




Original Research Paper

Design, Aerodynamic Optimization Using Pressure Distribution Curve Modification in Fixed-Wing Aerial Vehicle

Pouya Norouzi* and M. Navabi 

Faculty of New Technologies Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 30 August 2025

Revised 20 September 2025

Accepted 25 September 2025

Available Online 30 September 2025

Keywords:

Aerodynamic Optimization

Pressure Distribution Modification

Six-Degree-of-Freedom Simulation

Mode's Roots Analysis

Fixed-Wing Aerial Vehicle Design

ABSTRACT

Fixed-wing aerial vehicles are a class of aeronautical structures in which a rigid, non-moving wing is attached to the fuselage, and flight is enabled through the generation of aerodynamic lift by the wing. Due to their high aerodynamic efficiency and capability for long-range flight, this type of aerial vehicle has received significant attention in studies related to design of flying vehicles. In this study, the design of a fixed-wing aerial vehicle has been presented. To this end, previous researches has been thoroughly reviewed. Based on these evaluations, the primary mission requirements and operational objectives of the designed aerial vehicle have been defined. The design process addresses key issues in aerodynamics and flight dynamics in order to achieve an appropriate and optimized configuration. The optimization efforts include reducing noise in the pressure distribution plots over the airfoil surface and modifying the airfoil through adjustments to the pressure distribution curve. In addition, the effects of changes in tail geometry, as well as variations in the size and placement of the vehicle's control surfaces, are investigated. Finally various simulations are performed to evaluate the vehicle's ability to maintain steady, level flight and to assess its maneuvering performance. The dive maneuver, considered one of the most critical flight conditions for this vehicle. Therefore, the vehicle's capability to recover from a dive and transition smoothly back into level flight is analyzed in detail. The simulation results ultimately confirm the vehicle's capability to achieve stable straight-and-level flight and satisfactory maneuverability.

* Corresponding Author's E-mail: Pouyanorouzi78@yahoo.com**How to Cite this Article:**

F. Author, S. Author, and T. Author, "Design, Aerodynamic Optimization Using Pressure Distribution Curve Modification in Fixed-Wing Aerial Vehicle," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 97-108, 2025, <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.7>.


COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



طراحی و بهینه‌سازی آیرودینامیکی با استفاده از اصلاح منحنی توزیع فشار در پرنده بال ثابت

پویا نوروزی^{۱*} و محمد نوابی^۲ 

۱- دانشجوی کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

۲- دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

چکیده

پرنده‌های بال ثابت از انواع سازه‌های هوانوردی هستند که با طراحی یک بال به صورت ثابت و بدون حرکت بر روی بدنه متصل می‌شود و با ایجاد نیروی برآ توسط بال توان پرواز برای پرنده ایجاد می‌شود. این نوع از پرنده به دلیل بازده آیرودینامیکی بالا و توانایی پرواز در مسیرهای طولانی نسبت به انواع دیگر پرنده‌ها، در مقالات مرتبط با طراحی وسایل پرنده مورد توجه قرار گرفته‌اند. در این مقاله طراحی مفهومی و بهینه‌سازی یک پرنده بال ثابت انجام شده است. به همین منظور، ابتدا پژوهش‌های پیشین و نمونه‌های مختلف بررسی و سپس مأموریت پرنده تعیین شده است. در طراحی این پرنده به مسائل مختلف در حوزه آیرودینامیک و دینامیک پرواز پرنده پرداخته خواهد شد تا با بهینه‌سازی پرنده در این حوزه‌ها به یک طراحی مناسب دست یافت. رفع نویز موجود در نمودارهای توزیع فشار روی سطح ایرفویل و تغییر ایرفویل با استفاده از تغییر منحنی توزیع فشار از بهینه‌سازی‌های انجام شده در این مقاله است. همچنین تاثیر تغییر شکل دم و همچنین تغییر در اندازه و محل سطوح کنترلی پرنده نیز مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت با شبیه‌سازی‌های مختلف بر روی این پرنده توانایی پرواز مستقیم و مانور پرنده مورد بررسی قرار خواهد گرفت. مانور شیرجه نیز که یکی از بحرانی‌ترین مانورهای این پرنده به شمار می‌رود در ادامه به صورت مجزا بررسی شده و توانایی بازیابی پرنده از این حالت و انتقال به پرواز مستقیم بررسی شده است. در نهایت نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی‌ها، توانایی پرواز مستقیم و مانور این پرنده را تأیید می‌کند.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۸ شهریور ۱۴۰۴
بازنگری ۲۹ شهریور ۱۴۰۴
پذیرش ۰۳ مهر ۱۴۰۴
اولین انتشار ۰۸ مهر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

بهینه‌سازی آیرودینامیکی
منحنی توزیع فشار
شبیه‌سازی ۶ درجه آزادی
بررسی ریشه‌های مودهای حرکتی
طراحی مفهومی پرنده بال ثابت

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: Pouyanorouzi78@yahoo.com

How to Cite this Article:

F. Author, S. Author, and T. Author, "Design, Aerodynamic Optimization Using Pressure Distribution Curve Modification in Fixed-Wing Aerial Vehicle," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 3, pp. 97-108, 2025, <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.3.7>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under [the Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

[Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



۱ مقدمه

شده است. بررسی دقیق سخت‌افزارها، کاربردهای گسترده و ارائه مثال‌های عملی، کمک می‌کند تا درک بهتری از قابلیت‌ها و محدودیت‌های این پرنده‌ها به دست آورد. در [۳] یک پرنده بال ثابت دوباله برای مأموریت‌های با سرعت کم طراحی شده و عملکرد این طراحی در سرعت‌های پایین و بالا بررسی شده است. از طریق آزمایش‌های تونل باد و شبیه‌سازی‌های عددی، نشان داده شده است که پیکربندی دوباله با تنظیمات مناسب عملکرد بهتری در سرعت‌های پایین داشته و مصرف انرژی کمتری ارائه می‌دهد. نمونه اولیه با دهانه بال ۳۰ سانتی‌متر طراحی و آزمایش شده است. در [۴] به طراحی، ساخت و آزمایش ریزپرنده‌های کوچک پرداخته شده است که با هدف کاهش هزینه و وزن و افزایش کارایی برای مأموریت‌های نظارتی و نظامی طراحی شده‌اند. در این مطالعه، دو نمونه ریزپرنده طراحی و ساخته شده است. یک مدل با پهنای بال ۱۵ سانتی‌متری بدون محموله و یک مدل ۲۰ سانتی‌متری مجهز به دوربین و سیستم ارسال ویدیو توسعه داده شده است. طبق آزمایش‌های پروازی موجود هر دو مدل پایداری خوبی داشته و همچنین سیستم ویدیویی کیفیت تصویر مناسبی ارائه می‌دهد. طراحی آپرودینامیکی با بال‌هایی که نسبت ضخامت به وتر کمی دارند، عملکرد پرواز را بهینه کرده و پایداری را افزایش داده است. در [۵] به بررسی طراحی و توسعه دو نوع ریزپرنده به نام‌های بلک ویدو که از نوع بال ثابت بوده و میکروبات^۵ که از نوع بال زن است پرداخته شده است. همچنین چشم‌اندازی از آینده طراحی ریزپرنده‌ها در این مقاله نشان داده است. بلک ویدو با بال‌های ۱۵ سانتی‌متری و یک دوربین رنگی به مداومت پروازی ۳۰ دقیقه و برد ۲ کیلومتر دست پیدا کرده است. در مقابل، میکروبات یک ریزپرنده بال زن با طول بال ۲۳ سانتی‌متر است که می‌تواند تا ۲۲ دقیقه پرواز کند. در [۶] به طراحی و آزمایش ایرفویل‌های جدید برای ریزپرنده‌های بال ثابت پرداخته شده است که هدف اصلی آن، بهبود پایداری طولی و افزایش نسبت لیفت به درگ در شرایط جریان با اعداد رینولدز پایین است. طراحی ایرفویل‌ها بر اساس اصلاحات پارامتریک در ایرفویل‌های موجود انجام شده تا ممان پیچشی مثبت کافی برای تضمین پایداری استاتیکی فراهم شود. برخی از طراحی‌های جدید توانسته‌اند نسبت لیفت به درگ بالای ۴/۴ را ارائه دهند که برای طراحی‌های بال ثابت با نسبت ابعاد پایین، عملکردی قابل توجه محسوب می‌شود. در [۷] به طراحی و بهینه‌سازی با استفاده از روش MDO پرداخته شده است و پرنده بال ثابتی را توسعه داده‌اند. فرآیند طراحی شامل بهینه‌سازی آپرودینامیکی، پایداری و مانورپذیری با استفاده از روش‌های پیشرفته مانند تحلیل دینامیک سیالات،

پرنده‌های بال ثابت بدون سرنشین به عنوان یکی از نوآوری‌های پیشرو در حوزه فناوری هوایی، با داشتن قابلیت‌های منحصر به فرد خود، کاربردهای مختلف و مهمی را از خود به نمایش گذاشته‌اند. این پرنده‌ها با توانایی پرواز در بردهای بلندتر و مصرف کمتر انرژی نسبت به پرنده‌های بال چرخان^۱، فرصت‌های جدیدی را در زمینه‌های مختلف علمی، صنعتی و تجاری فراهم کرده‌اند. یکی از اصلی‌ترین مزایای استفاده از این پرنده‌ها، توانایی آن‌ها در طی کردن مسافت‌های طولانی‌تر و داشتن برد پروازی بیشتر نسبت به پرنده‌های دیگر است. این ویژگی به دلیل طراحی بال‌های بلند و بهره‌وری بالای آپرودینامیکی است که امکان پرواز پایدار و کارآمدتر را در مسافت‌های بالاتر فراهم می‌سازد. علاوه بر برد و زمان پرواز بیشتر، پرنده‌های بال ثابت دارای کارایی انرژی بالاتری نیز هستند. این پرنده‌ها به دلیل نسبت بال به وزن بهینه‌تر، مصرف انرژی کمتری دارند که منجر به افزایش مدت زمان پرواز و کاهش مصرف سوخت و یا کاهش نیاز به شارژ مکرر می‌شود. این مزیت به ویژه در پروژه‌هایی که نیاز به جمع‌آوری داده‌ها به صورت مستمر و در دوره‌های زمانی طولانی دارند، اهمیت زیادی دارد. همچنین توانایی پرواز در ارتفاعات بالاتر یکی دیگر از مزایای عمده پرنده‌های بال ثابت است. با پرواز در ارتفاعات بالاتر این پرنده‌ها قادرند مساحت‌های وسیع‌تری را در هر پرواز پوشش دهند که این امر برای کاربردهایی مانند نظارت بر خطوط برق، پایش آلودگی‌های محیطی و انجام عملیات‌های جستجو و نجات در مناطق بزرگ بسیار مفید است. به عنوان مثال می‌توان به تاثیر این پرنده‌ها در زمینه کشاورزی اشاره کرد. براساس گزارشی از وبسایت مارکتز اند مارکتز^۲، بازار پرنده‌های بدون سرنشین کشاورزی انتظار می‌رود از ارزش حدودی ۲ میلیارد دلار در سال ۲۰۲۴ به ارزش بیش از ۸ میلیارد دلار تا سال ۲۰۲۹ برسد و نقش این نوع از پرنده‌ها در این رشد بسیار مؤثر است. همچنین استفاده از این پرنده‌ها در کشاورزی می‌تواند تا ۲۰٪ از هزینه‌های آبیاری را کاهش دهد و بهره‌وری محصولات را افزایش دهد [۱]. از این پرنده در حوزه‌های محیط زیست و نظارت‌های زیست‌محیطی، امداد و نجات، فیلم‌برداری و عکاسی هوایی و حتی سرگرمی نیز استفاده می‌شود.

از پژوهش‌های انجام شده در این حوزه نیز می‌توان به پژوهش [۲] اشاره کرد. در این پژوهش نمونه‌هایی از طراحی‌های برجسته مانند آر-کیو-۱۱ ریون^۳ و بلک ویدو^۴ ارائه شده است. همچنین روند تکامل پرنده‌های بال ثابت از دهه ۱۹۱۰ تا زمان نگارش به خوبی شرح داده

4. Black Widow
5. Microbat

1. Rotary-Wing
2. Markets and Markets
3. RQ-11 Raven

شده است. در این پژوهش ابتدا نیازهای مأموریت تعیین و طراحی آیرودینامیکی و سازه‌ای پرنده به‌طور کامل انجام شده است. برای بهینه‌سازی عملکرد و کاهش وزن سازه، از شبیه‌سازی‌های دقیق جریان سیال و تحلیل اجزای محدود استفاده شده است. بدنه این پرنده با ترکیبی از مواد کامپوزیتی و قطعات ساخته‌شده با فناوری چاپ سه‌بعدی تولید گردیده است. نمونه اولیه ساخته و آزمایش پروازی موفق آن کارایی و پایداری سامانه را در پایش ترافیک تأیید کرده است. در [۱۲] به بررسی بهبود کارایی آیرودینامیکی یک پرنده بال ثابت پرداخته شده است که در مدل اولیه از بال با پس‌گرایی رو به جلو استفاده می‌شد. در این پژوهش، بال پرنده با طرح پس‌گرایی عادی جایگزین شد تا نسبت برآ به پسا افزایش یابد. با استفاده از شبیه‌سازی روش شبکه گردابه‌ای و اعتبارسنجی داده‌ها با نتایج آزمایش‌های تونل باد و شبیه‌سازی عددی، مشخص شد که این تغییر طراحی باعث بهبود حدود ۲۰ درصدی در عملکرد آیرودینامیکی پرنده شده است. این بهبود موجب افزایش پایداری، کنترل‌پذیری بهتر و کارایی بالاتر در مأموریت‌های طولانی مانند پایش و نقشه‌برداری هوایی گردیده است. در مقاله [۱۳]، طراحی و تحلیل عملکرد یک پرنده بدون سرنشین^۲ با بال ثابت و قابلیت برخاست و فرود عمودی بررسی شده است. هدف، طراحی هواپیمایی سبک با عملکرد آیرودینامیکی بالا و مصرف انرژی کم است. طراحی شامل بال‌ها، سطوح کنترل و ارزیابی پایداری استاتیک می‌شود. مصرف انرژی برای برخاست، اوج‌گیری، کروز و فرود با مدل باتری لیتیوم پلیمر در محیط نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی شده است. نتایج نشان می‌دهد که سیستم چندروتور برای برخاست و فرود عمودی، پسای کلی را افزایش داده و مداومت پروازی را کاهش می‌دهد. این مقاله، برای طراحی این نوع از پرنده‌ها و افزایش مداومت پروازی کاهش وزن برخاست روش‌هایی را ارائه داده است. نمونه‌های متنوع دیگری از طراحی این پرنده‌ها و بهینه‌سازی آیرودینامیکی در این پرنده‌ها موجود است [۱۴-۱۵]. از مشکلات موجود در این مقاله‌ها می‌توان گفت که در [۱۴] بررسی انجام شده صرفاً برای گلخانه‌ها بوده و امکان استفاده از پرنده موردنظر در زمین‌های کشاورزی و پرواز در هوای آزاد مورد بررسی واقع نشده است یا در [۱۵] تحلیل‌های انجام شده به‌منظور بررسی جریان‌های خارجی مانند جریان ملخ پرنده و تأثیر آن‌هاست که این تأثیرها با تغییر در هندسه همراه نبوده و مربوط به مشخصه‌های مربوط به جریان و چرخش ملخ بوده است. همچنین روش‌های ارائه شده در این مقاله صرفاً به روش‌های آیرودینامیکی بوده و نتایج پایداری این پرنده مورد بررسی واقع نشده است. در [۱۶] طراحی یک پرنده با بال‌های ثابت مورد بررسی قرار گرفته است. در این پرنده بجای استفاده از ترکیب متعارف بال و

روش‌های شبکه گردابه‌ای و بهینه‌سازی ملخ‌ها بوده است. نمونه اولیه این پرنده با دهانه بال ۲۵ سانتی‌متر ساخته شد که در آزمایش‌ها پایداری، مانورپذیری بالا و عملکرد مطلوبی نشان داده است. نسخه‌ای کوچکتر با دهانه بال ۱۵ سانتی‌متر نیز برای بررسی مداومت پروازی و کیفیت پرواز طراحی و آزمایش شده است. در [۸] به طراحی، ساخت و آزمایش یک پرنده بال ثابت با طرح بال زیمرمن^۱ پرداخته شده است که هدف اصلی آن بهبود کارایی پروازی و کاهش نیروی درگ از طریق بهینه‌سازی ویژگی‌های آیرودینامیکی است. نتایج آزمایش‌های پروازی در این پرنده نشان داد که پرنده ساخته شده با دهانه بال ۴۴ سانتی‌متر، وزن ۴۵۰ گرم، سرعت کروز ۲۰ متر بر ثانیه و زمان پرواز ۲۰ دقیقه به خوبی معیارهای پایداری، کنترل‌پذیری و عملکرد مأموریتی را برآورده کرده است. با این حال، پیچیدگی طرح بال زیمرمن و فرآیندهای پیشرفته طراحی نیز می‌تواند تولید انبوه را چالش‌برانگیز کند. در [۹] به بررسی طراحی و کنترل یک پرنده بال ثابت پرداخته شده است که هدف آن بهبود دقت و پایداری مسیرهای پروازی با استفاده از مدل‌سازی دینامیکی غیرخطی و الگوریتم‌های پیشرفته است. پرنده طراحی شده در این پژوهش، شامل یک بدنه سبک، بال‌های آیرودینامیکی و سیستم پیشران کارآمد است که برای اجرای مأموریت‌های دقیق و خودکار بهینه‌سازی شده است. طراحی این پرنده به‌گونه‌ای انجام شده که قابلیت اجرای پروازهای طولانی‌مدت، نظارت و عملیات در شرایط مختلف محیطی را داشته باشد. سیستم کنترلی این پرنده با الگوریتم بردار میدان تطبیقی نوشته شده است که امکان دنبال کردن دقیق مسیرهای پروازی خطی و مدور را حتی در حضور باد و اختلالات محیطی فراهم می‌کند. همچنین این پرنده در شبیه‌سازی‌ها توانسته است با دقت بالا و انحراف حداقلی مسیرهای تعیین شده را دنبال کند. از پژوهش‌هایی که در سال‌های اخیر در این حوزه انجام شده می‌توان به پژوهش انجام شده در [۱۰] اشاره کرد. در این مقاله به طراحی و ساخت یک پرنده بال ثابت کم‌هزینه برای حمل‌ونقل محموله‌های سبک پرداخته شده است. این پرنده با استفاده از متریا ل ارزان‌قیمت مانند چوب بالسا و لامینیت، توانایی حمل بار تا یک کیلوگرم را در ارتفاع ۴۰ متری و مسیر از پیش تعیین‌شده دارد. همچنین مکانیزم رهاسازی خودکار محموله به همراه سیستم شناسایی تصویری برای تحویل دقیق بار در نقطه هدف توسعه یافته است. آزمایش‌های میدانی نشان داده‌اند که این سامانه با دقت بالا قادر به تحویل محموله بوده و می‌تواند به عنوان یک راهکار اقتصادی در حمل‌ونقل سبک مورد استفاده قرار گیرد. در [۱۱] طراحی و توسعه یک پرنده بال ثابت با پیکربندی بدنه و بال یکپارچه برای پایش ترافیک جاده‌ای و پشتیبانی از سامانه‌های حمل‌ونقل هوشمند مشارکتی انجام

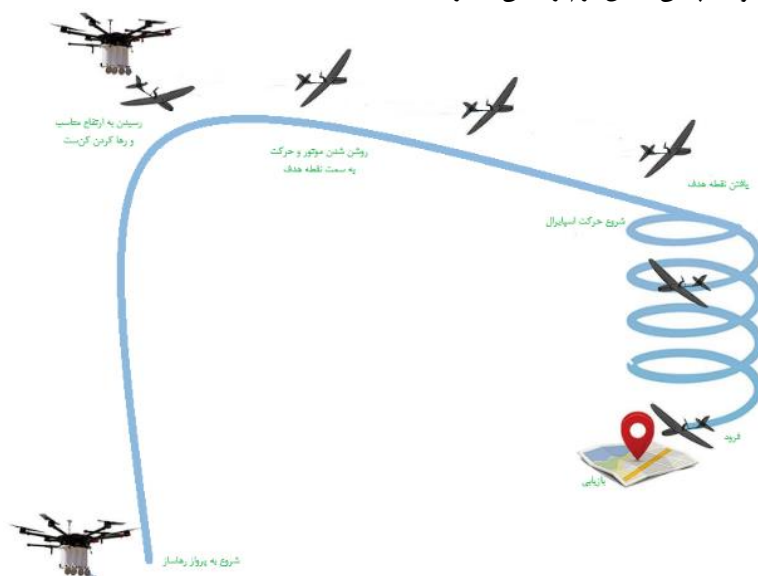
منحنی و گرفته شدن نويز آن حل عددي موجود با استفاده از اين داده‌ها سريعتر همگرا شده و همچنين نتايج بهتري را ارايه خواهد داد. در ادامه نيز تاثير تغيير نوع دم همراه با تغيير در شكل كلي بال عقب پرنده مورد بررسي قرار گرفته است. با استفاده از شبیه‌سازی‌های ارایه شده در این بخش بهترین نوع دم با توجه به تغییر در مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در اثر تغییر شکل بال و دم انتخاب شده است. در نهایت تاثير تغيير محل سطوح كنترلي پرنده به روی بال اصلی پرنده نيز بررسي قرار داده شده است. این تغییر در سطح تغییر در محل سطوح كنترلي نبوده و با تغییر در اندازه آن این سطوح نيز همراه است. نتایج برای این دو سطح گزارش شده و سطح كنترلي پرنده در ادامه نيز انتخاب شده است.

۲ مأموریت و طراحی کلی

طراحی یک پرنده بال ثابت، فرآیندی چند وجهی است که نیازمند تحلیل دقیق الزامات مأموریتی و فنی است. الزامات مأموریتی به عنوان یکی از اصلی‌ترین عوامل تأثیرگذار در فرآیند طراحی، مشخص کننده اهداف کلیدی پرنده و شرایط عملیاتی آن است. این الزامات شامل مواردی مانند نوع مأموریت، محیط عملیاتی، مدت زمان پرواز، و نوع داده‌های مورد نیاز می‌شود. این عوامل تعیین کننده توانایی‌ها و ویژگی‌های پرنده می‌باشند. پروفیل مأموریت پرنده از [۱۷] که برای مأموریت‌های علمی-پژوهشی این مسابقه تبیین شده است، تعیین شده و در شکل ۱ آورده شده است.

دم، از ترکیب دوباله استفاده شده و با استفاده از افزایش بال عقب توانسته است میزان سطح برای لازم که باید توسط بال اصلی تامین شود را کاهش دهد. به همین دلیل ترکیب دو باله به همراه بدنه آیرودینامیکی تاثير بهتري در طول پرواز خواهد داشت و همچنین از لحاظ ابعادی نيز نسبت به نمونه‌هایی با ترکیب بال و دم کوچکتر خواهد بود. در این ترکیب به دلیل وجود ملخ در انتهای بدنه، انتظار می‌رود که مشکلات ناشی از جریان ملخ در طول پرواز بوجود نخواهد آمد. نکته دیگری که مورد توجه باید قرار گیرد این است که در ترکیب طراحی شده، دم عمودی وجود ندارد. عدم وجود دم عمودی باعث ایجاد مشکلات پایداری در پایداری سمتی این پرنده خواهد شد. گرچه دلیل اجتناب از این مشکلات، از دو سطح عمودی در انتهای بال عقب استفاده شده است که با افزایش سطح این سطوح نسبت به وینگلت‌های^۱ معمول مورد استفاده، پایداری سمتی نیز تامین شده است.

با توجه به اینکه در مقاله‌های پیشین، بهینه‌سازی انجام شده صرفاً بهینه کردن پارامترهای بال و دم مانند سطح بال یا دم و یا تغییر در اندازه سطح مقطع آنها بوده و همچنین سطح تغییر در شکل سطح مقطع در این مقالات تغییر ایرفویل از یک نوع به نوع دیگر است؛ و همچنین برخی از تغییرات حاصل تغییر در روش كنترلي بوده: در این مقاله با استفاده از بهینه‌سازی ایرفویل با استفاده از تغییر شکل نمودار توزیع فشار دینامیکی روی ایرفویل، از شکل موجود به شکل دلخواه، بهینه‌سازی بر روی سطح مقطع پرنده انجام پذیرفته است. با تغییر توزیع فشار دینامیکی از شکل موجود ایرفویل اولیه به شکل دلخواه، در نهایت شکل منحنی ایرفویل تغییر یافته و همچنین دلیل نرم‌تر شدن تغییرات



شکل ۱- پروفیل مأموریت

Fig. 1. Mission profile

به دلیل عدم وجود سطوح کنترلی سمتی، از آوردن تغییرات این سطوح در روابط صرف نظر شده است. [۱۸].

$$\begin{bmatrix} f_{Ax} \\ f_{Az} \\ m_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{xu} & C_{x\alpha} & C_{x\dot{\alpha}} & C_{xq} & C_{x\delta e} \\ C_{zu} & C_{z\alpha} & C_{z\dot{\alpha}} & C_{zq} & C_z \\ C_{mu} & C_{m\alpha} & C_{m\dot{\alpha}} & C_{mq} & C_{m\delta e} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ \dot{\alpha} \\ q \\ \delta e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{x0} \\ C_{z0} \\ C_{m0} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} f_{Ay} \\ l_A \\ n_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\dot{\beta}} & C_{y\dot{p}} & C_{y\dot{r}} & C_{y\delta A} \\ C_{l\beta} & C_{l\dot{\beta}} & C_{l\dot{p}} & C_{l\dot{r}} & C_{l\delta A} \\ C_{n\beta} & C_{n\dot{\beta}} & C_{n\dot{p}} & C_{n\dot{r}} & C_{n\delta A} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \dot{\beta} \\ p \\ r \\ \delta A \end{bmatrix} \quad (2)$$

در ادامه با اضافه کردن مقادیر نیروهای گرانش و پیشران پرنده رابطه کلی نیرو و ممان مطابق روابط (۳) و (۴) به دست خواهد

آمد [۱۸]

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{Ax} \\ f_{Ay} \\ f_{Az} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_{gx} \\ f_{gy} \\ f_{gz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_{Tx} \\ f_{Ty} \\ f_{Tz} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_A \\ m_A \\ n_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l_T \\ m_T \\ n_T \end{bmatrix} \quad (4)$$

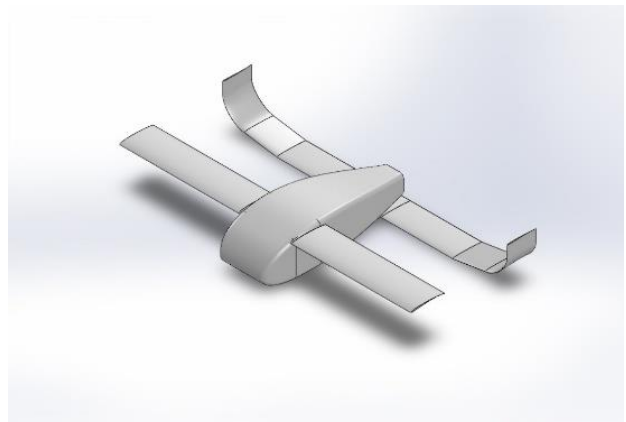
همچنین با دانستن مقادیر نیروها و ممان‌ها که با استفاده از شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی و حل رابطه (۱) به دست آورده شده است و دانستن ممان اینرسی پرنده، می‌توان روابط (۵) و (۶) را تشکیل داد و مقادیر مشتقات مولفه‌های سرعت انتقالی و سرعت زاویه‌ای پرنده را به دست آورد [۱۹].

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = I^{-1} \left(\begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right) \quad (6)$$

برای بدست آوردن مقادیر زوایای محورهای مختصات بدنی پرنده نسبت به محورهای مختصات اینرسی از توابع کواترنیون استفاده شده است. کواترنیون‌ها یک ابزار ریاضی پیشرفته هستند که برای توصیف چرخش‌ها و تغییر وضعیت در فضای سه‌بعدی به کار می‌روند. این توابع شامل چهار مؤلفه هستند که به طور همزمان و با هم کار می‌کنند تا چرخش‌ها را با استفاده از روشی بدون ابهام مدل‌سازی کنند. یکی از مزیت‌ها و دلایل اصلی استفاده از این روش جلوگیری از واگرایی حل مسئله در نقاط تکینه است که در دیگر روش‌های مدل‌سازی مانند روش زوایای اویلری رخ می‌دهد. نرخ تغییر این توابع در رابطه (۷) آورده شده است. در صورتی که مقدار خطا در این معادله برابر با صفر نباشد ضریب K باعث تغییر مقدار نرم بردار کواترنیون به ۱ می‌شود. با افزایش دقت در انتخاب این ضریب می‌توان در سرعت شبیه‌سازی بهبود بخشید [۱۹].

در نهایت با طراحی اولیه بدنه به شکل ایرفویل و عدم استفاده از شکل‌های مرسوم موجود در اغلب هواپیماها شکل آیرودینامیکی بهتری به بدنه داده شده است تا علاوه بر کاهش پسای ناشی از بدنه، برای بوجود آمده توسط بدنه را افزایش داد. در این ترکیب باید توجه داشت که به دلیل جای‌گیری موتور در قسمت انتهایی بدنه، باتری‌ها که یکی از مهمترین بخش‌های پرنده از لحاظ وزن خواهند بود، باید در جلوترین قسمت بدنه قرار داده شوند تا مرکز جرم پرنده تا حد امکان به جلو انتقال داده شود. در نهایت شکل کلی پرنده طراحی شده را می‌توان در شکل ۲ مشاهده کرد.



شکل ۲- پرنده طراحی شده

Fig. 2. Designed aerial vehicle

۳ روابط حاکم

در این مقاله، هدف اصلی طراحی یک پرنده است که علاوه بر ابعاد کوچک و وزن سبک، توانایی پرواز به صورت مؤثر و با دقت بالا در محیط‌های پیچیده را داشته باشد. طراحی و ساخت چنین سیستم‌هایی نیازمند درک دقیق از روابط مختلف میان اجزا و عوامل تاثیرگذار در عملکرد کلی پرنده است. این روابط شامل تعاملات میان سیستم‌های نیروی محرکه، سازه‌های آیرودینامیکی، کنترل‌های خودکار، حسگرها و سایر اجزای الکترونیکی و مکانیکی می‌باشند. در این بخش، به بررسی روابط موجود شبیه‌سازی‌های مختلف در طراحی پرنده پرداخته خواهد شد.

با توجه به نیاز پرنده برای مستقیم‌الخط در طول پرواز با دانستن مقادیر نیروها و ممان‌ها در حالت‌های مختلف که از شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی به دست آورده شده است، می‌توان مقادیر زاویه حمله، مقدار تغییرات الویتور و مقدار نیروی جلوبرندگی لازم برای پرواز یکنواخت را به دست آورد. این مقادیر با استفاده از ساده‌سازی روابط (۱) و (۲) برای این حالت انجام خواهد شد. همچنین باید توجه داشت که

جدول ۱- اطلاعات بال پرنده

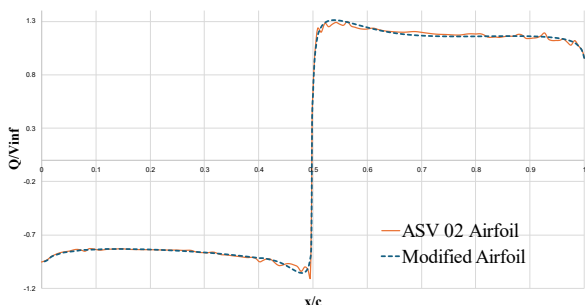
Table 1. Vehicle's Wing Characteristic

اسپن (Span) بال	اندازه وتر بال	نوع ایرفویل	بال جلو
360 mm	42 mm	ASV 02	بال جلو
350 mm	36 mm	ASV 10	بال عقب



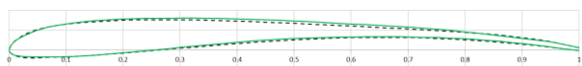
شکل ۳- ایرفویل ASV02 (نقطه چین) و ایرفویل اصلاح شده

Fig. 3. ASV02 Airfoil (Dashes) and Modified Airfoil



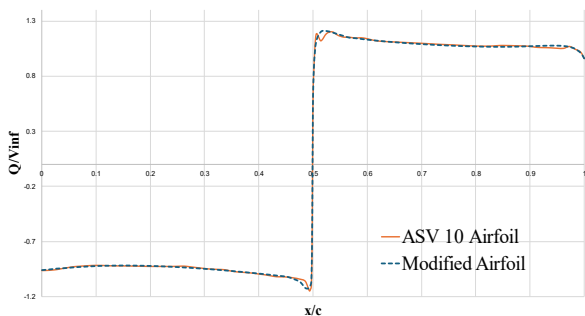
شکل ۴- تغییرات فشار دینامیکی بر روی ایرفویل بال جلو

Fig. 4. Dynamic pressure Modification of the front wing's airfoil



شکل ۵- ایرفویل ASV10 (نقطه چین) و ایرفویل اصلاح شده

Fig. 5. ASV10 Airfoil (Dashes) and Modified Airfoil



شکل ۶- تغییرات فشار دینامیکی بر روی نقاط مختلف ایرفویل بال عقب

Fig. 6. Dynamic pressure changes of the Rear wing's airfoil

با استفاده از ایرفویل‌های بهینه شده می‌توان با تعریف پروفیل جدید ایرفویل برای پرنده، تغییرات ضریب برآ و ممان پیچ را که از تاثیرگذارترین ضرایب در طول پرواز پرنده خواهند بود را برای پرنده در زوایای حمله مختلف بدست آورد. این تغییرات در شکل ۸ قابل مشاهده است.

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} + K_\varepsilon \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\varepsilon = 1 - (q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2) \quad (8)$$

با انتگرال‌گیری از مشتقات به دست آمده از رابطه (۸) می‌توان مقادیر زوایای مختلف پرنده را مطابق روابط (۹) تا (۱۱) محاسبه کرد [۱۹].

$$\tan \psi = \frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \quad (9)$$

$$\sin \theta = -2(q_1q_3 - q_0q_2) \quad (10)$$

$$\tan \phi = \frac{2(q_2q_3 + q_0q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \quad (11)$$

در نهایت ماتریس انتقال برای سیستم را نیز می‌توان بر حسب توابع کوآرنیون نوشت و استفاده کرد [۱۹].

$$[T]^{BL} = \begin{bmatrix} t_{11} & t_{12} & t_{13} \\ t_{21} & t_{22} & t_{23} \\ t_{31} & t_{32} & t_{33} \end{bmatrix} \quad (12)$$

پارامترهای این ماتریس انتقال به صورت زیر تعریف خواهد شد. [۱۹].

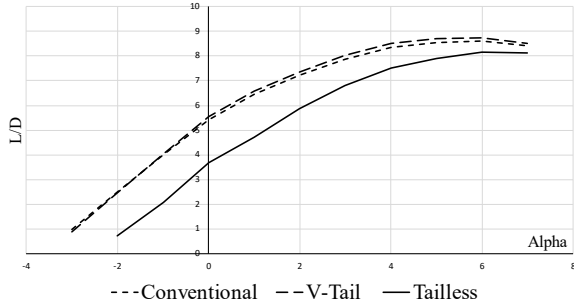
$$\begin{aligned} t_{11} &= q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 \\ t_{12} &= 2(q_1q_2 + q_0q_3) \\ t_{13} &= 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ t_{21} &= 2(q_1q_2 - q_0q_3) \\ t_{22} &= q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 \\ t_{23} &= 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ t_{31} &= 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ t_{32} &= 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ t_{33} &= q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{aligned} \quad (13)$$

در نهایت با شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی و دینامیک پروازی می‌توان رفتار پرنده را در حالات مختلف پروازی بررسی کرده و مورد ارزیابی قرار داد.

۴ شبیه‌سازی

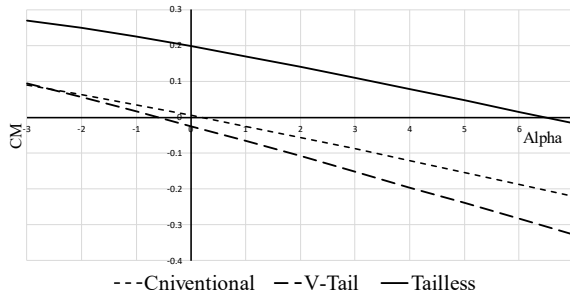
به منظور بررسی رفتار پرنده در پرواز، تحلیل‌های آیرودینامیکی مختلفی از پرنده گرفته شد. با توجه به داده‌های گرفته شده از این تحلیل‌ها، بهینه‌سازی‌هایی بر روی ایرفویل‌ها انجام داده شده است تا داده‌های حاصل از تحلیل‌ها سریع‌تر همگرا شوند. تغییرات شکل در ایرفویل‌های استفاده شده جزئی بوده اما تاثیر آن بر روی منحنی تغییرات فشار دینامیکی بر روی نقاط مختلف ایرفویل بهینه شده و نویز این نمودار گرفته شده است. به منظور طراحی دو بال این پرنده دو ایرفویل برای شروع طراحی انتخاب شد. ایرفویل استفاده شده برای شروع شبیه‌سازی نیز در جدول ۱ قابل مشاهده است.

پسا برای پرنده بیشتر است، اما ممان پیچ پرنده در این دو حالت و در زوایای نزدیک به صفر حدود صفر است و همین نکته دلیل رد این دو نوع دم خواهد بود.



شکل ۹- تغییرات ضریب برآ به پسای پرنده در حالات مختلف دم

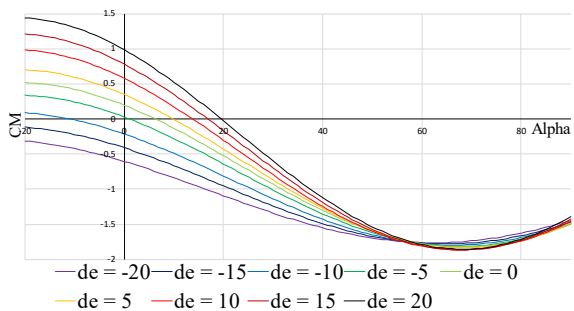
Fig. 9. Changes in L/D in different tail positions



شکل ۱۰- تغییرات ضریب ممان پیچ پرنده در حالات مختلف دم

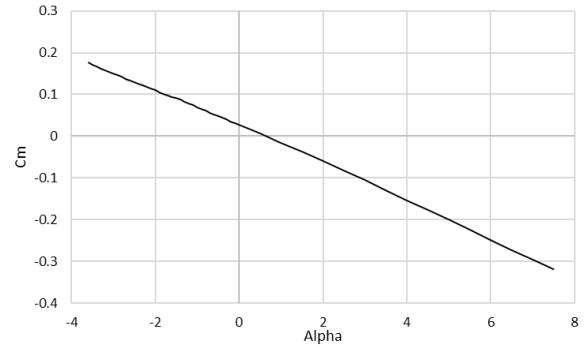
Fig. 10. Changes in Pitch moment coefficient in different tail positions

همچنین با تغییر زاویه سطوح کنترلی و تغییر مکان آن از روی بال عقب به بال جلو نیز می‌توان نمودارهای ضرایب مختلف برآ و ممان پیچ را برای این دو حالت نیز بدست آورد. برای این دو حالت، نمودارهای شکل ۱۱ و شکل ۱۲ برای تغییرات ممان پیچ سطوح کنترلی بدست آمده است. با توجه به این دو نمودار، بهم منظور بهره بردن از ضریب ممان پیچ بالاتر از سطوح کنترلی موجود بر روی دم عقب موسوم به الوون (Elevon) استفاده خواهد شد.



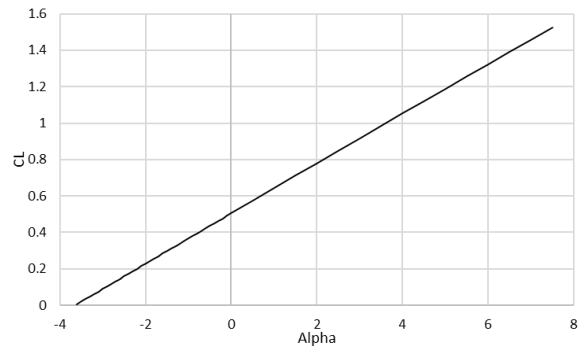
شکل ۱۱- تغییرات ممان پیچ در حالت وجود سطوح کنترلی بر روی بال عقب

Fig. 11. Changes in the Pitch moment with control surfaces on the rear wing



شکل ۷- تغییرات ضریب ممان پیچ

Fig. 7. Changes in Pitch moment coefficient of Aerial Vehicle



شکل ۸- تغییرات ضریب برای پرنده

Fig. 8. Changes in lift coefficient of Aerial Vehicle

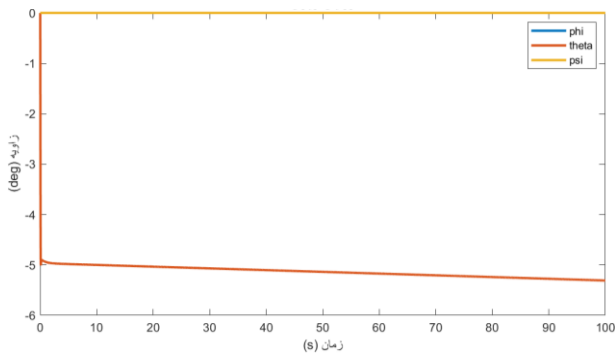
به منظور بررسی تاثیر وجود دم عمودی در طراحی موردنظر، ۳ طرح به عنوان مرجع برای شبیه‌سازی استفاده شده است. مشخصات این ۳ طرح در جدول ۲ آورده شده است. طرح اول طرح تک دم عمودی در انتهای ترین بخش بدنه، طرح دوم استفاده از دم اچ شکل و طرح سوم طرح شرح داده شده در بخش‌های پیشین است.

جدول ۲ - مشخصات دم تحلیل شده

Table 2. Analyzed Tails Characteristics

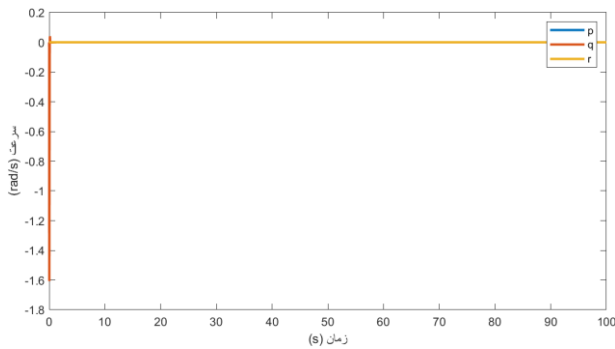
نوع دم	تک دم عادی	دم ۷ شکل	بدون دم
محل نصب	انتهای بدنه	انتهای بدنه (زاویه ۲۵ درجه نسبت به محور عمودی)	وجود سطوح مشابه وینگلت در انتهای بال عقب
طول	45 mm	37 mm	33 mm
ایرفویل	Naca 0012	ASV 10	ایروفویل بال عقب
اندازه وتر	24 mm	24 mm	مشابه بال عقب

بدین منظور شبیه‌سازی‌های آیرودینامیکی برای این سه حالت بررسی شده و نمودارهای موجود در شکل ۹ و شکل ۱۰ بدست آمده است. با توجه به این دو نمودار، گرچه در طراحی‌های با دم مقدار ضریب برآ به



شکل ۱۵- تغییرات زوایای اوپلری پرنده در پرواز حالت یکنواخت

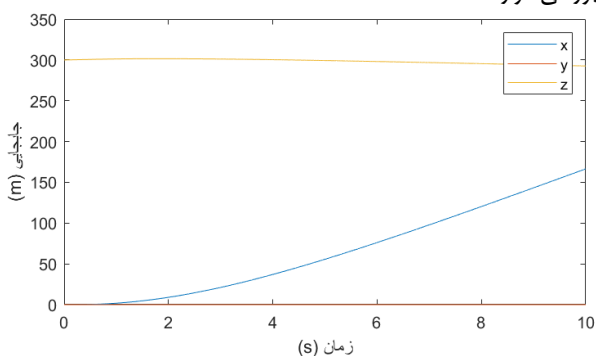
Fig. 15. Changes in vehicle's Eulerian angles in steady state flight



شکل ۱۶- تغییرات سرعت دورانی پرنده در پرواز حالت یکنواخت

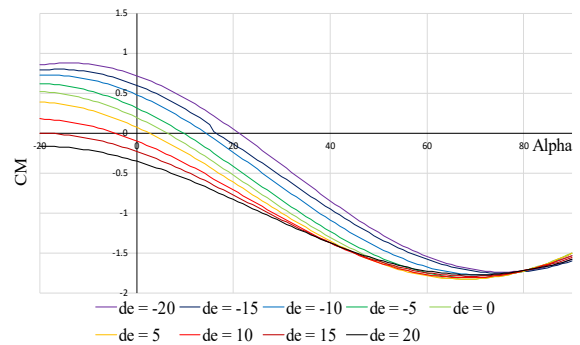
Fig. 16. Changes in vehicle's angular velocity in steady state flight

همچنین با توجه به این نکته که شروع پرواز این پرنده با استفاده از یک رهاساز خواهد بود، باید حالت دایو (Dive) را نیز برای پرنده شبیه‌سازی کرده و دایو ریکاوری (Dive Recovery) پرنده را مورد بررسی قرار داد.



شکل ۱۷- تغییرات مکان پرنده در حالت دایو

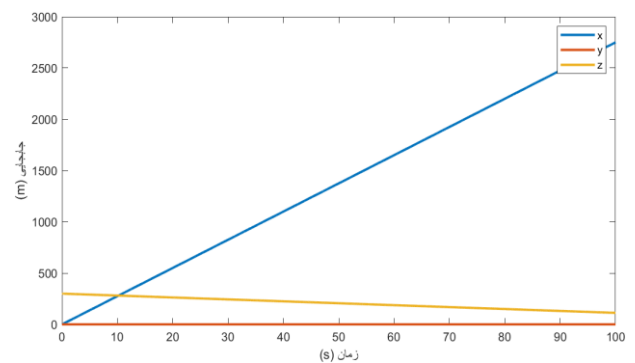
Fig. 17. Changes in vehicle's position in dive maneuver



شکل ۱۲- تغییرات ممان پیچ در حالت وجود سطوح کنترلی بر روی بال جلو

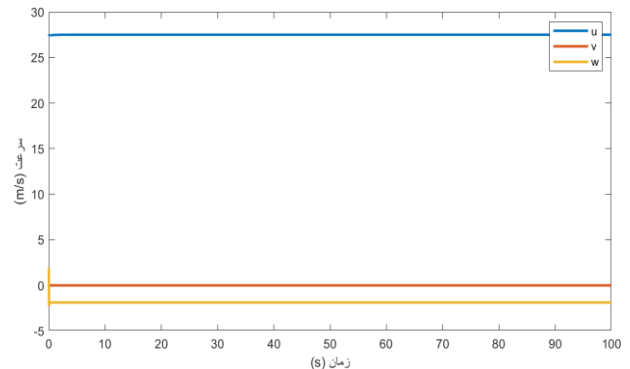
Fig. 12. Changes in the Pitch moment with control surfaces on the Main wing

در ادامه با مشخص شدن شکل کلی پرنده می‌توان شبیه‌سازی‌های ۶ درجه آزادی را برای پرنده انجام داد و رفتار پرنده در طول پرواز پایدار را مورد بررسی قرار داد.



شکل ۱۳- تغییرات مکان پرنده در پرواز حالت یکنواخت

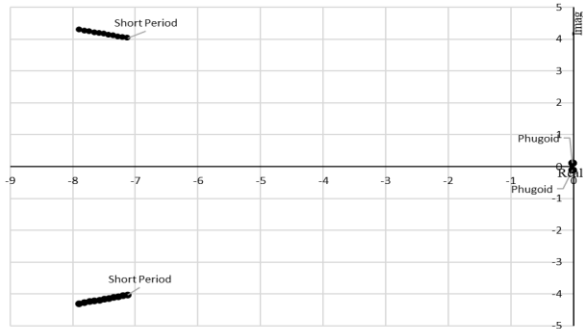
Fig. 13. Changes in vehicle's position in steady state flight



شکل ۱۴- تغییرات سرعت انتقالی پرنده در پرواز حالت یکنواخت

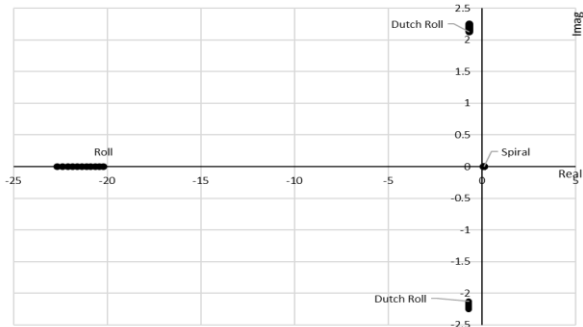
Fig. 14. Changes in vehicle's translational velocity in steady state flight

در نهایت پس از بررسی تمامی حالت‌ها و شرایط موجود به بررسی مودهای حرکتی پرنده پرداخته شد و نمودارهای مکان هندسی ریشه‌ها برای مودهای حرکتی مختلف رسم شد. این ریشه‌ها نیز برای پرنده در نمودارهای زیر قابل مشاهده هستند.



شکل ۲۱- مکان هندسی ریشه‌های مودهای طولی پرنده

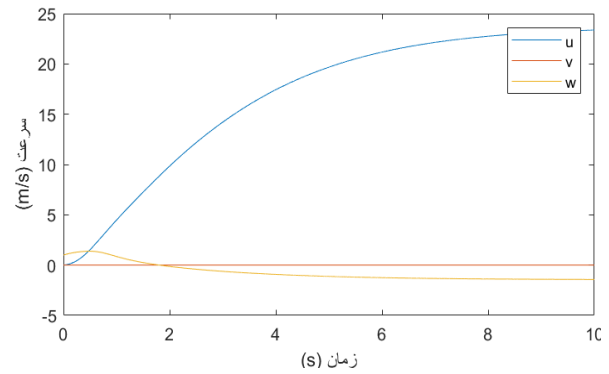
Fig. 21. Root locus plot of the longitudinal modes



شکل ۲۲- مکان هندسی ریشه‌های مودهای عرضی- سمتی پرنده

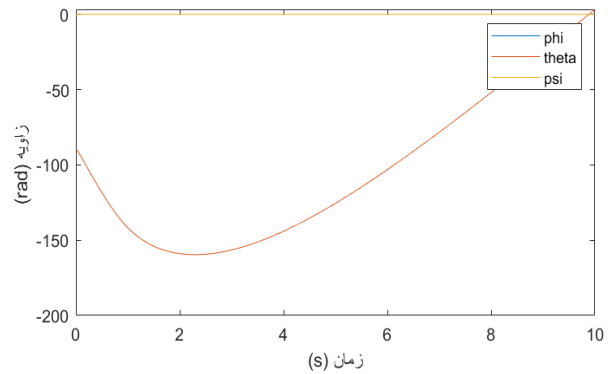
Fig. 22. Root locus plot of the long period mode

با توجه به اینکه منفی بودن بخش حقیقی ریشه‌ها باعث پایداری مود حرکتی مربوطه می‌شود، می‌توان با اشاره به شکل ۲۱، شکل ۲۲ نتیجه گرفت که پرنده دارای مودهای حرکتی طولی پایدار خواهد بود. همچنین مودهای داج رول^۱ و رول^۲ پرنده پایدار خواهند بود. مود داج رول که مود نوسانی بوده و همچنین مود رول، هر دو دارای بخش حقیقی منفی در ریشه خود هستند که این موضوع باعث پایداری این مودها در طول پرواز می‌شود. اما ریشه مود اسپایرال پرنده دارای ناپایداری است که این موضوع بدلیل ناپایداری بودن این مود در اکثر موارد مشابه قایل صرفنظر است. اما درحالت کلی با توجه به نزدیک بودن ریشه این مود به صفر ناپایداری این مود بالا نبوده و تقریباً در مرز بین پایداری و ناپایداری قرار گرفته است.



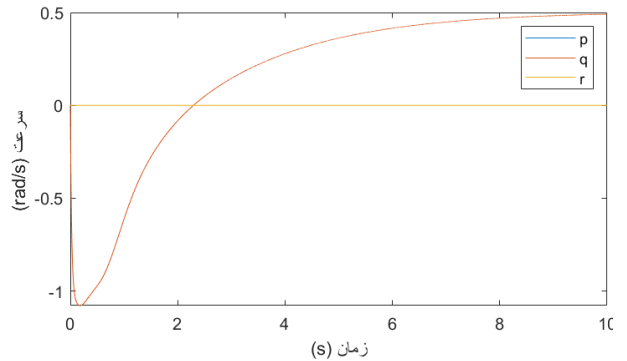
شکل ۱۸- تغییرات سرعت انتقالی پرنده در حالت دایو

Fig. 18. Changes in vehicle's translational velocity in dive maneuver



شکل ۱۹- تغییرات زوایای اوپلری پرنده در حالت دایو

Fig. 19. Changes in vehicle's Eulerian angles in dive maneuver



شکل ۲۰- تغییرات سرعت زوایای پرنده در حالت دایو

Fig. 20. Changes in vehicle's angular velocity in dive maneuver

با توجه به نمودارهای به دست آمده برای حالت دایو پرنده، می‌توان مشاهده کرد که با گذشت زمان ۱۰ ثانیه‌ای از لحظه رهاسازی پرنده از زاویه پیچ ۹۰- درجه به زاویه صفر رسیده و به نظر پرنده توانایی خروج از این حالت را داشته و قابل بازیابی خواهد بود.

بود، می‌توان تاثیر تغییر محل موتور را نیز مورد بررسی قرار داد. همچنین بدلیل وجود پیچیدگی‌های سازه‌ای و ضخامت‌های کم در این پرنده، می‌توان تاثیر تغییر ایرفویل به یک ایرفویل ضخیم‌تر و یا بزرگتر کردن پرنده و تحلیل تاثیر این تغییرات بر روی پرنده، پژوهش‌های مرتبط با این مقاله را آغاز کرد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1]. MarketsandMarkets. "Agriculture Drones Market." MarketsandMarkets. [Online]. Available: "https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/agriculture-drones-market-23709764.html" (Accessed 1.15.2025).
- [2]. G. Cai, K. -Y. Lum, B. M. Chen and T. H. Lee, "A brief overview on miniature fixed-wing unmanned aerial vehicles," *IEEE ICCA 2010*, Xiamen, China, 2010, pp. 285-290, <https://doi.org/10.1109/ICCA.2010.5524453>.
- [3]. C. Thipyopas and J.-M. Moschetta, "A Fixed-Wing Biplane MAV for Low Speed Missions," *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 1, no. 1, pp. 13-33, 2009. <https://doi.org/10.1260/1756-8293.1.1.13>
- [4]. J. L. Lin, C. Y. Wei, and C. Y. Lin, "Design and testing of fixed-wing MAVs," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 79, no. 4, pp. 346-351, 2007. <https://doi.org/10.1108/00022660710758213>
- [5]. M. Keennon and J. Grasmeyer, "Development of Two MAVs and Vision of the Future of MAV Design," in *AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years*, 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2003-2901>.
- [6]. J. Ahn and D. Lee, "Airfoil Designs and Free-Flight Tests of a Fixed Wing MAV Design," in *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2012. <https://doi.org/10.2514/6.2012-2774>
- [7]. P. Cosyn and J. Vierendeels, "Design of fixed wing micro air vehicles," *The Aeronautical Journal*, vol. 111, no. 1119, pp. 315-326, 2016. <https://doi.org/10.1017/S000192400004565>
- [8]. M. Hassanalian and A. Abdelkefi, "Design, manufacturing, and flight testing of a fixed wing micro air vehicle with Zimmerman planform," *Meccanica*, vol. 52, no. 6, pp. 1265-1282, 2016. <https://doi.org/10.1007/s11012-016-0475-2>
- [9]. S. Fari, "Guidance and Control for a fixed-wing UAV," Master of Science, School of Industrial and Information Engineering, Politecnico Di Milano, 2017. <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.24973.28641>
- [10]. Zhang, Yixuan, Qinyang Zhao, Peifu Mao, Qiaofeng Bai, Fuzhong Li, and Svitlana Pavlova. 2024. "Design and Control of an Ultra-Low-Cost Logistic Delivery Fixed-Wing UAV" *Applied Sciences* 14, no. 11: 4358. <https://doi.org/10.3390/app1411435>

۵ نتیجه‌گیری

با توجه به نتایج موجود در بخش پیشین و در پژوهش موردنظر، می‌توان گفت که با تغییر در منحنی توزیع فشار ایرفویل و تولید ایرفویل جدید، مقادیر ضرایب موجود کمی بهبود یافته و همچنین زمان شبیه‌سازی موجود نیز با استفاده از این روش کاهش یافته است. با استفاده از تغییر در منحنی توزیع فشار قابل مشاهده است که تمامی نوبز موجود در این منحنی گرفته شده و ایرفویل جدید با استفاده از این روش تولید شده است. ایرفویل تولیدی در ادامه نیز مورد بررسی قرار گرفته و عملکرد آن قابل مشاهده است. نکته قابل توجه در این روش این است که با تغییر بیشتر در این منحنی و تولید منحنی توزیع فشار دلخواه می‌توان به منحنی‌های ایرفویل جدید و بهینه برای شرایط پروازی مختلف دست یافت. در ادامه نیز تاثیر تغییر نوع و محل دم عمودی پرنده مورد بررسی قرار داده شد. با توجه به اینکه در طراحی اولیه پرنده نوع پرنده بصورت بی‌دم تعیین شده است؛ دو نوع دم دیگر نیز برای این پرنده مورد بررسی قرار گرفت. با توجه به ضرایب آیرودینامیکی پرنده در حالت‌های مختلف دم، کاملاً قابل مشاهده است که نسبت ضریب برآ به پسای کل پرنده با استفاده از شکل دم‌های دیگر افزایش نسبی مناسبی دارد اما نکته‌ای که باعث عدم استفاده از این دو نوع دم در ادامه می‌شود، کاهش ضریب ممان پیچ کلی پرنده و نزدیک شدن منحنی این ضریب به مبدا مختصات است. گرچه مقدار شیب منحنی ضریب ممان پیچ همچنان در این دو طراحی منفی است اما بدلیل کاهش مقدار ضریب ممان پیچ از تغییر نوع دم صرفنظر شده است. همچنین در ادامه شبیه‌سازی‌ها، تاثیر تغییر محل سطوح کنترلی پرنده از روی بال عقب به روی بال جلو مورد بررسی قرار گرفت. با توجه به شبیه‌سازی‌های انجام شده یکی از نکات موجود در منحنی‌های تولیدی، افزایش مقدار ضریب ممان پیچ پرنده در حالی است که سطوح کنترلی بر روی بال جلوی پرنده قرار گرفته است. این مسئله باعث می‌شود تا پرنده بتواند قابلیت مانورپذیری بالاتری را نسبت به حالت دیگر داشته باشد. اما مهمترین نکته‌ای که باعث تغییر در محل سطوح کنترلی پرنده می‌شود تاثیر بالای این سطوح در جریان ورودی ملخ پرنده به خصوص در زوایای حمله بالا است که در نهایت باعث کاهش راندمان موتور و سطوح کنترلی خواهد شد. با توجه به نکات گفته شده، محل سطوح کنترلی پرنده نیز به روی بال جلوی پرنده منتقل شد تا در زوایای حمله نسبتاً بالا و یا زوایای الوون (Elevon) بالا نیز از کارایی مناسبی برخوردار باشد.

برای ادامه کار بر روی این پژوهش می‌توان تاثیر تغییر محل موتور هواپیما به همراه برکشت دادن سطوح کنترلی بر روی بال عقب نیز مورد بررسی قرار داد. با توجه به اینکه یکی از دلایل تغییر محل سطوح کنترلی بدلیل وجود موتور در نزدیکی این سطوح

- [15]. W. Li and B. Wu, "Computational fluid dynamics investigation of aerodynamics for agricultural drones," *Computers and Electronics in Agriculture*, vol. 227, p. 109528, 2024/12/01/ 2024, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compag.2024.109528>.
- [16]. T. S. Tao and R. J. Hansman, "Development of an In-Flight-Deployable Micro-UAV," in *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. <http://hdl.handle.net/1721.1/114244>
- [17]. *CanSat Competition 2024 Design Requirements*, A. R. Institute, Aerispace Research Institute, 2024. [Online]. Available: <https://www.ari.ac.ir/images/sampled/aktab/cansat/1402/ekteshafi-1402.pdf>
- [18]. J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls* (no. p. 1). Design Analysis and Research Corporation, 1998.
- [19]. P. H. Zipfel, *Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics*, 2nd ed. (AIAA education series). Reston, Va: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [11]. A. Psarros *et al.*, "Detail and structural design of a fixed-wing BWB UAV," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 2716, no. 1, p. 012069, 2024/03/01 2024, <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2716/1/012069>.
- [12]. N. Z. B. Taufik and N. A. A. Qasem, "Enhancing aerodynamics performance: A redesign approach for the forward-swept fixed-wing UAV," *Transportation Research Procedia*, vol. 84, pp. 649-656, 2025/01/01/ 2025, <https://doi.org/10.1016/j.trpro.2025.03.120>.
- [13]. Ö. Dündar, M. Bilici, and T. Ünler, "Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV," *Engineering Science and Technology, an International Journal*, vol. 23, no. 5, pp. 1182-1193, 2020/10/01/ 2020, <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2020.02.002>.
- [14]. H. Zhu, W. Zhang, and J. Sun, "Multimodal bioinspired flapping-wing vehicle (M-bioFMAV): Design and aerodynamic optimization for agricultural plant protection in greenhouses," *Computers and Electronics in Agriculture*, vol. 241, p. 111261, 2026/02/01/ 2026, doi: <https://doi.org/10.1016/j.compag.2025.111261>.