




طراحی و بهینه سازی فنس روی بال یک مدل هواپیمای لامبدا شکل جهت کاهش ضریب گشتاور غلتشی

محمدحسین مقیمی اسفندآبادی^۱، 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

* نویسنده مخاطب: javareskian@um.ac.ir

پژوهش حاضر، به بررسی تأثیر فنس بال بر گردابه های راس بال و سطوح کنترلی در هواپیمای بال پرنده با استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی می پردازد. در طراحی و قرار دادن فنس های بال، ابعاد متوسط استخراج شده از گردابه های راس بال در زوایای حمله مختلف به کار گرفته شده است. همچنین، فنس ها 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 شده اند. گام بعدی، طراحی ابعاد فنس به روش بهینه سازی تک هدفه است. هدف دستیابی به بهترین طراحی است که با حداقل زمان و هزینه به یک راه حل بهینه همگرا شود. طراحی فنس ها در سه نقطه بر اساس ابعاد گردابه راس بال با روش دینامیک سیالات محاسباتی انجام می شود. 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 مناسب ترین مکان، ضریب گشتاور غلتشی را به حداقل رسانیم.

واژه های کلیدی: فنس بال، بهینه سازی، شبیه سازی عددی، بال لامبدا، پهپاد، ضرایب آیرودینامیکی

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

M. H. Moghimi Esfandabadi¹, M. H. Javareshkian^{2*} 

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

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

*Corresponding Author: javareskian@um.ac.ir

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 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.

Keywords: Aviation industry, Deterioration prediction, Deep learning, Turbofan engine, Supervised learning, Artificial neural networks



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

How to Cite this in Article:

M. H. Moghimi Esfandabadi, M. H. Javareshkian, "Design and Optimization of the Wing Fence of a Lambda-Shaped Aircraft Model to Reduce the Rolling Moment Coefficient, vol. 8, no. 2, pp. 13-24, 2024 (in Persian).

علائم و اختصارات

α	زاویه ی حمله
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
C_l	ضریب غلتش
$D(mm)$	فاصله فنس از دماغه پهباد
$H(mm)$	ارتفاع فنس
$L(mm)$	طول وتر فنس
O	نقطه ی بهینه
P	قطر گردابه
W/O	بدون فنس

۱ مقدمه

امروزه با بهینه‌سازی و پیشرفت فناوری پرنده‌های بدون سرنشین، کاهش محسوس در تلفات انسانی و بحث‌های زیست‌محیطی محقق شده است. 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 این که اخیراً کاربرد هواپیماهای بال پرنده^۱ یا بال لامبدا شکل^۲ افزایش یافته است، رفتار این گونه هواپیماها از اهمیت بسیاری برخوردار شده است [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 منطری^۶ این نوع بال نسبت به بال‌های دلتا شکل می‌شود. افزایش ضریب منطری 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 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، به دست آوردن ضرایب آئرودینامیکی، مانند نیروی برآ، پسا^۸ 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 به کار 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 جمله ی آن‌ها افکتورهای معمولی مانند فلپ^{۱۰}، 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 بال پرنده مانند هواپیمای بمب افکن بی-دو، جهت کنترل سمتی از سامانه اسپلیت درگ استفاده شده است. این سامانه که در لبه فرار بال واقع در نوک هر دو بال نصب شده است از دو صفحه بر روی هم تشکیل گردیده که برای ایجاد پسا در یک بال به صورت خلاف جهت هم به سمت بالا و پایین منحرف می‌شود و با ایجاد پسی فشاری در یک بال گشتاور گردش^{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 به کارگیری روش عددی CFD به آزمایش آن پرداختند، نتایج آن‌ها تأثیر مثبت در راندمان و خطی سازی ممان گردش 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]. روش-های 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:

9. Innovative Control Effectors
10. Flap
11. Elevon
12. Leading Edge Flaps
13. Split drag rudder
14. All moving wing tip
15. Rolling torque
16. Angle of Attack

1. Winged aircraft
2. Lambda Wing
3. Delta Wing
4. Vortex
5. Trailing Edge
6. Aspect ratio
7. Lift Coefficient
8. Drag Coefficient

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 می شود. باین حال بهینه سازی با استفاده از روش های ذکر شده در بسیاری از کاربردهای صنعتی مشکل است. تقریباً هر چیزی که مهندسان طراحی می کنند شامل چندین هدف می باشد که در آن ممکن است بین دو یا چند هدف که با یکدیگر در تضاد هستند، رابطه ای انجام شود تا تصمیم های بهینه حاصل شود [۱۹]. نمونه های خوبی از چنین مسائلی را می توان در طراحی هواپیما یافت. به عنوان مثال پرز و همکاران در سال ۲۰۰۴ با استفاده از تکنیک بهینه سازی اقدام به بهینه سازی مشخصه های پایداری و عملکردی در روند طراحی مفهومی یک هواپیما کردند [۲۰]. در حوزه تحلیلی ائرو دینامیکی و سازه ای با استفاده از روش بهینه سازی چند موضوعی، می توان به اقدامات کاواگنا و همکارانش در سال ۲۰۰۸ اشاره کرد [۲۱]. ملائک و همکارانش در سال ۲۰۰۵ با استفاده از الگوریتم ژنتیک به طراحی و بهینه سازی یک هواپیمای نشست و برخاست کوتاه، پرداخته اند [۲۲]. آلون سو و همکاران با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدف به بهینه سازی برد و کمینه کردن صدا در هواپیما پرداختند [۲۳]. یون و همکارانش در سال ۲۰۱۰ روش بهینه سازی طراحی چند موضوعی را به صورت تک هدف برای یک هواپیمای هوانوردی عمومی با مدل سازی موضوعاتی از قبیل ائرو دینامیک، پيشران، مأموریت، وزن، پایداری، کنترل و عملکرد پیاده سازی کردند [۲۴]. ودانت سینگ و همکاران با استفاده از الگوریتم ژنتیک تک هدف به کمینه سازی وزن برخاست در یک نوع هواپیمای مسافربری پرداختند [۲۵]. روش های مدل سازی ائرو دینامیکی برای برآورده کردن الزامات طراحی دشوار است. با در نظر گرفتن ویژگی های ائرو دینامیکی خاص، استفاده از الگوریتم کریجینگ برای ایجاد مدل ائرو دینامیکی راه حل بسیار هدفمندی است. به طور کلی، مدل کریجینگ برای تقریب غیرخطی دقیق تر و آسان تر است [۲۶]. کریجینگ معمولاً بهتر از سایر روش های درون یابی عمل می کند، زیرا روشی را در نظر می گیرد که یک ویژگی در فضا از طریق سمیور یوگرام تغییر می کند [۲۷]. مدل های 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 بهینه سازی شکل

بال لبه حمله سینوسی، وینگلت^{۱۷} دندان سگی^{۱۸} مولد گرداب^{۱۹} فنس^{۲۰} و غیره می باشد [۱۱]. بارت و فرخی کاربرد مولد گردابه را بر روی ایرفویل ناکا ۴۴۱۵ مورد مطالعه قرار دادند و پی بردند که با استفاده از طرح مولد گردابه آن ها می توانند زاویه واماندگی و ضریب برآ را افزایش داد. مولد گردابه تیغه های کوچکی هستند که بر روی بال یا بدنه هواپیما نصب می شوند که معمولاً به شکل ایرفویل و یا مستطیلی طراحی می گردند. ابزار مولد گردابه از جدا شدن جریان هوا و همچنین قرار گرفتن در وضعیت واماندگی ائرو دینامیکی جلوگیری می کند این ابزار علاوه بر موارد فوق، در بهبود عملکرد بال و سطوح کنترلی و تغییر در گردابه های رأس بال ایفای نقش می کند [۱۲]. یک روش کاربردی و مؤثرتر برای مقابله با گردابه ها، فنس های بال است که در طبیعت و در برخی از پرنده ها دیده شده است [۱۳]. فنس های بال در سال ۱۹۳۸ توسط ولفگانگ لیه اختراع شد تا تحرک زیاد از حد جریان گردابه، در طول بال و افزایش سریع آن را به تأخیر بی اندازد [۱۴]. فنس ها را می توان به عنوان صفحه ای تعریف کرد که در بالای سطح بال و در مقابل با جریان هوا قرار می گیرد و بسته به طراحی آن تا لبه انتهایی بال امتداد می یابد [۱۵]. پادوپولوس و همکاران، یک نمونه از هواپیمای بدون سرنشین بال بدنه یکپارچه با اعمال فنس بر روی بال ها مورد بررسی قرار دادند. طبق نتایج آن ها 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]. فنس ها، گردابه های تشکیل شده بر روی بال را به سمت عقب و به سمت لبه فرار هدایت می کند و سبب می شود بخش های بیرونی بال در تولید برآ دچار مشکل نگردد [۱۷]. تصمیم گیری در هر طرح مهندسی می بایست با استدلال و تحلیل منطقی و علمی همراه باشد؛ بنابراین جهت اطمینان یافتن از تصمیمات اتخاذ شده و یا بهبود آن ها، می توان از روش های بهینه سازی استفاده کرد. در طول چهل سال گذشته، برای یافتن راه حل های مسائل مختلف بهینه سازی، الگوریتم های بی شماری توسعه یافته است؛ که عمدتاً این الگوریتم ها بر اساس روش های برنامه نویسی خطی و غیرخطی هستند. از بین انواع مختلف الگوریتم ها، الگوریتم ژنتیک^{۲۱} و کریجینگ^{۲۲} شناخته شده ترین نوع آن می باشد. که الگوریتم ژنتیک توسط جان هالند در سال ۱۹۶۰ توسعه داده شد و برای اولین بار در سال ۱۹۷۵ زمانی که پیشرفت های زیادی توسط دی یانگ و گدبرگ در آن

21. Optimization
22. Genetic algorithm
23. Kriging algorithm
24. Semi variogram

17. Winglet
18. Dog tooth
19. Vortex generator
20. Fence

اولیه مسئله و نتایج حاصله از حل عددی در زمان وجود فنس ها به کمینه کردن ضریب گشتاور غلتشی با مشخص کردن مناسبترین محل قرارگیری فنس بر روی بال پرداخته می شود.

۲ روش حل

۲.۱ 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 پهپاد 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 پهپاد 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 پهپاد در نرم‌افزار تولید هندسه انجام می‌شود. در مرحله دوم شبیه‌سازی پهپاد با قرارگیری فنس‌ها بر روی بال به روش CFD برای به دست آوردن گشتاور غلتشی است. مرحله سوم به دست آوردن رابطه‌ی 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،

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]. زایو و همکاران با استفاده از روش کریجینگ به بهینه‌سازی چند هدفه، روی سطوح کنترلی متحرک موجود روی لبه‌ی فرار یک نمونه پهپاد 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 به‌صورت 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

تابع فاصله بین نقاط به صورت رابطه‌ی (۲) و همبستگی بین نقاط به صورت رابطه‌ی (۳) و مقدار پیش‌بینی شده توسط مدل کریجینگ به صورت رابطه‌ی (۴) بیان می‌شود.

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

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

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

که در رابطه‌ی (۴) تخمینی از $y(\mathbf{x})$ و مقدار تخمینی از $\mu(\mathbf{x})$ است. \mathbf{R} نشان‌دهنده ماتریس $n \times n$ است که درایه (i, j) آن است r_{ij} برداری است که عنصر i -ام آن است و به صورت رابطه‌ی (۵) برای n نقطه‌ی نمونه بیان می‌شود که در آن y متغیر خروجی و $\hat{\mu}(\mathbf{x})$ که از رابطه‌ی (۷) به دست می‌آید. پارامتر مجهول برای مدل کریجینگ را می‌توان با حداکثر کردن تابع درست‌نمایی^{۲۷} که در رابطه‌ی (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.

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

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

که در رابطه‌ی (۶)، $\hat{\sigma}^2 = \frac{(\mathbf{y} - \hat{\mu})^T \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{y} - \hat{\mu})}{n}$. سپس، اگر از مدل کریجینگ معمولی^{۲۸} استفاده شود، یک مقدار ثابت فرض می‌شود که به صورت رابطه‌ی (۷) بیان شده است. این تحقیق مدل ترکیبی^{۲۹} را در نظر می‌گیرد که از شبکه‌های RBF^{۳۰} برای تقریب مدل کلی استفاده می‌کند و $\hat{y}_{RBF}(\mathbf{x})$ به عنوان خروجی RBF تعریف می‌شود. $\hat{y}_{RBF}(\mathbf{x})$ به صورت رابطه‌ی (۸) نمایش داده می‌شود. که در آن w_0 مقدار میانگین نقاط نمونه است، همچنین w_i وزن تابع پایه i -ام و $h_i(\mathbf{x})$ ها توابع پایه هستند. در ضمن تعداد توابع پایه همان تعداد نقاط نمونه (n) است. در رابطه‌ی (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،

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.



شکل ۲- فلوجارت فرایند حل و بهینه‌سازی

۱.۱.۲ مدل کریجینگ

مدل کریجینگ تابع مجهول $y(\mathbf{x})$ را به صورت معادله‌ی (۱) بیان می‌کند.

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

که در آن \mathbf{x} یک بردار n بعدی است و نشان‌گر متغیرهای طراحی همچون: طول، عرض، ارتفاع و فاصله مرکز فنس تا دماغه هواپیما است. این معادله یک مدل کلی^{۲۵} است که در آن بیانگر انحراف محلی از مدل کلی می‌باشد. در مدل انحراف محلی، نقطه مجهول (\mathbf{x}) با استفاده از یک فرآیند تصادفی بیان می‌شود. نقاط نمونه با تابع تصادفی گاوسی^{۲۶} به عنوان تابع همبستگی برای تخمین روند در فرآیندهای تصادفی درون‌یابی می‌شوند. همبستگی بین به فاصله بین دونقطه متناظر بسیار مرتبط است. در مدل کریجینگ، به جای فاصله اقلیدسی از یک فاصله وزنی ویژه استفاده می‌شود، زیرا فاصله‌ی وزنی همه متغیرهای طراحی را به‌طور مساوی وزن می‌کند.

28. ordinary Kriging
29. hybrid model
30. Radial Basis Function

25. Global function
26. Gaussian random function
27. Maximizing likelihood function

پیکربندی را با نام لامبدا شکل نام گذاری کرده‌اند. سامانه کنترلی ایجادشده در این پهپاد برای تولید گشتاور گردشی، سامانه اسپلیت درگ می‌باشد. این سامانه از دو صفحه بر روی هم تشکیل شده است که با انحراف هر دو صفحه، پسای فشاری در یکی از بال‌ها ایجادشده و گشتاور گردشی را ایجاد می‌کند. ابعاد این سامانه به همراه ابعاد کلی پهپاد در تصویر شکل ۳ نشان داده شده است. همچنین در این تصویر بازه محل قرارگیری فنس مشخص شده است. در کل فرآیند آزمون برای کاهش تعداد محاسبات، بیشترین زاویه باز شونده اسپلیت درگ مورد استفاده قرار گرفته است. از این رو زاویه باز شونده به ۳۰ درجه بالا و ۳۰ درجه پایین باز شده است. 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 هواپیماهایی 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 ۷، ۱۰، ۱۳، ۱۶ درجه طراحی شدند، که در شکل ۴ نمایش داده شده است. طول سطح مقطع گردابه در سه قسمت ابتدا، وسط و انتهای گردابه اندازه گرفته شده است 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 شده است. در تصویر شکل ۵ نمایی از فنس‌های ایجادشده 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 برحسب 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

با w_i کمینه کردن تابع هزینه که در رابطه‌ی (۱۰) آمده است تعیین می‌شود. یک پارامتر تنظیم‌کننده در w_i است

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

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

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

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

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

$$s^2(x) = \hat{\sigma}^2 \left[1 - r^T R^{-1} r + \frac{(1 - 1^T R^{-1} r)^2}{1^T R^{-1} 1} \right] \quad (11)$$

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

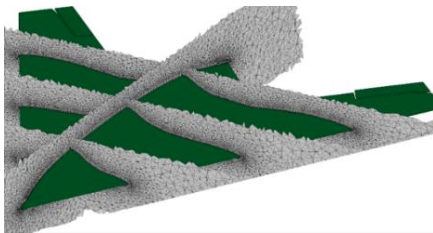
۲.۲ شبیه‌سازی CFD

۱.۲.۲ هندسه مورد بررسی

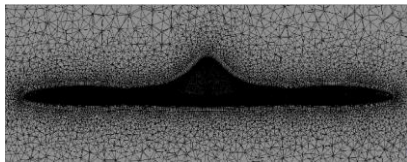
مدل استفاده شده در این آزمون، پهپاد بال پرنده لامبدا شکل سوینگ^{۳۲} می‌باشد. این پهپاد با طول بال ۱ متری و زاویه عقب‌گرد^{۳۱} ۵۶ درجه‌ای طراحی شده است. پهپاد مذکور در آزمایشات عددی و تجربی محدودی مورد بررسی قرار گرفته است. هندسه این پهپاد از مرجع [۳۴] به دست آمده است. در این نوع پهپاد از یک شکستگی در لبه فرار بال استفاده شده است که به این عنوان، این

۴ شبکه بندی و دامنه حل

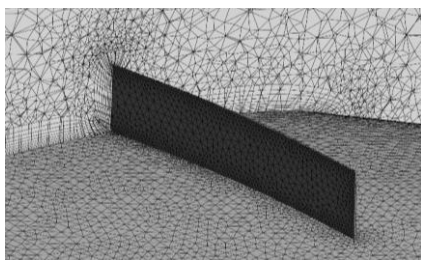
شبکه بندی^{۳۴} ایجاد شده از نوع بی سازمان و توسط نرم افزار انسیس مشینگ ۲۰۱۵ انجام شده است. شبکه با نزدیک تر شدن به سطح مدل ریزتر شده و بر روی سطح پهناد نیز با ضریب ریزشوندگی در گوشه ها ریز شده است. همچنین برای افزایش دقت حل، شبکه در یک حجم بیضوی شکل در اطراف مدل ریزتر گردیده و تعداد آن افزایش یافته است. با توجه به سرعت جریان و قطر لایه مرزی، شبکه لایه مرزی بر روی کل سطح پهناد ایجاد گردیده است. شبکه لایه مرزی^{۳۵} از ۱۰ لایه با ارتفاع اولین سلول^{۳۶} 0.0003436 متر که معادل عدد بی بعد وای-پلاس^{۳۷} ۲۳۷ است ایجاد شده است. با توجه به انتخاب مدل آشفتگی کا-اومگا-اس تی^{۳۸}، انتخاب این مقدار برای عدد وای-پلاس بیشتر از یک، مطابق مراجع [۳۵] مورد قبول بوده است. در تصویر شکل ۶ نماهایی از شبکه استفاده شده به تصویر کشیده شده است.



(الف)

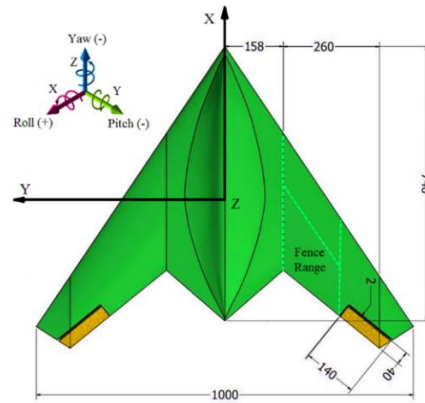


(ب)

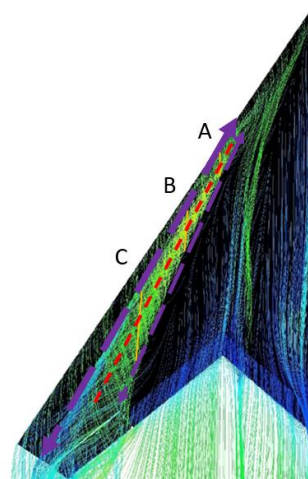
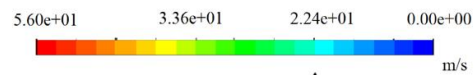


(پ)

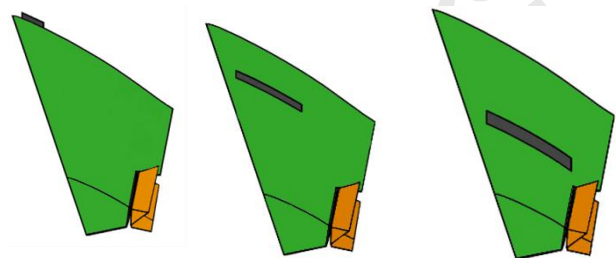
شکل ۶- نماهایی از شبکه ایجاد شده در این پژوهش- (الف) نمای برش خورده از شبکه اطراف مدل (ب) مقطع برش خورده از نمای روبه روی مدل (پ) شبکه در اطراف و روی فس بال



شکل ۳- نما از بالای پهناد سوینگ به همراه ابعاد قسمت های مختلف



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



فنس A

فنس B

فنس C

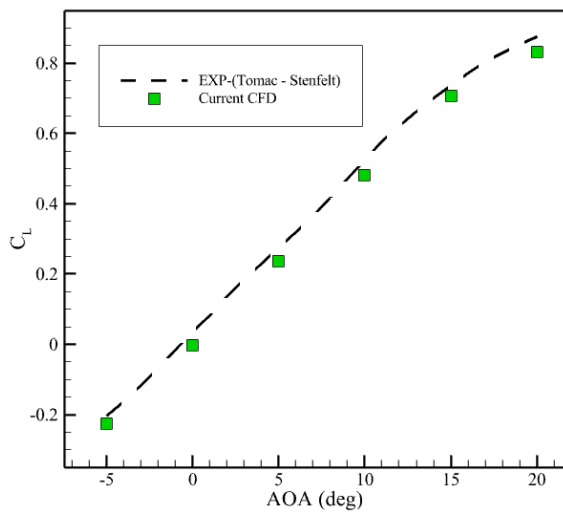
شکل ۵- بال چپ پهناد به همراه موقعیت قرارگیری فنس ها در ارتفاع ۳۰ درصد

37. Y-plus
38. K-W-SST

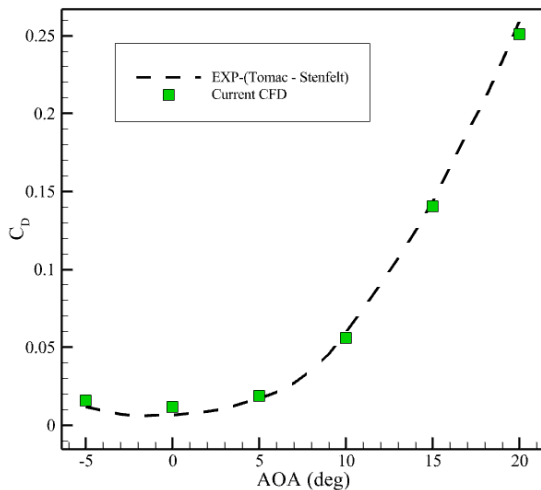
34. Mesh
35. Boundary Layer
36. Cell

۵ اعتبار سنجی

در بررسی اعتبار نتایج به دست آمده از این شبیه سازی، ضرایب برآ و پسای عددی با نتایج تجربی حاصله از تونل باد از مرجع [۳۶] در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه در زوایای حمله مختلف مقایسه شده است. این مقایسه نشان می دهد که نتایج با اختلاف کمی نسبت به نتایج تجربی، به دست آمده اند. بیشترین درصد اختلاف در ضریب برآ ۴/۹ و در ضریب پسا ۴/۶ درصد هست. در شکل ۸ نمودار اعتبارسنجی برای هر دو ضریب نمایش داده شده است.



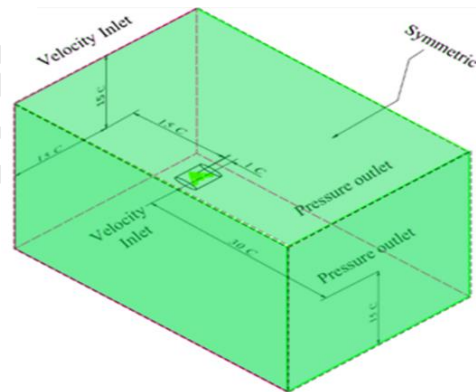
(الف)



(ب)

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

در مرکز دامنه حل، کل پهپاد مدل شده است، با این کار گشتاورها حول محورهای غلتشی و گردشی به درستی اندازه گیری خواهد شد. از طرف دیگر به دلیل باز بودن اسپلیت درگ در بال چپ، و عدم تقارن بین طرفین پهپاد استفاده از شرط تقارنی در مرکز پهپاد و مدل کردن نیمی از آن به دلیل متقارن نبودن دو طرف هندسه، صحیح نخواهد بود. شرایط مرزی تعریف شده بر سطوح دامنه حل عبارتند از: سرعت در ورودی^{۳۹} در مرز جلو و پایینی دامنه معادل ۳۰ متر بر ثانیه، مرز فشار خروجی^{۴۰} در بالا و پشت دامنه معادل فشار استاتیکی، و شرط مرزی تقارنی^{۴۱} در دو طرف دامنه حل خواهد بود. این شرط مرزی از نظر ریاضی با شرط مرزی دیواره لغزان^{۴۲} 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.



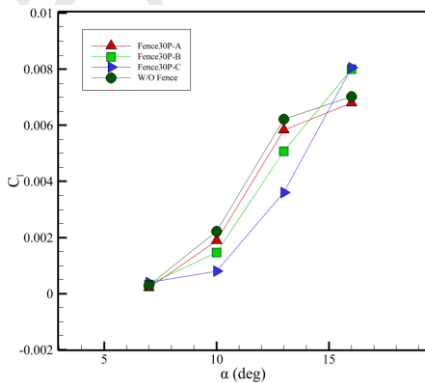
شکل ۷- دامنه حل و ابعاد آن نسبت به طول وتر متوسط بال

برای تعیین عدم وابستگی نتایج به تعداد سلول های شبکه، استقلال از شبکه به صورت جدول ۲ انجام شده است. شبکه در ۴ مرحله ریز شده است. در اینجا ضریب غلتش، مورد مقایسه قرار گرفته است.

در جدول ۲، از نقطه نام گذاری شده ۳ به بعد، تغییرات در ضریب غلتش بسیار ناچیز شده است. 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	۲۹۰۰۰۰
۰٫۰۰۷۹۸۷	۴۱۲۰۰۰
۰٫۰۰۷۰۲۰	۵۸۵۰۰۰
۰٫۰۰۷۰۲۳	۸۱۹۰۰۰



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

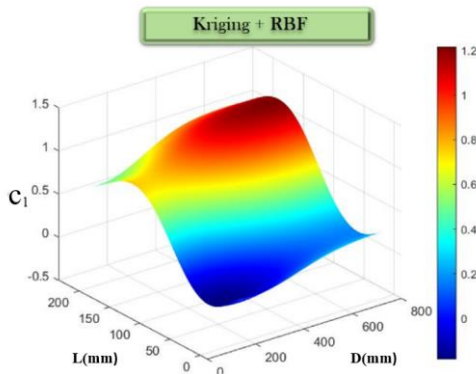
در الگوریتم توضیح داده شده در قسمت (۲)، فنس‌های بال هواییما بهینه می‌شوند. در زاویه حمله بین ۷ تا ۱۳، چون گردابه‌های رأس بال قطر زیادی ندارند، با توجه به طراحی فنس‌ها و شکل ۹ مشخص است که هر چه فنس به اسپلیت درگ نزدیک‌تر باشد، ضریب غلتشی کمتر خواهد بود. فنس‌های ۳۰ درصد قطر گردابه در زاویه حمله ۱۶ درجه 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.

۶ بحث و نتایج

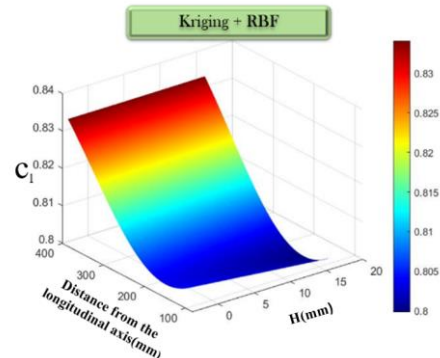
پس از به دست آوردن ابعاد گردابه رأس بال و طراحی فنس‌ها، پهپاد در شرایطی که اسپلیت درگ سمت چپ با زاویه ۳۰ درجه باز می‌شود، مورد آزمایش قرار می‌گیرد. همچنین فنس‌های تولیدشده در موقعیت‌های اعلام شده از جدول ۱ بر روی مدل قرار گرفته و شبیه‌سازی انجام خواهد شد. هدف از ایجاد فنس بر روی بال، کاهش اثر گردابه 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 تولیدشده 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- ابعاد دقیق فنس‌های ایجاد شده بر روی بال پهپاد در سه ارتفاع مختلف و نقطه بهینه شده (O) برحسب میلی‌متر

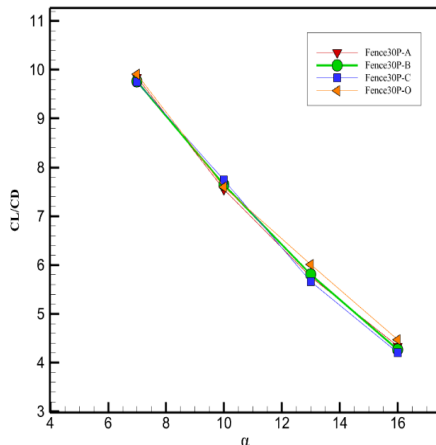
ارتفاع فنس (mm) H	فاصله فنس از دماغه پهپاد (mm) D	طول وتر فنس (mm) L	نام فنس (فاصله از محور مرکزی)
۳	۲۸۰	۴۹	A-(۱۵۸)
۶	۲۴۷	۱۲۴	B-(۲۳۴)
۹/۶	۵۸۱	۱۷۳	C-(۳۱۰)
۷.۵	۲۳۵	۱۲۱	O-(۲۳۶)



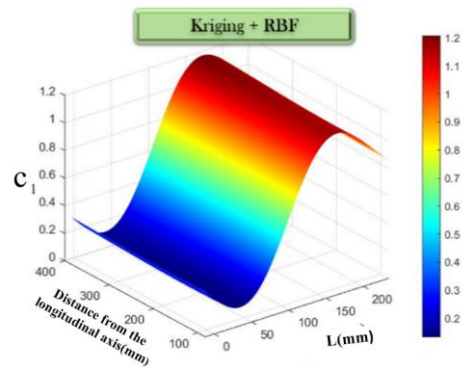
(ب)



(الف)



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



(پ)

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

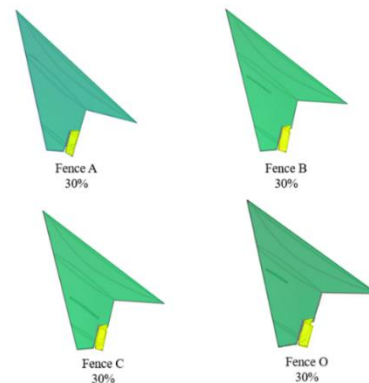
در نمودار شکل ۱۲ مشاهده می‌کنید که در بهینه‌سازی فنس O، ضریب غلتش در زاویه حمله بالا کاهش یافته است، اما در زاویه حمله پایین، چون قطر گردابه‌ها زیاد نیست، هر چه به اسپیلیت درگ نزدیک‌تر باشد، نتیجه بهتری خواهیم داشت. ولی چون نقطه O به دلیل طول و ارتفاع کمتر نسبت به C ضریب پسای کم‌تری دارد، همان‌طور که در شکل ۱۳ مشاهده می‌شود نسبت برآ به پسای بهتری حاصل می‌شود.

۷ نتیجه‌گیری

محققان در سال‌های اخیر، به توسعه الگوریتم ژنتیکی را که از مدل کریجینگ برای ارزیابی تابع هدف استفاده می‌کند، پرداختند. کریجینگ مدلی است که رابطه بین ورودی و خروجی را با استفاده از یک فرآیند تصادفی نشان می‌دهد. با جایگزینی حل‌کننده تجزیه و تحلیل CFD با مدل کریجینگ، زمان محاسباتی مورد نیاز برای ارزیابی تابع هدف به‌طور قابل توجهی کاهش یافت. این رویکرد در طراحی فنس‌ها با کاهش تعداد متغیرهای طراحی مفید بود. در نهایت، آن‌ها این رویکرد را برای پیش‌بینی محل فنس که ضریب غلتشی هواپیما در آن پایین است به کار بردند و کارایی آن را از طریق یافته‌های تحقیقاتی تأیید کردند. با توجه به مطالب پیش‌گفته بر نکات زیر به عنوان نتیجه این تحقیق تأکید می‌شود:

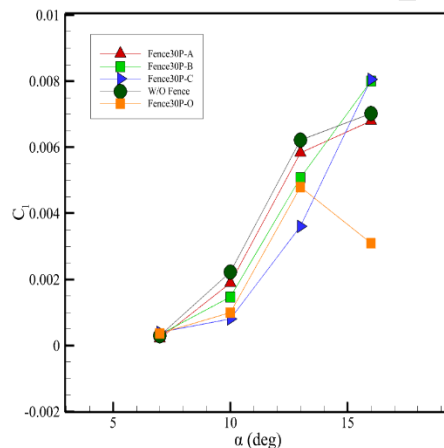
- قرار دادن فنس بر روی بال موجب منحرف شدن مقداری از گردابه رأس بال به سمت لبه‌ی فرار گردید.
- استفاده از فنس C در زوایای حمله پایین (کمتر از ۱۶ درجه) باعث کاهش ضریب غلتشی در هنگام استفاده از سیستم اسپیلیت درگ شده است.

- تشکیل گردابه در زوایای حمله بالا با عرض بیش‌تر از حد معمول می‌تواند باعث فرورفتن فنس در گردابه و کاهش عملکرد آن شود.



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

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

International Congress of the Aeronautical Sciences, France, 2010.

[11] R. L. T. Bevan, D. J. Poole, C. B. Allen, and et al, "Adaptive surrogate-based optimization of vortex generators for tiltrotor geometry," *Journal of Aircraft*, vol. 54, pp. 1011-1024, May 2017.

[12] R. Barrett, and S. Farokhi, "On the aerodynamics and performance of active vortex generators," In 11th Applied Aerodynamics Conference, p. 3447, August 1993.

[13] F. Neitzel, and J. Klonowski, "Mobile 3D mapping with a low-cost UAV system," *Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spat. Inf. Sci.*, vol. 38, p.C22, September 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," No. L-15101, June 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," No. NACA-RM-A55C30, May 1995.

[16] C. Papadopoulos, S. Ioannidou, P. Panagiotou, and et al, "Numerical investigation of the impact of tubercles and wing fences on the aerodynamic behaviour of a fixed-wing, tactical Blended-Wing-Body UAV platform," *JInIOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 1226, no. 1, p. 012015, February 2022.

[17] A. C. Demoret, "The Effect of Passive and Active Boundary-Layer Fences on Delta Wing performance at Low Reynolds Number," AIR FORCE INSTITUTE OF TECHNOLOGY WRIGHT-PATTERSON AFB OH WRIGHT-PATTERSON AFB United States, March 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, pp. 100-115, December 2021.

[19] K. Iba, "Reactive power optimization by genetic algorithm," *IEEE Transactions on power systems*, vol. 9, pp. 685-692, May 1994.

[20] R. Perez, H. Liu, and K. Behdinin, "Flight Dynamics and Control Multidisciplinary Integration in Aircraft Conceptual Design Optimization," In 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, New York, 2004, p. 4435.

- از یادگیری ماشین برای بهینه‌سازی 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 غلظتی عملکرد خوبی از خود نشان نمی‌دهد. همچنین نقطه O نسبت به فنس های B و C درگ نسبتاً کمتری دارد و از ضریب غلظتی کمتری نسبت به سایر نقاط برخوردار است.

۸ مراجع

[1] M. K. obhani, M. Dehghani Manshadi, M. Bazzazzadeh and et al, "Experimental Investigation of the Flow Field Over a Non-Slender Lambda Shaped Wing by Pressure Measurement," *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 17, pp. 10-21, May 2015.

[2] I. Gursul, R. Gordnier, and M. Visbal, "Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 41, pp. 515-557, October 2005.

[3] N. Qin, A. Vavalle, A. Le Moigne, and et al, "Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 40, pp. 321-343, August 2004.

[4] M. Navabi, and E. Kakavand, "Combined model-reference adaptive controller for coordinated turn of a tailless aircraft," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 15, pp. 117-127, January 2016.

[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, p. 613, May 2022

[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, vol. 8, pp. 1-8, September 2011.

[7] Z. J. Li, and D. L. Ma, "Control characteristics analysis of split-drag-rudder," In *Applied Mechanics and Materials*, vol. 472, pp. 185-190, January 2014.

[8] G. Stenfelt, and U. Ringertz, "Lateral stability and control of a tailless aircraft configuration," *Journal of Aircraft*, vol. 46, pp. 2161-2164, November 2009.

[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, September 2014.

[10] I. Gursul, R. Gordnier, and M. Visbal, "Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings," In 27TH

- [29] C. Sun, B. Song, P. Wang, and et al., "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, pp. 693-704, November 2017.
- [30] S. A. I. Bellary, A. Samad, I. Couckuyt, and et al., "A comparative study of kriging variants for the optimization of a turbomachinery system," *Engineering with Computers*, vol. 32, pp. 49-59, January 2016.
- [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, April 2021.
- [32] N. Namura, S. Obayashi, and S. Jeong, "Efficient global optimization of vortex generators on a supercritical infinite wing," *Journal of Aircraft*, vol. 53, pp. 1670-1679, November 2016.
- [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, September 2021.
- [34] R. K. Kelayeh and M. H. Djavareshkian, "Aerodynamic investigation of twist angle variation based on wing smarting for a flying wing," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 34, no. 2, pp. 201-216, February 2021.
- [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," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 11, pp. 25-37, February 2023.
- [36] M. Tomac, and G. Stenfelt, "Predictions of stability and control for a flying wing," *Aerospace Science and Technology*, vol. 39, pp. 179-186, December 2014.
- [21] L. Cavagna, S. Ricci, L. Riccobene, and et al., "A fast MDO tool for aeroelastic optimization in aircraft conceptual design," In 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Victoria, 2008, p. 5911.
- [22] A. Ghorbani, and S. M. B. Malaek, "Airplane conceptual design based on genetic algorithm," *Journal of Mechanical and Aerospace Engineering*, vol. 1, pp. 101-114, August 2005.
- [23] J. J. Alonso, P. LeGresley, and V. Pereyra, "Aircraft design optimization," *Mathematics and Computers in Simulation*, vol. 79, pp. 1948-58, February 2009.
- [24] J. Yoon, N. Nguyen, S. M. Choi, and et al, "Multidisciplinary general aviation aircraft design optimizations incorporating airworthiness constraints," In 10th AIAA aviation technology, integration, and operations (ATIO) conference, Fort Worth, Texas, 2010, p. 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, January 2016.
- [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, vol. 4255, pp. 415-426, January 2006.
- [27] M. A. Oliver, "An overview of geostatistics and precision agriculture," *Geostatistical applications for precision agriculture*, 1th ed. Dordrecht, Netherlands, Springer, 2010, ch1, pp. 1-34.
- [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.