



E-ISSN: 2676-4253

Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 8, No. 2, pp. 13-26, 2024

<https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.2>

Journal Homepage: <https://jtae.ari.ac.ir>



Original Research Paper

Design and Optimization of the Wing Fence of a Lambda-Shaped Aircraft Model to Reduce the Rolling Moment Coefficient

Mohammad Hossein Moghimi Esfandabadi¹ and Mohammad Hassan Javareshkian^{2*} 

1. Department of Mechanics, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

2. Department of Mechanics, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 15 June 2023

Revised 25 July 2023

Accepted 30 July 2023

Available Online 06 August 2023

Keywords:

Wing Fence

Optimization

Numerical simulation

Lambda wing

UAV

Aerodynamic coefficients

ABSTRACT

One of the main propositions of predictive maintenance is prognostics and health management (PHM), which plays a special role in identifying, diagnosing, and predicting the health status of physical assets. To that end, one of the fundamental solutions is to assess the condition of the equipment in the aviation sector in order to provide maintenance plans by determining the trend of deterioration or destruction. In this study, a developed model of an artificial neural network was presented, focusing on the concept of deep learning and its comparison with other conventional methods in response to the limitations and uncertainties in conventional prediction methods in determining the deterioration process of the equipment. The comparative results revealed that the deep learning neural network method with a prediction accuracy of 94% had a high performance in determining the deterioration process in aircraft turbine engines compared to other conventional methods. The findings of this study can be used to predict the remaining useful life of aviation industry equipment as well as to provide appropriate maintenance programs.

* Corresponding Author's E-mail: javareshkian@um.ac.ir

How to Cite this Article:

M. H. Moghimi Esfandabadi and M. H. Javareshkian, "Design and Optimization of the Wing Fence of a Lambda-Shaped Aircraft Model to Reduce the Rolling Moment Coefficient," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 2, pp. 13-26, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.2>.

COPYRIGHTS


Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. 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 فنس روی بال یک مدل هواپیمای لامبدا شکل جهت کاهش ضریب گشتاور غلتشی

محمدحسین مقیمی اسفندآبادی^۱ و محمدحسن جوارشکیان^{۲*} 

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران
۲- استاد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

چکیده

پژوهش حاضر، به بررسی تأثیر فنس بال بر گردابه‌های راس بال و سطوح کنترلی در هواپیمای بال پرنده با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی می‌پردازد. در طراحی و قرار دادن فنس‌های بال، ابعاد متوسط استخراج شده از گردابه‌های راس بال در زوایای حمله مختلف به کار گرفته شده‌است. همچنین، فنس‌ها با ابعاد مشخص شده در سه ارتفاع و سه موقعیت مختلف در طول بال نصب شده (طول فنس برابر با میانگین طول گردابه در آن قسمت و ارتفاع فنس ۳۰ درصد قطر گردابه آن قسمت است) و در زوایای حمله ۷ تا ۱۶ درجه بررسی شده‌اند. گام بعدی، طراحی ابعاد فنس به روش بهینه‌سازی تک هدفه است. هدف دستیابی به بهترین طراحی است که با حداقل زمان و هزینه به یک راه‌حل بهینه همگرا شود. طراحی فنس‌ها در سه نقطه بر اساس ابعاد گردابه راس بال با روش دینامیک سیالات محاسباتی انجام می‌شود. با این حال، تجزیه و تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) به زمان محاسباتی زیادی نیاز دارد، برای حل این مشکل، از تابع پایه شبکه عصبی (RBF) و مدل کریجینگ (Kriging) با قرار دادن شرایط اولیه مسئله و نتایج حل دینامیک سیالات محاسباتی در صورت وجود فنس، استفاده شده تا با تعیین مناسب‌ترین مکان، ضریب گشتاور غلتشی را به حداقل رسانیم.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۵ خرداد ۱۴۰۲
بازنگری ۳ مرداد ۱۴۰۲
پذیرش ۸ مرداد ۱۴۰۲
اولین انتشار ۱۵ مرداد ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

فنس بال
بهینه‌سازی
شبیه‌سازی عددی
بال لامبدا
پهپاد
ضرایب آیرودینامیکی

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: javarehskian@um.ac.ir

How to Cite this Article:

M. H. Moghimi Esfandabadi and M. H. javarehskian, "Design and Optimization of the Wing Fence of a Lambda-Shaped Aircraft Model to Reduce the Rolling Moment Coefficient," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 2, pp. 13-26, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.2>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. 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/).



علائم و اختصارات

خواهد داشت، این موضوع موجب افزایش بازده آئرودینامیکی خواهد شد [۴]. یکپارچگی بال و بدنه علاوه بر مزایای آئرودینامیکی، این امکان را در روند طراحی فراهم می‌کند تا از تیرهای ضخیم‌تری در بال استفاده شود؛ زیرا نیاز استحکامات دیگر را کم می‌کند [۵]. پیش‌بینی و بررسی دقیق ویژگی‌های آئرودینامیکی هواپیما در فرایند طراحی اولیه حیاتی است. علاوه بر این، تعریف ویژگی‌های آئرودینامیکی هواپیماهای موجود نیز دارای اهمیت است. در هردو مورد، به‌دست‌آوردن ضرایب آئرودینامیکی، مانند نیروی برآ، پسا^{۱۰} و منحنی‌های لحظه‌ای برای تعیین پایداری و عملکرد هواپیما ضروری است [۶]. با پیشرفت روزافزون علم آئرودینامیک راه‌های مختلفی را برای افزایش عملکرد کنترلی هواپیماها به‌کار می‌گیرد. در اوایل سال ۱۹۹۰ آمریکا برنامه کنترل افکتورهای نوآورانه^۹ را راه‌اندازی کرد که هدف آن توسعه و بررسی سامانه‌های کنترلی برای هواپیماهای بدون دم بود. این برنامه به دو مرحله تقسیم شد. در این پژوهش مطالعه تحلیلی و مفهومی بر روی افکتورهای کنترلی انجام شد که از جمله‌ی آن‌ها افکتورهای معمولی مانند فلپ^{۱۱}، الوون^{۱۱}، فلپ لبه حمله^{۱۲} و برخی افکتورهای دیگر مانند اسپلیت درگ رادر^{۱۳}، نوک بال تمام متحرک^{۱۴} در آن بررسی گردیدند [۷]. در برخی از هواپیمای بال‌پرنده مانند هواپیمای بمب‌افکن بی‌دو، جهت کنترل سمتی از سامانه اسپلیت درگ استفاده شده‌است. این سامانه که در لبه فرار بال واقع در نوک هر دو بال نصب شده‌است از دو صفحه بر روی هم تشکیل گردیده که برای ایجاد پسا در یک بال به‌صورت خلاف جهت هم به سمت بالا و پایین منحرف می‌شود و با ایجاد پسای فشاری در یک بال گشتاور گردشی^{۱۵} را تولید می‌کند [۸]. جهان باز و همکاران با استفاده از سامانه اسپلیت درگ که در نوک بال یک نمونه از هواپیمای بدون سرنشین ایجاد کردند که با به‌کارگیری روش عددی CFD به آزمایش آن پرداختند، نتایج آن‌ها تأثیر مثبت در راندمان و خطی سازی ممان گردشی را نشان داد [۹]. هواپیماهای بال پرنده عموماً از رفتار آیرودینامیکی خوبی در زوایای حمله^{۱۶} کم (کمتر از ۸ درجه) برخوردارند اما در زوایای حمله بیشتر از زاویه ۸ درجه، به سبب ایجاد گردابه‌های رأس بال، کاهش کارایی سطوح کنترلی را در پی دارند [۱۰]. روش‌های متعددی برای برطرف کردن مشکلات ناشی جدایش جریان و گردابه‌ها بر روی سطوح کنترلی وجود دارد. به‌طور کلی تجهیزات آیرودینامیکی ایجاد تغییر در گردابه‌های بال شامل: بال لبه حمله سینوسی، وینگلت^{۱۷}،

زاویه ی حمله
ضریب پسا
ضریب برآ
ضریب غلتش
فاصله فنس از دماغه پهلپاد
ارتفاع فنس
طول وتر فنس
نقطه ی بهینه
قطر گردابه
بدون فنس

α
 C_D
 C_L
 C_l
D(mm)
H(mm)
L(mm)
O
P
W/O

۱ مقدمه

امروزه با بهینه‌سازی و پیشرفت فناوری پرنده‌های بدون سرنشین، کاهش محسوسی در تلفات انسانی و بحث‌های زیست‌محیطی محقق شده‌است. این دسته از پرنده‌ها علاوه بر مقاصد نظامی در مأموریت‌هایی همچون رساندن پیغام به نواحی صعب‌العبور، عملیات شهری، بررسی و مهار آتش‌سوزی و ... بسیار توانمند و کاربردی ظاهر شده‌اند [۱]. با توجه به این‌که اخیراً کاربرد هواپیماهای بال پرنده^۱ با بال لامبدا شکل^۲ افزایش یافته‌است، رفتار این‌گونه هواپیماها از اهمیت بسیاری برخوردار شده‌است [۲]. به دلیل استفاده روزافزون از پیکربندی بال لامبدا شکل نسبت به بال‌های دلتا شکل^۳، بررسی تفاوت رفتار جریان^۴ در این نوع بال‌ها حائز اهمیت است. بال لامبدا شکل در واقع نوعی بال دلتا شکل با شکستگی در لبه فرار است که این شکستگی مزایای بسیاری را نسبت به بال دلتا شکل موجب می‌شود. در بال‌های لامبدا شکل، وجود شکستگی در لبه فرار^۵ سبب افزایش ضریب منظری^۶ این نوع بال نسبت به بال‌های دلتا شکل می‌شود. افزایش ضریب منظری باعث افزایش کارایی آئرودینامیکی خواهد شد [۳]. با توجه به یکپارچگی ساختار هندسی در پیکربندی مذکور، کل بدنه هواپیما در تولید نیروی برآ^۷ سهم

10. Flap
11. Elevon
12. Leading Edge Flaps
13. Split Drag Rudder
14. All Moving Wing Tip
15. Rolling Torque
16. Angle of Attack
17. Winglet

1. Winged Aircraft
2. Lambda Wing
3. Delta Wing
4. Vortex
5. Trailing Edge
6. Aspect Ratio
7. Lift Coefficient
8. Drag Coefficient
9. Innovative Control Effectors

دندان سگی^۱، مولد گرداب^۲، فنس^۳ و غیره می‌باشد [۱۱]. بارت و فرخی کاربرد مولد گردابه را بر روی ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ مورد مطالعه قراردادند و پی بردند که با استفاده از طرح مولد گردابه آن‌ها می‌توانند زاویه واماندگی و ضریب برآ را افزایش داد. مولد گردابه تیغه‌های کوچکی هستند که بر روی بال یا بدنه هواپیما نصب می‌شوند که معمولاً به شکل ایرفویل و یا مستطیلی طراحی می‌گردند. ابزار مولد گردابه از جدا شدن جریان هوا و همچنین قرار گرفتن در وضعیت واماندگی آیرودینامیکی جلوگیری می‌کند این ابزار علاوه بر موارد فوق، در بهبود عملکرد بال و سطوح کنترلی و تغییر در گردابه‌های رأس بال ایفای نقش می‌کند [۱۲]. یک روش کاربردی و مؤثرتر برای مقابله با گردابه‌ها، فنس‌های بال است که در طبیعت و در برخی از پرنده‌ها دیده شده است [۱۳]. فنس‌های بال در سال ۱۹۳۸ توسط ولفگانگ لیبه اختراع شد تا تحرک زیاد از حد جریان گردابه، در طول بال و افزایش سریع آن‌را به تأخیر بی اندازد [۱۴]. فنس‌ها را می‌توان به‌عنوان صفحه‌ای تعریف کرد که در بالای سطح بال و در مقابل با جریان هوا قرار می‌گیرد و بسته به طراحی آن تا لبه انتهایی بال امتداد می‌یابد [۱۵]. پادوپولوس و همکاران، یک نمونه از هواپیمای بدون سرنشین بال بدنه یکپارچه با اعمال فنس بر روی بال‌ها مورد بررسی قراردادند. طبق نتایج آن‌ها تا زاویه حمله ۸ درجه ضریب برآ و پسا تغییر چندانی نداشته است. ولی از ۸ درجه و بالاتر ضریب برآ عملکرد بهتری را نشان داده است [۱۶]. فنس‌ها، گردابه‌های تشکیل شده بر روی بال را به سمت عقب و به سمت لبه فرار هدایت می‌کند و سبب می‌شود بخش‌های بیرونی بال در تولید برآ دچار مشکل نگردد [۱۷]. تصمیم‌گیری در هر طرح مهندسی می‌بایست با استدلال و تحلیل منطقی و علمی همراه باشد؛ بنابراین جهت اطمینان یافتن از تصمیمات اتخاذ شده و یا بهبود آن‌ها، می‌توان از روش‌های بهینه‌سازی^۴ استفاده کرد. در طول چهل سال گذشته، برای یافتن راه‌حل‌های مسائل مختلف بهینه‌سازی، الگوریتم‌های بی‌شماری توسعه یافته است؛ که عمدتاً این الگوریتم‌ها بر اساس روش‌های برنامه‌نویسی خطی و غیرخطی هستند. از بین انواع مختلف الگوریتم‌ها، الگوریتم ژنتیک^۵ و الگوریتم کریجینگ^۶ شناخته شده‌ترین نوع آن می‌باشد. که الگوریتم ژنتیک توسط جان هالد در سال ۱۹۶۰ توسعه داده شد و برای اولین بار در سال ۱۹۷۵ زمانی که پیشرفت‌های زیادی توسط دی یانگ و گدربرگ در آن حاصل شده بود، توسعه داده شد [۱۸]. الگوریتم ژنتیک با یک نسل تصادفی یا جمعیت اولیه آغاز شده و سپس با فرایندهای انتخاب، تولیدمثل و جهش و ارزیابی تابع هدف یا تابع هزینه تا رسیدن به نسل نهایی تکرار می‌شود. باین حال بهینه‌سازی با استفاده از روش‌های ذکر شده در

بسیاری از کاربردهای صنعتی مشکل است. تقریباً هر چیزی که مهندسان طراحی می‌کنند شامل چندین هدف می‌باشد که در آن ممکن است بین دو یا چند هدف که با یکدیگر در تضاد هستند، رابطه‌ای انجام شود تا تصمیم‌های بهینه حاصل شود [۱۹]. نمونه‌های خوبی از چنین مسائلی را می‌توان در طراحی هواپیما یافت. به‌عنوان مثال پرز و همکاران در سال ۲۰۰۴ با استفاده از تکنیک بهینه‌سازی اقدام به بهینه‌سازی مشخصه‌های پایداری و عملکردی در روند طراحی مفهومی یک هواپیما کردند [۲۰]. در حوزه تحلیلی آیرودینامیکی و سازه‌ای با استفاده از روش بهینه‌سازی چند موضوعی، می‌توان به اقدامات کاواگنا و همکارانش در سال ۲۰۰۸ اشاره کرد [۲۱]. ملانک و همکارانش در سال ۲۰۰۵ با استفاده از الگوریتم ژنتیک به طراحی و بهینه‌سازی یک هواپیمای نشست و برخاست کوتاه، پرداخته‌اند [۲۲]. آلون سو و همکاران با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدف به بهینه‌سازی برد و کمینه کردن صدا در هواپیما پرداختند [۲۳]. یون و همکارانش در سال ۲۰۱۰ روش بهینه‌سازی طراحی چند موضوعی را به صورت تک هدف برای یک هواپیمای هوانوردی عمومی با مدل‌سازی موضوعاتی از قبیل آیرودینامیک، پيشرانش، مأموریت، وزن، پایداری، کنترل و عملکرد پیاده‌سازی کردند [۲۴]. ودانت سینگ و همکاران با استفاده از الگوریتم ژنتیک تک هدف به کمینه‌سازی وزن برخاست در یک نوع هواپیمای مسافربری پرداختند [۲۵]. روش‌های مدل‌سازی آیرودینامیکی برای برآورده کردن الزامات طراحی دشوار است. با در نظر گرفتن ویژگی‌های آیرودینامیکی خاص، استفاده از الگوریتم کریجینگ برای ایجاد مدل آیرودینامیکی راه‌حل بسیار هدفمندی است. به‌طور کلی، مدل کریجینگ برای تقریب غیرخطی دقیق‌تر و آسان‌تر است [۲۶]. کریجینگ معمولاً بهتر از سایر روش‌های درون‌یابی عمل می‌کند، زیرا روشی را در نظر می‌گیرد که یک ویژگی در فضا از طریق سمیوریوگرام^۷ تغییر می‌کند [۲۷]. مدل‌های تصادفی و کریجینگ توسط ژرژ ماترون در مرکز تحقیقاتی او در سال ۱۹۶۸ توسعه داده شد [۲۸]. سان و همکاران ۱۰ متغیر طراحی را تنظیم کردند و از مدل کریجینگ برای بهینه‌سازی شکل هیدرودینامیکی گلايدر زیرآب استفاده کردند [۲۹]. بیلری همچنین از مدل جایگزین کریجینگ و یک روش بهینه‌سازی برای یافتن طراحی بهینه یک سیستم توربوماشین استفاده کرد [۳۰]. ژایو و همکاران با استفاده از روش کریجینگ به بهینه‌سازی چند هدفه، روی سطوح کنترلی

5. Genetic Algorithm
6. Kriging Algorithm
7. Semi Variogram

1. Dog Tooth
2. Vortex Generator
3. Fence
4. Optimization

۲ روش حل

روش حل برای مسئله تک هدف شامل بهینه‌سازی برای مسئله تک هدف و شبیه‌سازی CFD می‌باشد که در ادامه به آن خواهیم پرداخت.

۱.۲ بهینه‌سازی برای مسئله تک هدف

در این تحقیق از روش کریجینگ و الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی استفاده شده است [۳۳]. اولین گام در بهینه‌سازی، تعیین توابع هدف، متغیرهای بهینه‌سازی و محاسبه مقادیر توابع هدف برحسب متغیرهای طراحی است. تابع هدف در پژوهش حاضر گشتاور غلتشی است. متغیرهای طول، عرض، ارتفاع و فاصله مرکز فنس تا دماغه هواپیما از متغیرهای بهینه‌سازی می‌باشند. با توجه به اینکه هیچ رابطه مشخصی بین این توابع هدف و متغیرهای بهینه‌سازی تعریف نشده است، از روش کریجینگ برای ایجاد روابط لازم استفاده شده است. فنس‌های نصب‌شده بر روی بال پهناد موجود در مسئله، نقش کاهش گشتاور غلتشی را ایفا می‌کنند. تابع هدف توسط دو نوع مدل جایگزین مبتنی بر کریجینگ ساخته شده و برخی از نقاط نمونه که در آن مقادیر واقعی تابع هدف با تجزیه و تحلیل CFD به دست می‌آیند، ارزیابی می‌شوند. مدل‌های جایگزین مبتنی بر کریجینگ نه تنها مقادیر تابع را تخمین زده بلکه خطاهای تقریبی را نیز ارائه می‌دهد، که به تعیین مکان نقاط نمونه اضافی برای بهبود دقت مدل کریجینگ کمک می‌کند. بنابراین، الگوریتم ژنتیک راه‌حل‌های بهینه را با استفاده از مقادیر تابع تخمین زده و خطاهای تقریبی را در مدل‌های جایگزین، مبتنی بر کریجینگ برای هر تابع هدف بررسی می‌کند. در مرحله اول، شبیه‌سازی پهناد در زوایای حمله مختلف و مشخص کردن محل عبور گردابه و ابعاد آن بر روی بال و تعریف مختصات قرارگیری اولیه فنس‌ها متناسب با طول و قطر گردابه بر روی بال پهناد در نرم‌افزار تولید هندسه انجام می‌شود. در مرحله دوم شبیه‌سازی پهناد با قرارگیری فنس‌ها بر روی بال به روش CFD برای به دست آوردن گشتاور غلتشی است. مرحله سوم به دست آوردن رابطه بین پارامترهای ورودی و تابع هدف و بهینه‌سازی تابع هدف است. چندین نقطه نمونه اضافی از راه‌حل‌های بهینه توسط الگوریتم ژنتیک به دست آمده انتخاب می‌شوند تا مدل‌های جایگزین مبتنی بر کریجینگ را به‌روزرسانی کنند. سپس، الگوریتم ژنتیک راه‌حل‌های بهینه را دوباره با استفاده از مدل‌های کریجینگ به‌روز بررسی می‌کند. راه‌حل‌های بهینه با تکرار این روش، همان‌طور که در شکل ۲ نشان داده شده است، تا آن هنگام که نقاط نمونه به‌طور مناسب ویژگی‌های مورد انتظار مسئله را داشته باشند، به نحو مؤثری مورد بررسی قرار می‌گیرند.

متحرک موجود رو لبه فرار یک نمونه پهناد پرداختند [۳۱]. نامورا و همکاران با استفاده از روش کریجینگ به بهینه‌سازی مولدهای گرداب روی بال هواپیما برای بیشینه کردن ضریب برآ پرداختند [۳۲]. در شکل ۱ نمونه‌ای از فنس روی بال هواپیما به تصویر کشیده شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۱- نمونه‌ای از فنس روی بال هواپیما

این پژوهش جهت طراحی فنس با استفاده از روش بهینه‌سازی تک هدف نگاشته شده است. هدف از این تحقیق دستیابی به بهترین طراحی است که با حداقل زمان و هزینه به یک راه‌حل مطلوب همگرا شود. طراحی فنس‌ها در سه نقطه از بر اساس ابعاد گردابه رأس بال حاصل از روش دینامیک سیالات محاسباتی با روش در CAD انجام شده است. با این حال، تجزیه و تحلیل CFD به مقدار زیادی زمان محاسباتی نیاز دارد. برای حل کردن این مشکل با استفاده از دو نوع مدل کریجینگ و الگوریتم ژنتیک با قرار دادن شرایط اولیه مسئله و نتایج حاصله از حل عددی در زمان وجود فنس‌ها به کمینه کردن ضریب گشتاور غلتشی با مشخص کردن مناسب‌ترین محل قرارگیری فنس بر روی بال پرداخته می‌شود.

$$\text{Corr}[\varepsilon(x^i), \varepsilon(x^j)] = \exp[-\text{dis}(x^i, x^j)] \quad (3)$$

$$\hat{y}(x) = \hat{\mu}(x) + r^T R^{-1}(y - \hat{\mu}) \quad (4)$$

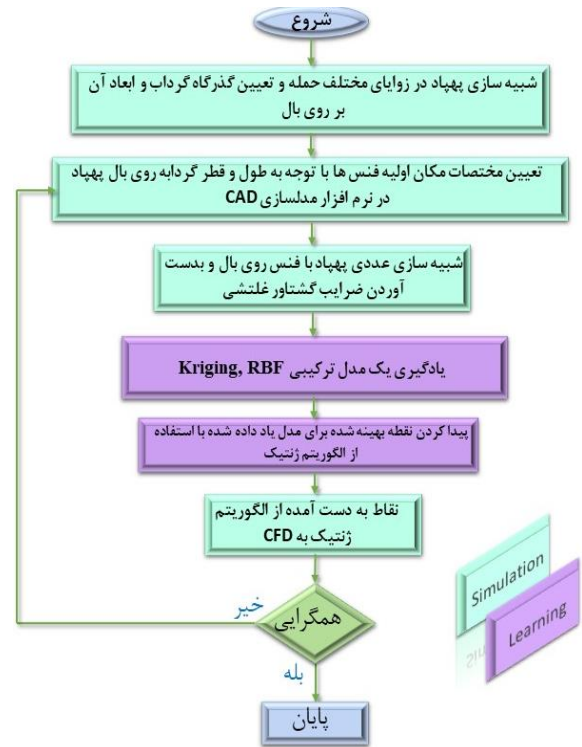
که در رابطه ۴ $\hat{y}(x)$ تخمینی از $y(x)$ و مقدار تخمینی از $\mu(x)$ است. R نشان دهنده ماتریس $n \times n$ است که درایه (i, j) آن است r . برداری است که عنصر i -ام آن است و به صورت رابطه ۵ برای n نقطه‌ی نمونه بیان می‌شود که در آن y متغیر خروجی و $\hat{\mu}(x)$ که از رابطه ۷ به دست می‌آید. پارامتر مجهول برای مدل کریجینگ را می‌توان با حداکثر کردن تابع درست‌نمایی^۳ که در رابطه ۶ آمده است تخمین زد. حداکثر رساندن این تابع درست‌نمایی یک مسئله بهینه‌سازی غیرخطی است. در این پژوهش از الگوریتم ژنتیک برای حل این مسئله بهینه‌سازی استفاده شده است.

$$\mathbf{y} = [y(x^1) \quad \dots \quad y(x^n)] \\ \hat{\boldsymbol{\mu}} = [\hat{\mu}(x^1) \quad \dots \quad \hat{\mu}(x^n)] \quad (5)$$

$$\text{Ln}(\hat{\mu}, \hat{\sigma}^2, \boldsymbol{\theta}) = -\frac{n}{2} \ln(\hat{\sigma}^2) - \frac{1}{2} \ln(|R|) \quad (6)$$

که در رابطه ۶، $\hat{\sigma}^2 = \frac{(\mathbf{y} - \hat{\boldsymbol{\mu}})^T R^{-1} (\mathbf{y} - \hat{\boldsymbol{\mu}})}{n}$ ، سپس، اگر از مدل کریجینگ معمولی^۴ استفاده شود، یک مقدار ثابت فرض می‌شود که به صورت رابطه ۶ بیان شده است. این تحقیق مدل ترکیبی^۵ را در نظر می‌گیرد که از شبکه‌های RBF^۶ برای تقریب مدل کلی استفاده می‌کند و $\hat{y}_{RBF}(x)$ به عنوان خروجی RBF تعریف می‌شود. $\hat{y}_{RBF}(x)$ به صورت رابطه ۸ نمایش داده می‌شود. که در آن مقدار میانگین نقاط نمونه است، همچنین w_i وزن تابع پایه i -ام و $h_i(x)$ ها توابع پایه هستند. در ضمن تعداد توابع پایه همان تعداد نقاط نمونه (n) است. در رابطه ۹ تعریف توابع پایه با استفاده از تابع دلخواه φ نشان داده شده است. که در آن C_i مرکز، و Γ_i عرض هستند (متغیرهای طراحی باید نرمال شوند) در این مقاله از تابع گاوسی استفاده شده است. مقدار Γ_i برهم‌نهی توابع را کنترل می‌کند که می‌بایست آن را تنظیم کرد. از طرف دیگر، w_i با کمینه کردن تابع هزینه که در رابطه ۱۰ آمده است تعیین می‌شود. یک پارامتر تنظیم‌کننده در w_i است.

$$\hat{\mu}(x) = \frac{1^T R^{-1} y}{1^T R^{-1} 1} \quad (7)$$



شکل ۲- فلوچارت فرایند حل و بهینه‌سازی

۲.۱.۱.۲ مدل کریجینگ

مدل کریجینگ تابع مجهول $y(x)$ را به صورت معادله ۱ بیان می‌کند.

$$y(x) = \mu(x) + \varepsilon(x) \quad (1)$$

که در آن x یک بردار n بعدی است و نشان گر متغیرهای طراحی همچون: طول، عرض، ارتفاع و فاصله مرکز فنس تا دماغه هواپیما است. این معادله یک مدل کلی^۱ است که در آن بیانگر انحراف محلی از مدل کلی می‌باشد. در مدل انحراف محلی، نقطه مجهول (x) با استفاده از یک فرآیند تصادفی بیان می‌شود. نقاط نمونه با تابع تصادفی گاوسی^۲ به عنوان تابع همبستگی برای تخمین روند در فرآیندهای تصادفی درون‌یابی می‌شوند. همبستگی بین به فاصله بین دو نقطه متناظر بسیار مرتبط است. در مدل کریجینگ، به جای فاصله اقلیدسی از یک فاصله وزنی ویژه استفاده می‌شود، زیرا فاصله وزنی همه متغیرهای طراحی را به طور مساوی وزن می‌کند. تابع فاصله بین نقاط به صورت رابطه ۲ و همبستگی بین نقاط به صورت رابطه ۳ و مقدار پیش‌بینی شده توسط مدل کریجینگ به صورت رابطه ۴ بیان می‌شود.

$$\text{dis}(x^i, x^j) = \sum_{k=1}^m \theta_k |x_k^i - x_k^j|^2 \quad (2)$$

4. Ordinary Kriging
5. Hybrid Model
6. Radial Basis Function

1. Global Function
2. Gaussian Random Function
3. Maximizing Likelihood Function

سامانه اسپلیت درگ می‌باشد. این سامانه از دو صفحه بر روی هم تشکیل شده‌است که با انحراف هر دو صفحه، پسای فشاری در یکی از بال‌ها ایجاد شده و گشتاور گردشی را ایجاد می‌کند. ابعاد این سامانه به همراه ابعاد کلی پهپاد در تصویر شکل ۳ نشان داده شده‌است. همچنین در این تصویر بازه محل قرارگیری فنس مشخص شده‌است. در کل فرآیند آزمون برای کاهش تعداد محاسبات، بیشترین زاویه باز شونگی اسپلیت درگ مورد استفاده قرار گرفته‌است. از این رو زاویه باز شونگی سامانه اسپلیت درگ به صورت ثابت و متقارن به اندازه ۳۰ درجه به بالا و ۳۰ درجه پایین باز شده‌است. در محاسبات عددی صورت پذیرفته ابتدا محل قرارگیری فنس و ارتفاع فنس، هر کدام در سه اندازه مختلف و سه موقعیت مختلف رسم و ایجاد شدند که در نهایت این طراحی‌ها به صورت جداگانه مورد آزمایش عددی قرار گرفته‌اند.

۳ طراحی فنس

در هوایی‌هایی با زاویه عقب‌گرد بالا، گردابه‌ای به نام گردابه رأس بال تشکیل شده که به صورت مخروطی از محدوده ریشه بال در لبه حمله شروع شده تا نوک بال‌ها امتداد می‌یابد. این گردابه در ادامه مورد بررسی قرار خواهد گرفت. محل قرارگیری و ارتفاع فنس‌ها بر اساس میانگین ابعاد طول سطح مقطع و ارتفاع گردابه رأس بال در زوایای حمله ۱۳، ۱۶، ۱۰، ۷ درجه طراحی شدند، که در شکل ۴ نمایش داده شده‌است. طول سطح مقطع گردابه در سه قسمت ابتدا، وسط و انتهای گردابه اندازه گرفته شده‌است که طول فنس‌ها را برابر طول این مقاطع در هر قسمت در نظر خواهیم گرفت. ارتفاع فنس نیز معادل درصدی از ارتفاع گردابه در مقاطع گفته شده در نظر گرفته می‌شود. درصد ارتفاع و طول فنس‌ها در جدول ۱ آورده شده‌است. در تصویر شکل ۵ نمای از فنس‌های ایجاد شده بر روی بال این پهپاد در سه موقعیت A و B و C در ارتفاع ۳۰ درصدی قابل مشاهده می‌باشد.

جدول ۱- ابعاد فنس‌های مستخرج شده از گردابه رأس بال بر حسب میلی‌متر

ارتفاع فنس (mm) H ۳۰٪P	فاصله فنس از دماغه پهپاد (mm) D	طول وتر فنس (mm) L	نام فنس (فاصله از محور مرکزی)
۳	۲۸۰	۴۹	(۱۵۸) -A
۶	۴۴۷	۱۴۴	(۲۳۴) -B
۹/۶	۵۸۱	۱۷۲	(۳۱۰) -C

$$\hat{y}_{RBF}(\mathbf{x}) = w_0 + \sum_{i=1}^n w_i h_i(\mathbf{x}) \quad (8)$$

$$h_i(\mathbf{x}) = \varphi\left(\frac{\|\mathbf{x} - \mathbf{c}^i\|}{r_i}\right) \quad (9)$$

$$E = \sum_{i=1}^n (y(\mathbf{x}^i) - \hat{y}_{RBF}(\mathbf{x}^i))^2 + \sum_{i=1}^n \lambda_i w_i^2 \quad (10)$$

دقت مقدار تابع پیش‌بینی شده توسط مدل کریجینگ تا حد زیادی به فاصله از نقاط نمونه بستگی دارد. به طور شهودی، هر چه نقطه x به نقاط نمونه نزدیک‌تر باشد، پیش‌بینی $\hat{y}(x)$ دقیق‌تر می‌شود. این مطلب در معادله (۱۱) بیان شده‌است.

$$s^2(x) = \hat{\sigma}^2 \left[1 - r^T R^{-1} r + \frac{(1 - 1^T R^{-1} r)^2}{1^T R^{-1} 1} \right] \quad (10)$$

$s^2(x)$ نشان‌دهنده میانگین مربعات خطا در نقطه x بوده که بیانگر عدم قطعیت مقدار تخمینی است. به طور کلی، اگر دقت مدل جایگزین فعلی کافی نباشد، لازم است یک مدل جایگزین جدید با گنجاندن نقاط نمونه اضافی بازسازی شود.

۲.۲ شبیه‌سازی CFD

۲.۲.۱ هندسه مورد بررسی

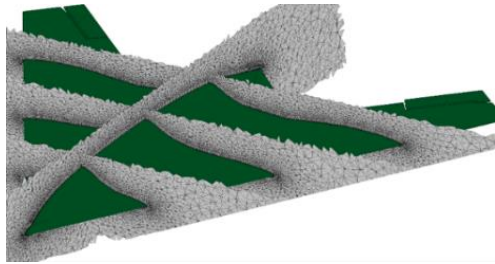
مدل استفاده شده در این آزمون، پهپاد بال پرنده^۱ لامبدا شکل سوینگ^۲ می‌باشد. این پهپاد با طول بال ۱ متری و زاویه عقب‌گرد^۳ ۵۶ درجه‌ای طراحی شده‌است. پهپاد مذکور در آزمایشات عددی و تجربی محدودی مورد بررسی قرار گرفته‌است. هندسه این پهپاد از مرجع [۳۴] به دست آمده است. در این نوع پهپاد از یک شکستگی در لبه فرار بال استفاده شده‌است که به این عنوان، این پیکربندی را با نام لامبدا شکل نام‌گذاری کرده‌اند. سامانه کنترلی ایجاد شده در این پهپاد برای تولید گشتاور گردشی،

3. Swept Back

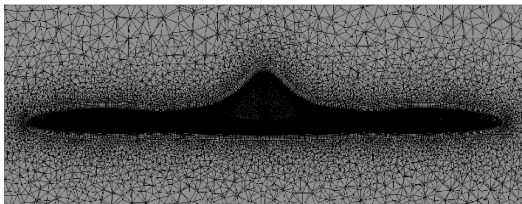
1. Unmanned Aerial Vehicle
2. Swing

۴ شبکه‌بندی و دامنه حل

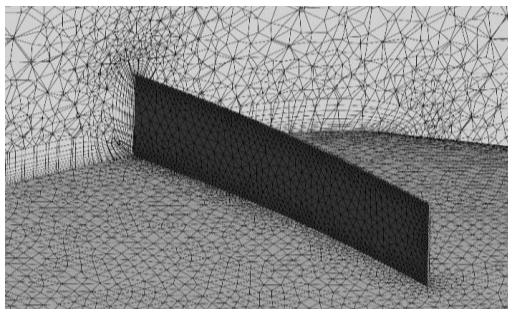
شبکه‌بندی^۱ ایجادشده از نوع بی‌سازمان و توسط نرم‌افزار انسیس مشینگ ۲۰۱۵ انجام شده‌است. شبکه با نزدیک‌تر شدن به سطح مدل ریزترشده و بر روی سطح پهپاد نیز با ضریب ریزشوندگی در گوشه‌ها ریز شده‌است. همچنین برای افزایش دقت حل، شبکه در یک حجم بیضوی شکل در اطراف مدل ریزتر گردیده و تعداد آن افزایش یافته‌است. باتوجه به سرعت جریان و قطر لایه‌مرزی، شبکه لایه‌مرزی بر روی کل سطح پهپاد ایجاد گردیده‌است. شبکه لایه‌مرزی^۲ از ۱۰ لایه با ارتفاع اولین سلول^۳ $0/00034$ متر که معادل عدد بی‌بعد وای-پلاس^۴ ۲۲ است ایجاد شده‌است. باتوجه به انتخاب مدل آشفتگی کا-اومگا-اس اس تی^۵، انتخاب این مقدار برای عدد وای-پلاس بیشتر از یک، مطابق مراجع [۳۵] مورد قبول بوده‌است. در تصویر شکل ۶ نماهایی از شبکه استفاده‌شده به تصویر کشیده شده‌است.



(الف)

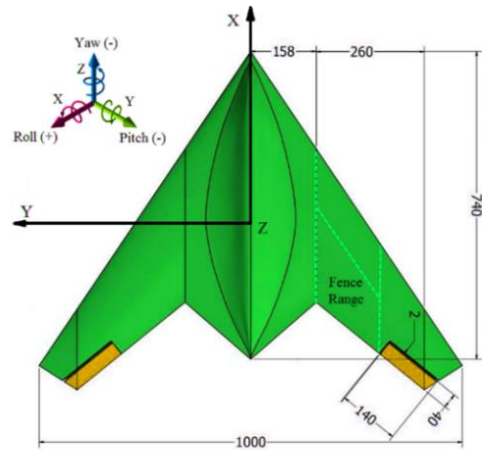


(ب)

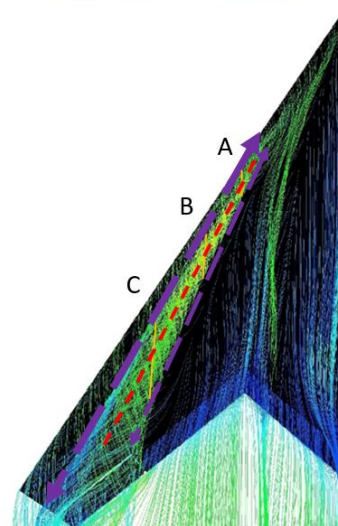
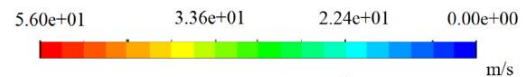


(پ)

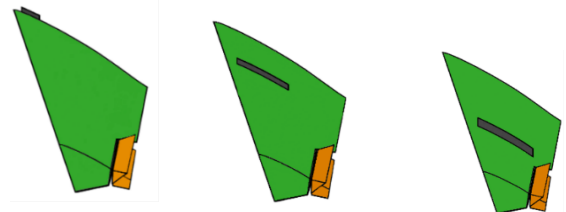
شکل ۶- نماهایی از شبکه ایجادشده در این پژوهش- الف) نمای برش خورده از شبکه اطراف مدل (ب) مقطع برش خورده از نمای روبه روی مدل (پ) شبکه در اطراف و روی فس بال



شکل ۳- نما از بالای پهپاد سوینگ به همراه ابعاد قسمت‌های مختلف



شکل ۴- گردابه راس بال به همراه خط مرکزی گردابه بروی خطوط جریان بال پهپاد



فنس A

فنس B

فنس C

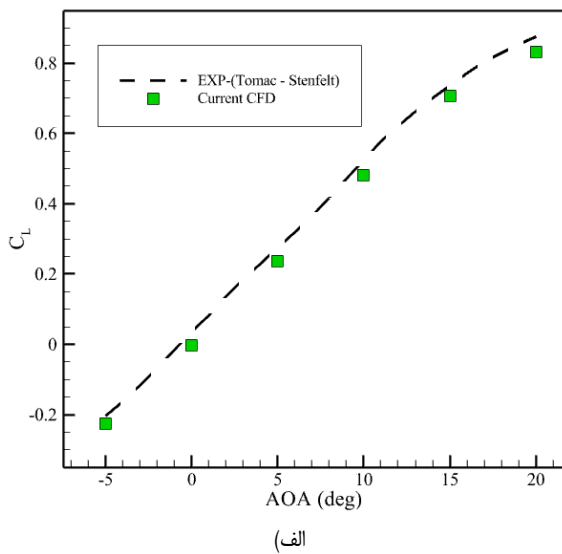
شکل ۵- بال چپ پهپاد به همراه موقعیت قرارگیری فنس‌ها در ارتفاع ۳۰ درصد

4. Y-Plus
5. K-W-SST

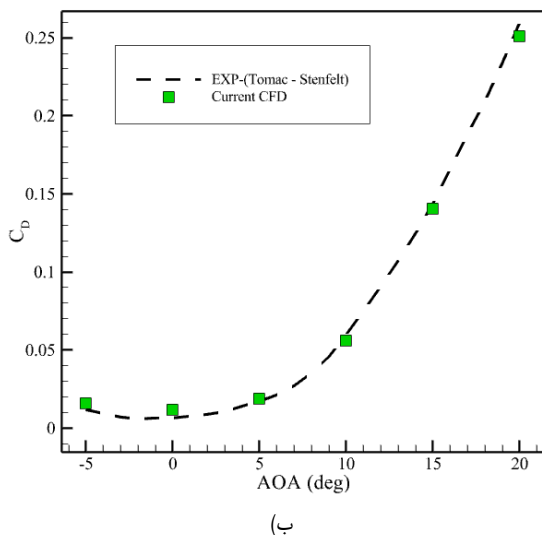
1. Mesh
2. Boundary Layer
3. Cell

۵ اعتبارسنجی

در بررسی اعتبار نتایج به دست آمده از این شبیه‌سازی، ضرایب برآ و پسا عددی با نتایج تجربی حاصله از تونل باد از مرجع [۳۶] در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله مختلف مقایسه شده‌است. این مقایسه نشان می‌دهد که نتایج با اختلاف کمی نسبت به نتایج تجربی، به دست آمده‌اند. بیشترین درصد اختلاف در ضریب برآ $4/9$ و در ضریب پسا $4/6$ درصد هست. در شکل ۸ نمودار اعتبارسنجی برای هر دو ضریب نمایش داده شده‌است.



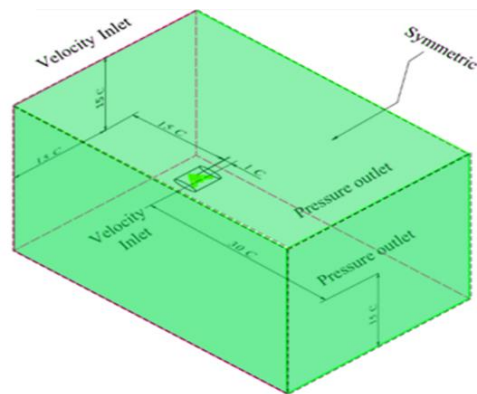
(الف)



(ب)

شکل ۸- نمودار اعتبارسنجی نتایج حاصله از این پژوهش و نتایج حاصله از آزمون تجربی مرجع [۳۵]- (الف) اعتبارسنجی در ضریب برآ- (ب) اعتبارسنجی در ضریب پسا

در مرکز دامنه حل، کل پهنای مدل شده‌است، با این کار گشتاورها حول محورهای غلتشی و گردشی به درستی اندازه‌گیری خواهد شد. از طرف دیگر به دلیل باز بودن اسپلیت درگ در بال چپ، و عدم تقارن بین طرفین پهنای استفاده از شرط تقارنی در مرکز پهنای و مدل کردن نیمی از آن به دلیل متقارن نبودن دو طرف هندسه، صحیح نخواهد بود. شرایط مرزی تعریف شده بر سطوح دامنه حل عبارت‌اند از: سرعت در ورودی^۱ در مرز جلو و پائینی دامنه معادل ۳۰ متر بر ثانیه، مرز فشار خروجی^۲ در بالا و پشت دامنه معادل فشار استاتیکی، و شرط مرزی تقارنی^۳ در دو طرف دامنه حل خواهد بود. این شرط مرزی از نظر ریاضی با شرط مرزی دیواره لغزان^۴ مشابه است از این رو تفاوتی در نتایج به دست آمده، نخواهد گذاشت. در تصویر شکل ۷ ابعاد و فرم دامنه حل قابل مشاهده هست.

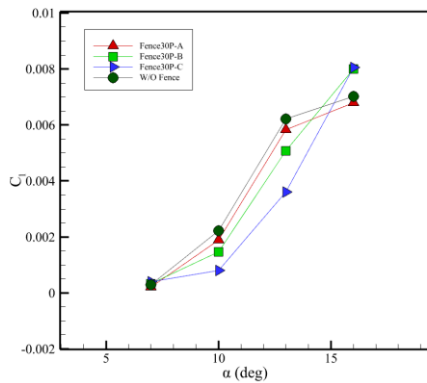


شکل ۷- دامنه حل و ابعاد آن نسبت به طول وتر متوسط بال

برای تعیین عدم وابستگی نتایج به تعداد سلول‌های شبکه، استقلال از شبکه به صورت جدول ۲ انجام شده‌است. شبکه در ۴ مرحله ریز شده‌است. در اینجا ضریب غلتش، مورد مقایسه قرار گرفته‌است. در جدول ۲، از نقطه نام‌گذاری شده ۳ به بعد، تغییرات در ضریب غلتش بسیار ناچیز شده‌است. از این رو شبکه با مقدار ۵۸۵۰۰۰۰ سلول از نظر حجم و دقت مناسب این پژوهش خواهد بود.

جدول ۲- استقلال از شبکه برای زاویه حمله ۱۶ درجه و سرعت ۳۰ m/s

ضریب غلتش	تعداد سلول
۰/۰۰۸۰۱۲	۲۹۰۰۰۰۰
۰/۰۰۷۹۸۷	۴۱۲۰۰۰۰
۰/۰۰۷۰۲۰	۵۸۵۰۰۰۰
۰/۰۰۷۰۲۳	۸۱۹۰۰۰۰

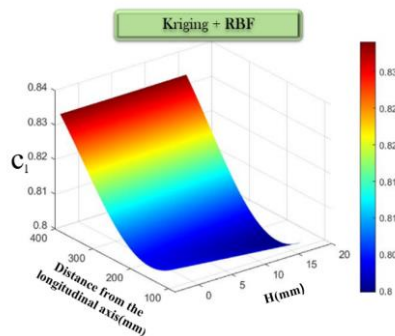


شکل ۹- نمودار نشان دهنده ضریب غلتش در زوایای حمله مختلف در موقعیت‌های مختلف فنس ۳۰ درصد قطر گردابه

در الگوریتم توضیح داده شده در قسمت ۲، فنس‌های بال هواپیما بهینه می‌شوند. در زاویه حمله بین ۷ تا ۱۳، چون گردابه‌های رأس بال قطر زیادی ندارند، با توجه به طراحی فنس‌ها و شکل ۹ مشخص است که هر چه فنس به اسپلیت درگ نزدیک‌تر باشد، ضریب غلتشی کمتر خواهد بود. فنس‌های ۳۰ درصد قطر گردابه در زاویه حمله ۱۶ درجه بهینه شدند، زیرا در زاویه حمله کمتر، با نزدیک شدن بیشتر به اسپلیت درگ، نتیجه بهتری حاصل می‌شود. در زاویه حمله ۱۶ درجه، به دلیل بزرگ بودن قطر گردابه، نتایج نوسان داشتند، بنابراین برای عملکرد بهتر، فنس بهینه شده است.

جدول ۳- ابعاد دقیق فنس‌های ایجاد شده بر روی بال پهباد در سه ارتفاع مختلف و نقطه بهینه شده (O) بر حسب میلی‌متر

ارتفاع فنس (mm) H	فاصله فنس از دماغه پهباد (mm) D	طول وتر فنس (mm) L	نام فنس (فاصله از محور مرکزی)
۳	۲۸۰	۴۹	(۱۵۸)-A
۶	۲۲۷	۱۲۲	(۲۳۲)-B
۹/۶	۵۸۱	۱۷۲	(۳۱۰)-C
۷.۵	۲۳۵	۱۲۱	(۲۳۶)-O

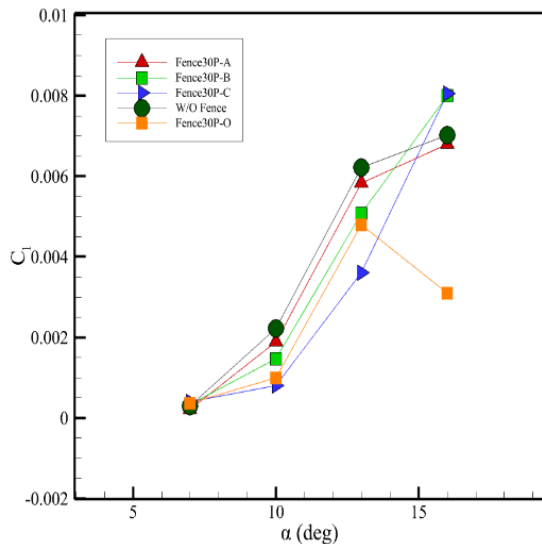


(الف)

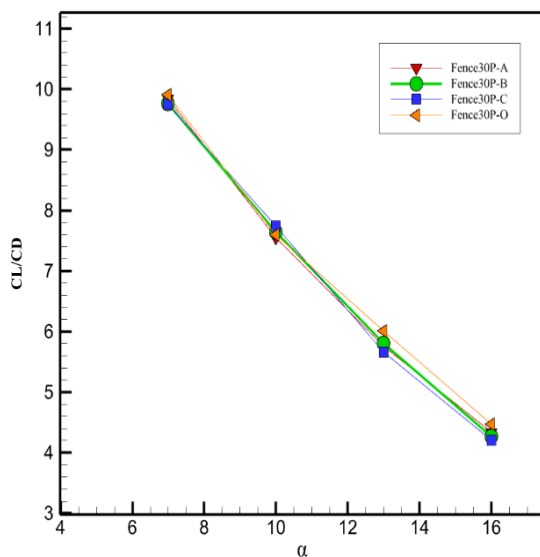
۶ بحث و نتایج

پس از به دست آوردن ابعاد گردابه رأس بال و طراحی فنس‌ها، پهباد در شرایطی که اسپلیت درگ سمت چپ با زاویه ۳۰ درجه باز می‌شود، مورد آزمایش قرار می‌گیرد. همچنین فنس‌های تولید شده در موقعیت‌های اعلام شده از جدول ۱ بر روی مدل قرار گرفته و شبیه‌سازی انجام خواهد شد. هدف از ایجاد فنس بر روی بال، کاهش اثر گردابه رأس بال بر روی سامانه اسپلیت درگ در زوایای حمله بالا (به دلیل افزایش قطر گردابه) است. سطح بالایی سیستم اسپلیت درگ به دلیل قرار گرفتن در داخل جریان گردابه چرخشی رأس بال کارایی خود را از دست داده است و نمی‌تواند نیروی برا منفی تولید کند تا نیروی تولید شده از صفحه پایین را خنثی گرداند. وجود فنس روی بال، گردابه‌ها را به سمت پایین سوق می‌دهد و اثر گردابه بر سطح بالایی اسپلیت درگ را کاهش می‌دهد و بخشی از نیروی پسا منفی از دست رفته را در سطح بالایی را جبران می‌کند. وجود فنس روی بال توانسته از میزان گشتاور غلتشی بکاهد. در زوایای حمله کمتر از ۱۶ درجه مطابق شکل ۹ فنس C عملکرد بهتری داشته است. فنس A, B به دلیل ایجاد گردابه‌ی مجدد پشت فنس عملکرد ضعیف‌تری نسبت به فنس C که نزدیک به اسپلیت درگ است، دارند.

جدول ۳ مشخصات قرارگیری فنس روی بال را در موقعیت‌های A, B, C و در موقعیت O (نقطه بهینه‌شده) نشان می‌دهد و شکل ۱۱ محل قرارگیری فنس‌های روی بال را در موقعیت‌های A, B, C و O نشان می‌دهد.

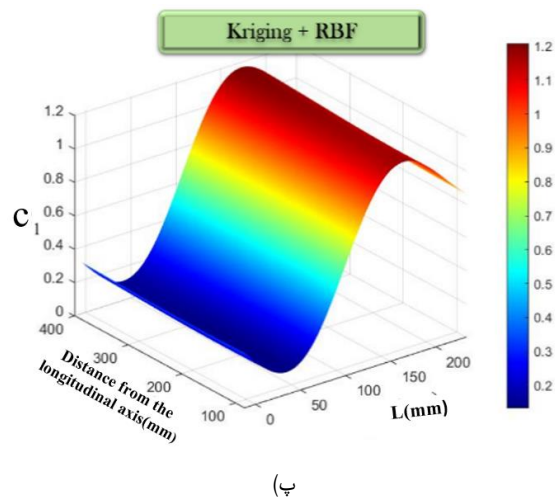
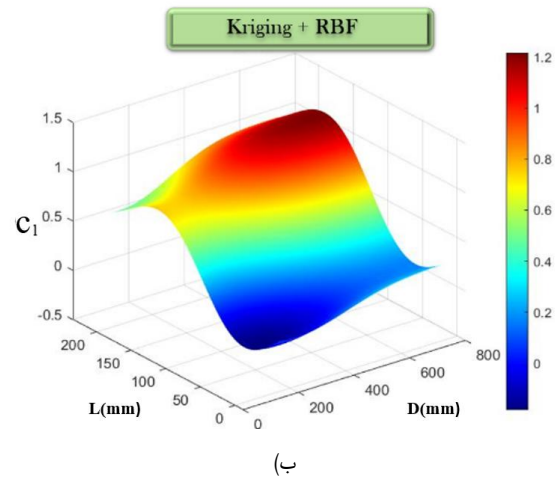


شکل ۱۲- نمودار ضریب غلتشی در موقعیت قرارگیری مختلف فنس در زاویه‌های حمله ۷ تا ۱۶

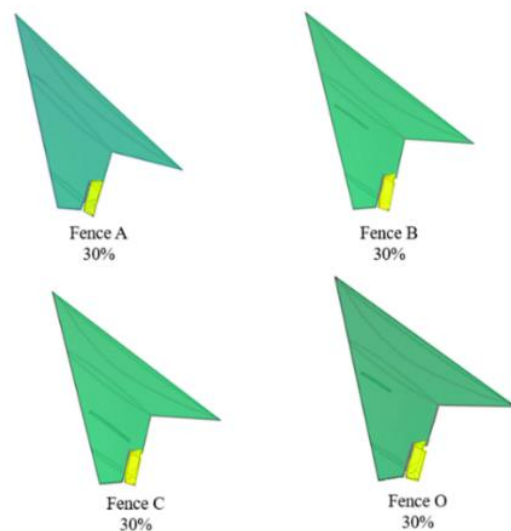


شکل ۱۳- نمودار ضریب برآ به پسا در موقعیت قرارگیری مختلف فنس در زاویه‌های حمله ۷ تا ۱۶

در نمودار شکل ۱۲ مشاهده می‌کنید که در بهینه‌سازی فنس O، ضریب غلتش در زاویه حمله بالا کاهش یافته است، اما در زاویه حمله پایین، چون قطر گردابه‌ها زیاد نیست، هر چه به اسپیلیت درگ نزدیک‌تر باشد، نتیجه بهتری خواهیم داشت. ولی چون نقطه O به دلیل طول و



شکل ۱۰- در نمودارهای فوق معادله (۱) پس از اعمال الگوریتم یادگیری مشاهده می‌شود



شکل ۱۱- قرارگیری فنس‌ها در موقعیت‌های A, B, C و O

- [2] I. Gursul, R. Gordnier, and M. Visbal, "Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 41, no. 7, pp. 515-557, 2005, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2005.09.002>
- [3] N. Qin, A. Vavalle, A. Le Moigne, M. Laban, K. Hackett, and P. Weinerfelt, "Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 40, no. 6, pp. 321-343, 2004, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2004.08.001>.
- [4] M. Navabi and E. Kakavand, "Combined model-reference adaptive controller for coordinated turn of a tailless aircraft," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 15, no. 10, pp. 117-127, 2016, (in Persian).
- [5] E. Lakzian et al., "Investigation of the effect of water droplet injection on condensation flow of different nozzles geometry," *The European Physical Journal Plus*, vol. 137, no. 5, 2022, Art. no. 613, <https://doi.org/10.1140/epjp/s13360-022-02812-6>
- [6] S. M. Adams and C. J. Friedland, "A survey of unmanned aerial vehicle (UAV) usage for imagery collection in disaster research and management," in *9th International Workshop On Remote Sensing For Disaster Response*, Stanford, California, USA, 2011, pp. 1-8.
- [7] Z. J. Li and D. L. Ma, "Control characteristics analysis of split-drag-rudder," in *Applied Mechanics and Materials*, vol. 472, 2014, pp. 185-190, <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.472.185>.
- [8] G. Stenfelt and U. Ringertz, "Lateral stability and control of a tailless aircraft configuration," *Journal of Aircraft*, vol. 46, no. 6, pp. 2161-2164, 2009, <https://doi.org/10.2514/1.41092>.
- [9] J. Rajput, W. G. Zhang, and X. B. Qu, "A differential configuration of split drag-rudders with variable bias for directional control of flying-wing," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 643, pp. 54-59, 2014, <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.643.54>.
- [10] I. Gursul, R. Gordnier, and M. Visbal, "Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 41, no. 7, pp. 515-557, 2005, <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2005.09.002>.
- [11] R. L. T. Bevan, D. J. Poole, C. B. Allen, and T. C. S. Rendall, "Adaptive surrogate-based optimization of vortex generators for tiltrotor geometry," *Journal of Aircraft*, vol. 54, no.3, pp. 1011-1024, 2017, <https://doi.org/10.2514/1.C033838>.
- [12] R. Barrett and S. Farokhi, "On the aerodynamics and performance of active vortex generators," in *11th Applied Aerodynamics Conference*, Monterey, CA, U.S.A, 1993, Paper 3447, CP-3477, <https://doi.org/10.2514/6.1993-3447>.
- [13] F. Neitzel and J. Klonowski, "Mobile 3D mapping with a low-cost UAV system," *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, vol. XXXVIII-1/C22, pp. 39-44,

ارتفاع کمتر نسبت به C ضریب پسای کمتری دارد، همان طور که در شکل ۱۳ مشاهده می شود نسبت برا به پسای بهتری حاصل می شود.

۷ نتیجه گیری

محققان در سال های اخیر، به توسعه الگوریتم ژنتیکی را که از مدل کریجی ننگ برای ارزیابی تابع هدف استفاده می کند، پرداختند. کریجینگ مدلی است که رابطه بین ورودی و خروجی را با استفاده از یک فرآیند تصادفی نشان می دهد. با جایگزینی حل کننده تجزیه و تحلیل CFD با مدل کریجینگ، زمان محاسباتی مورد نیاز برای ارزیابی تابع هدف به طور قابل توجهی کاهش یافت. این رویکرد در طراحی فنس ها با کاهش تعداد متغیرهای طراحی مفید بود. در نهایت، آن ها این رویکرد را برای پیش بینی محل فنس که ضریب غلتشی هواپیما در آن پایین است به کار بردند و کارایی آن را از طریق یافته های تحقیقاتی تأیید کردند. با توجه به مطالب پیش گفته بر نکات زیر به عنوان نتیجه این تحقیق تأکید می شود:

- قرار دادن فنس بر روی بال موجب منحرف شدن مقداری از گردابه رأس بال به سمت لبه ی فرار گردید.
- استفاده از فنس C در زوایای حمله پایین (کمتر از ۱۶ درجه) باعث کاهش ضریب غلتشی در هنگام استفاده از سیستم اسپلیت درگ شده است.
- تشکیل گردابه در زوایای حمله بالا با عرض بیش تر از حد معمول می تواند باعث فرورفتن فنس در گردابه و کاهش عملکرد آن شود.
- از یادگیری ماشین برای بهینه سازی و یافتن بهترین موقعیت فنس برای جلوگیری از فرورفتن فنس در گردابه و استفاده بهینه از سامانه اسپلیت درگ کمک گرفته شد.
- فنس A با ارتفاع ۳۰ درصد بین ۳ حالت آزمون شده درگ کمتری دارد اما در ضریب غلتشی عملکرد خوبی از خود نشان نمی دهد. همچنین نقطه O نسبت به فنس های B و C درگ نسبتاً کمتری دارد و از ضریب غلتشی کمتری نسبت به سایر نقاط برخوردار است.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. K. Sobhani, M. Dehghani Manshadi, M. Bazzazzadeh, and M. Ilbeygi, "Experimental investigation of the flow field over a non-slender lambda shaped wing by pressure measurement," *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 17, no. 1, pp. 10-21, 2015.

- [24] J. Yoon, N. Nguyen, S. M. Choi, J. W. Lee, S. Kim, and Y. H. Byun, "Multidisciplinary general aviation aircraft design optimizations incorporating airworthiness constraints," in *10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference*, Fort Worth, Texas, 2010, Paper 9304, <https://doi.org/10.2514/6.2010-9304>.
- [25] V. Singh, S. K. Sharma, and S. Vaibhav, "Transport aircraft conceptual design optimization using real coded genetic algorithm," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2016, no. 1, 2016, Art. no. 2813541, <https://doi.org/10.1155/2016/2813541>.
- [26] G. G. Wang and S. Shan, "Review of metamodeling techniques in support of engineering design optimization," in *International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference Volume 1: 32nd Design Automation Conference, Parts A and B*, Philadelphia, Pennsylvania, USA, 2006, pp. 415-426, <https://doi.org/10.1115/DETC2006-99412>.
- [27] M. A. Oliver, "An overview of geostatistics and precision agriculture," in *Geostatistical Applications for Precision Agriculture*, M. A. Oliver, Ed. Springer, Dordrecht, Netherlands, 2010, pp. 1-34, https://doi.org/10.1007/978-90-481-9133-8_1.
- [28] J. P. Chilès and N. Desassis, "Fifty years of kriging," *Handbook of mathematical geosciences: Fifty years of IAMG*, Cham, Switzerland, Springer Nature, 2018, pp. 589-612.
- [29] C. Sun, B. Song, P. Wang, and X. Wang, "Shape optimization of blended-wing-body underwater glider by using gliding range as the optimization target," *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, vol. 9, no. 6, pp. 693-704, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.ijnaoe.2016.12.003>.
- [30] S. A. I. Bellary, A. Samad, I. Couckuyt, and T. Dhaene, "A comparative study of kriging variants for the optimization of a turbomachinery system," *Engineering with Computers*, vol. 32, pp. 49-59, 2016, <https://doi.org/10.1007/s00366-015-0398-x>.
- [31] X. Zhao, Y. Yang, and X. Ma, "Kriging aerodynamic modeling and multi-objective control allocation for flying wing UAVs with morphing trailing-edge," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 62394-62404, 2021, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3073592>.
- [32] N. Namura, S. Obayashi, and S. Jeong, "Efficient global optimization of vortex generators on a supercritical infinite wing," *Journal of Aircraft*, vol. 53, no. 6, pp. 1670-1679, 2016, <https://doi.org/10.2514/1.C033753>.
- [33] T. Phiboon *et al.*, "Experiment and computation multi-fidelity multi-objective airfoil design optimization of fixed-wing UAV," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 35, no. 9, pp. 4065-4072, 2021, <https://doi.org/10.1007/s12206-021-0818-3>.
- [34] R. K. Kelayeh and M. H. Djavarehshkian, "Aerodynamic investigation of twist angle variation based 2011," <https://doi.org/10.5194/isprsarchives-XXXVIII-1-C22-39-2011>.
- [14] Jr. W. A. Newsom, D. R. Satran, and Jr. J. L. Johnson, "Effects of wing-leading-edge modifications on a full-scale, low-wing general aviation airplane: Wind-tunnel investigation of high-angle-of-attack aerodynamic characteristics," NASA Technical Reports Server, Tech. Rep. L-15101, 1983.
- [15] J. K. Dickson and F. B. Sutton, "The effect of wing height on the longitudinal characteristics at high subsonic speeds of a wing-fuselage-tail combination having a wing with 40 degrees of sweepback and NACA four-digit thickness distribution," National Advisory Committee for Aeronautics, Washington, USA, Rep. NACA-RM-A55C30, 1955.
- [16] C. Papadopoulos, S. Ioannidou, P. Panagiotou, and K. Yakinthosol, "Numerical investigation of the impact of tubercles and wing fences on the aerodynamic behaviour of a fixed-wing, tactical Blended-Wing-Body UAV platform," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 1226, no. 1, 2022, Paper 012015, <https://doi.org/10.1088/1757-899X/1226/1/012015>.
- [17] A. C. Demoret, "The effect of passive and active boundary-layer fences on delta wing performance at low reynolds number," M. S. thesis, Department of the Air Force Air University, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2020.
- [18] F. Pazooki, A. Zibafar, and M. Rahmati Lish, "Optimization and design of general aviation aircrafts wing using non-dominated sorting genetic algorithms II," *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 23, no. 2, pp. 100-115, 2021, <https://doi.org/10.22034/joae.2021.303370.1055>.
- [19] K. Iba, "Reactive power optimization by genetic algorithm," *IEEE Transactions on power systems*, vol. 9, pp. 685-692, 1994, <https://doi.org/10.1109/59.317674>.
- [20] R. Perez, H. Liu, and K. Behdinan, "flight dynamics and control multidisciplinary integration in aircraft conceptual design optimization," in *10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, New York, 2004, Paper 4435, <https://doi.org/10.2514/6.2004-4435>.
- [21] L. Cavagna, S. Ricci, L. Riccobene, A. Bérard, and A. Rizzi, "A fast MDO tool for aeroelastic optimization in aircraft conceptual design," In *12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Victoria, British Columbia, Canada, 2008, Paper 5911, <https://doi.org/10.2514/6.2008-5911>.
- [22] A. Ghorbani and S. M. B. Malaek, "Airplane conceptual design based on genetic algorithm," *Journal of Mechanical and Aerospace Engineering*, vol. 1, no. 1, pp. 101-114, 2005.
- [23] J. J. Alonso, P. LeGresley, and V. Pereyra, "Aircraft design optimization," *Mathematics and Computers in Simulation*, vol. 79, no. 6, pp. 1948-58, 2009, <https://doi.org/10.1016/j.matcom.2007.07.001>.

Aerospace Knowledge and Technology Journal, vol. 11, no. 2, pp. 25-37, 2023, (in Persian).

[36] M. Tomac and G. Stenfelt, "Predictions of stability and control for a flying wing," *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 179-186, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.09.007>.

on wing smarting for a flying wing," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 34, no. 2, pp. 201-216, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.06.022>.

[35] A. Madani, M. H. Moghimi Esfandabadi, and M. H. Javareshkian, "Investigating the effect of the placement of the split drag rudder control system along the wing span of a flying wing aircraft on rolling and yawing moments,"