سرعت کمتر بوده (شکل ۸-الف) و تغییرات زاویه رول نسبی بسیار

هموار و بدون بالازدگی به صفر می‌رسد. همچنین سرعت سیستم کنترل غیرخطی نیز حدود ۱۰ ثانیه بیشتر سیستم خطی می‌باشد. این در حالی است که میزان و سرعت انحراف سطوح کنترل نیز منطقی و هموارتر هستند (شکل ۸-ب). میزان کاهش تلاش کنترلی ایلران پرنده M و P در سناریوی دوم به ترتیب حدود ۰/۱۳٪ و ۰/۳۰٪ بوده است. این مسئله عملکرد مناسب‌تر کنترل غیرخطی در شرایط اغتشاشی را نشان می‌دهد.

نتیجه‌گیری

هدف تحقیق حاضر، طراحی سیستم کنترل پرواز متمرکز با قانون کنترل غیرخطی پهپاد دوپیکره بود. ابتدا به مدل‌سازی پرنده نوعی و سپس پرنده دوپیکره پرداخته شد. دینامیک حاکم بر پرواز پرنده دوپیکره با استفاده از مدل غیرخطی مورد بررسی قرار گرفت و در نقاط تریم مختلف، خطی‌سازی انجام شد. مکان هندسی ریشه‌ها نیز بدست آورده شده و آنالیز حلقه‌باز نشان داد که پرنده دوپیکره دارای هفت مد دینامیکی است.

با شناسایی رفتار مدها، مشخص شد که مدهای مربوط به کانال طولی دارای تغییرات کمی بوده و عمده تغییرات در مدهای عرضی-سمتی هستند. دو مد جدید نیز در کانال عرضی-سمتی اضافه شده است (نسبت به حالت یک‌پیکره) که مدهای رول نسبی یک و دو نام‌گذاری شده‌اند. در ادامه سیستم کنترل پرواز از منظر سیستمی مورد بررسی قرار گرفت و سیستم کنترل متمرکز معرفی شد. این سیستم هزینه کمتر و عملکرد بهتری نسبت به سیستم کنترل غیرمتمرکز دارد.

قانون کنترل پرواز با دو الگوریتم خطی و غیرخطی طراحی شده و شبیه‌سازی عددی در دو سناریوی مختلف انجام گرفت. نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که هر دو قانون کنترل طراحی شده، می‌توانند فرامین کنترلی را در سناریوی اول به خوبی تعقیب نمایند. البته تغییرات ارتفاع حدود ۰/۵٪ و سرعت هوایی حدود ۰/۳۳٪ در سیستم کنترل غیرخطی کمتر از سیستم کنترل خطی است.

در سناریوی دوم نیز قانون کنترل غیرخطی عملکرد بهتری نسبت به قانون کنترل خطی ارائه می‌دهد. میزان تغییرات ارتفاع ۰/۲۵٪ و سرعت حدود ۰/۳۳٪ کمتر از سیستم کنترل خطی بوده و تغییرات زاویه رول نسبی بسیار هموار و بدون فراجاهش به صفر می‌رسد. سرعت سیستم کنترل غیرخطی نیز حدود ۱۰

Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2016.

[8] Alexander, K., and L. Robert. "Flight path control for a multi-body HALE aircraft." *4th CEAS Specialist Conference on Guidance, Navigation & Control*. 2017.

[9] Alexander, K., et al. "Closed-loop flight tests with an unmanned experimental multi-body aircraft." *17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Como, Italy*. 2017.

[10] Cooper, John R., and Paul M. Rothhaar. "Dynamics and control of in-flight wing tip docking." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 41.11 (2018): 2327-2337.

[11] Wu, Mingjian, et al. "Energy optimization and investigation for Z-shaped sun-tracking morphing-wing solar-powered UAV." *Aerospace Science and Technology* 91 (2019): 1-11.

[12] Chao, An, et al. "Flight mechanical analysis and test of unmanned multi-body aircraft." (2019).

[13] Quinlan, Jesse, et al. "Technical Challenges Associated with In-Air Wingtip Docking of Aircraft in Forward Flight." *AIAA Scitech 2019 Forum*. 2019.

[14] Liu, Dongxu, et al. "Modeling, Simulation, and Cruise Characteristics of Wingtip-Jointed Composite Aircraft." *Applied Sciences* 10.23 (2020): 8763.

[15] Wu, Mingjian, et al. "Effect of wingtip connection on the energy and flight endurance performance of solar aircraft." *Aerospace Science and Technology* 108 (2021): 106404.

[16] Meng, Yang, et al. "Conceptual design and flight test of two wingtip-docked multi-body aircraft." *Chinese Journal of Aeronautics*, (2022), 35(12): 144-155.

[17] Zhu, Entong, et al. "Modal Analysis and Flight Validation of Compound Multi-Body Aircraft." *Aerospace* 2023, 10, 442.

[18] Stengel, Robert F. *Flight dynamics*. Princeton University Press, 2022.

[19] Khalil, Hassan K. *Nonlinear control*. Vol. 406. New York: Pearson, 2015.

ثانیه بهتر از سیستم کنترل خطی است. فرامین زوایای انحراف سطوح کنترل و تراسست محدود و منطقی هستند و سرووهای متداول، قابلیت تعقیب آنها را دارند. همچنین تلاش کنترلی سیستم کنترل غیرخطی در هردو سناریو کمتر از سیستم کنترل خطی می‌باشد.

هوایمای چندپیکره دارای چالش‌های دیگری در حوزه کنترل پرواز است. با توجه به پرواز طولانی مدت پرنده در ضریب لیفت بالا، کنترل سرعت و زاویه حمله باید دقیق باشد تا از واماندگی پرنده جلوگیری شود. با توجه به نسبت منظری بسیار بالای پرنده چندپیکره، نرخ گردش دارای محدودیت خواهد بود. چراکه بال‌های انتهایی دچار واماندگی و یا به حداکثر سرعت می‌رسند. محدودیت و قید در کنترل سرعت، زاویه حمله، نرخ گردش و نیروهای متقابل پرنده‌ها باید در سیستم کنترل لحاظ شود. طراحی سیستم کنترل مقید برای پرنده چندپیکره با تضمین عدم تخطی از حدود طراحی برای عملگرها و متغیرهای حالت سیستم، در تحقیقات آینده مدنظر گرفته شده است.

منابع و مراجع

[1] André NOTH. *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*. PhD Theses, ETH Zürich, 2008.

[2] Hasan, Yasim J., et al. "Flight mechanical analysis of a solar-powered high-altitude platform." *CEAS Aeronautical Journal* 14.1 (2023): 201-223.

[3] Lockett, Brian. *Flying aircraft carriers of the USAF: wing tip coupling*. Lulu. com, 2009.

[4] Samantha A. Magill. *Compound Aircraft Transport Study: Wingtip-Docking Compared to Formation Flight*. PhD Theses, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2012.

[5] Behrens, Alexander, et al. "Investigation of the aerodynamic interaction between two wings in a parallel flight with close lateral proximity." *CEAS Aeronautical Journal* 11.2 (2020): 553-563.

[6] Montalvo, Carlos, and Mark Costello. "Meta aircraft flight dynamics." *Journal of Aircraft* 52.1 (2015): 107-115.

[7] Troub, Brandon, and Carlos J. Montalvo. "Meta aircraft controllability." *AIAA*