Journal of Technology in Aerospace Engineering

Vol. 8, No. 3, pp. 1-16, 2024

https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.3.1

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

E-ISSN: 2676-4253

Scientific Extension Paper

Investigating Selected Methods to Improve Aerodynamic Coefficients and Performance of UAV

Mohammad Hossein Moghimi Esfandabadi[1] 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 28 August 2023
Revised 01 October 2023
Accepted 02 October 2023
Available Online 30 October 2023

Keywords:

Aerodynamic coefficients
UAV
Control surfaces
Wing
Dog tooth

ABSTRACT

An uncrewed aircraft (UAV) is a type of aircraft that operates without the need for a human passenger. These planes are able to fly automatically, without the need for remote control, and are mostly controlled by computers and sensors. UAVs are used in many industries and have various applications, including communications, surveillance, aerial photography and videography, security and border surveillance, search and rescue, scientific and environmental studies, agriculture, and the military industry. The advantages of using UAVs include high efficiency, access to difficult and dangerous areas, and cost reduction. However, the use of UAVs also comes with challenges and problems. One of the most important problems is the risk of losing control, aerodynamic problems, and running out of fuel at different angles of attack. Improving aerodynamic coefficients can help increase flight safety and reduce risks related to losing control of the aircraft. In this research, we examine the elements, changing the shapes created on the airplane wing and applying control surfaces to improve the aerodynamic coefficients.

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

How to Cite this Article:
M. H. Moghimi Esfandabadi and M. H. javareshkian, "Investigating Selected Methods to Improve Aerodynamic Coefficients and Performance of UAV," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 3, pp. 1-16, 2024, (in Persian), https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.3.1.

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).

فناوری در مهندسی هوافضا

سال ۱۴۰۳، دورهٔ ۸، شمارهٔ ۳، صفحهٔ ۱-۱۶

https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.3.1

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

JTAE

شاپای الکترونیکی: ۲۶۷۶-۴۲۵۳

مقاله ترویجی

بررسی روش‌های منتخب جهت بهبودی ضرایب آیرودینامیکی و عملکرد هواپیماهای بدون سرنشین

محمدحسین مقیمی‌اسفندآبادی[۱] و محمدحسن جوارشکیان[۲*]

۱- دانشجوی کارشناسی‌ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

۲- استاد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۶ شهریور ۱۴۰۲

بازنگری ۹ مهر ۱۴۰۲

پذیرش ۱۰ مهر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۸ آبان ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

ضرایب آیرودینامیکی

پهپاد

سطوح کنترلی

بال هواپیما

دندان سگ

چکیده

هواپیما بدون سرنشین یک نوع هواپیما است که بدون نیاز به سرنشین انسانی عمل می‌کند. این هواپیماها قادر به پرواز خودکار، بدون نیاز به کنترل از راه دور هستند و بیشتر به‌وسیله کامپیوتر و سنسورها کنترل می‌شوند. هواپیما بدون سرنشین در بسیاری از صنایع مورد استفاده قرار می‌گیرد و کاربردهای مختلفی دارد که شامل ارتباطات، نظارت و عکاسی و فیلمبرداری هوایی، امنیت و نظارت بر مرزها، جستجو و نجات، مطالعات علمی و محیطزیست، کشاورزی و همچنین صنعت نظامی می‌باشد. از مزایای استفاده از هواپیمای بدون سرنشین می‌توان به کارایی بالا، دسترسی به مناطق دشوار و خطرناک، کاهش هزینه اشاره کرد. بااین‌حال، استفاده از هواپیما بدون سرنشین همچنین با چالش‌ها و مشکلاتی همراه است. یکی از مهم‌ترین مشکلات، خطر ازدست‌دادن کنترل و مشکلات آیرودینامیکی و اتمام سوخت و در زوایای حملهٔ مختلف است. بهبود ضرایب آیرودینامیکی می‌تواند به افزایش امنیت پرواز و کاهش خطرات مربوط به ازدست‌دادن کنترل هواپیما کمک کند. در این پژوهش به بررسی المان‌ها، تغییر شکل‌های ایجاد شده روی بال هواپیما و سطوح کنترلی‌های کاربردی جهت بهبود ضرایب آیرودینامیکی پرداخته می‌شود.

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

How to Cite this Article:

M. H. Moghimi Esfandabadi and M. H. javareshkian, "Investigating Selected Methods to Improve Aerodynamic Coefficients and Performance of UAV," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 8, No. 3, pp. 1-16, 2024, (in Persian), https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.3.1.

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).

OPEN ACCESS

۱ مقدمه

هواپیما بدون سرنشین[1]، یا به‌عبارتی دیگر هواپیماهای بدون سرنشین، نوعی هواپیما هستند که بدون نیاز به خلبان بشری قادر به پرواز می‌باشند. این پهپادها یا هواپیماها با استفاده از پردازنده‌های هوشمند، سنسورها و دستیابی به اطلاعات جی‌پی‌اس[2] و داده‌های جوی، قادر به هدایت خودکار و انجام مأموریت‌های مشخص در هوا می‌باشند [۱]. از دید تکنولوژی، هواپیمای بدون سرنشین به‌عنوان یک نوآوری مهم در صنعت هوافضا و هواپیمایی محسوب می‌شوند.

این شاهکارهای تکنولوژیک، قابلیت هدایت، جمع‌آوری اطلاعات، نقشه‌برداری، ارتقاء امنیت و انجام تحقیقات علمی را در حوزه‌های مختلف فراهم می‌کنند [۲]. یکی از بهترین مزیت‌های هواپیماهای بدون سرنشین عملکرد بالا و دقت بالای آن‌ها است. این امر باعث شده تا بتوانند به‌صورت مؤثر و کارآمد وظایف مختلف را انجام دهند [۳]. همچنین، به‌دلیل عدم نیاز به خلبان، استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین هزینه‌های نگهداری و عملیاتی را به‌طور قابل توجهی کاهش می‌دهد [۴]. در حال حاضر، بسیاری از شرکت‌ها و سازمان‌های درحال‌توسعه خواهان استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین هستند و آینده این فناوری در حوزه‌های مختلف روشن و واضح به نظر می‌رسد. با ادامه پیشرفت فناوری و بهره‌گیری از قابلیت‌های هوش مصنوعی و اینترنت اشیاء، هواپیماهای بدون سرنشین می‌توانند نقشی بسیار مهم در جهان امروز و همچنین در آینده بازی کنند [۵].

از جمله کاربردهای عمده هواپیماهای بدون سرنشین می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

۱) مراقبت از محیط‌زیست: هواپیماهای بدون سرنشین می‌توانند در مأموریت‌های نظارت و پایش محیط‌زیست به کشف ردپای آلودگی هوا و آب، تشخیص آتش‌سوزی‌ها، مشاهده تغییرات طبیعی و شناسایی جانوران و گیاهان در مناطق دشوار کمک کنند.

۲) امنیت مرزها و سامانه‌های نظامی: این هواپیماها همچنین می‌توانند در کنار نظامیان و نیروهای امنیتی به‌منظور کنترل مرزها، تشخیص هوشمندانه قایق‌ها و هواپیماهای مشکوک، نظارت بر منابع طبیعی و شناسایی مناطق ممنوعه استفاده شوند.

۳) کشاورزی هوشمند: هواپیماهای بدون سرنشین در کشاورزی هوشمند کاربردهای فراوانی دارند. با تحلیل دقیق تصاویر هوایی و استفاده از الگوریتم‌های هوشمند می‌توانند موجودیت‌هایی مانند نیاز به آبیاری، نوع و میزان مواد مغذی در زمین‌ها را تشخیص داده و برنامه مطلوب را برای تولید بهینه محصولات کشاورزی پیشنهاد کنند.

درکل، هواپیماهای بدون سرنشین با بهره‌گیری از رویکردهای هوش مصنوعی و تکنولوژی مورد استفاده در صنایع دیجیتال، به‌طور متناسب با تقاضا و نیازهای مختلف، به‌عنوان یک ضرورت در زمینه هواپیمایی و صنعت هوافضا در نظر گرفته شوند [۷،۶]. 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 هر دو مورد، به‌دست آوردن ضرایب آئرودینامیکی، مانند نیروی برآ[3]، پسا[4] و منحنی‌های لحظه‌ای برای تعیین پایداری و عملکرد هواپیما ضروری است [۸]. 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[5] را راه‌اندازی کرد که هدف آن توسعه و بررسی سامانه‌های کنترلی برای هواپیماهای بدون سرنشین بود. این برنامه به دو مرحله تقسیم شد. در این پژوهش مطالعه دقیقی بر روی سطوح کنترلی‌های مختلف که ازجملهٔ آن‌ها سطوح کنترلی‌های معمولی مانند فلپ[6]، الوون[7]، فلپ لبه حمله[8] و برخی سطوح کنترلی‌های مبتکرانه مانند سکان شکافت پسا[9]، نوک بال تمام متحرک[10] در آن بررسی گردید [۹]. روش‌های متعددی برای برطرف‌کردن مشکلات ناشی از جدایش جریان و گردابه‌ها بر روی سطوح کنترلی وجود دارد. به‌طورکلی تجهیزات آیرودینامیکی باعث ایجاد تغییر در گردابه‌های بال شامل: بال لبه حمله سینوسی، وینگلت[11]، دندانه سگی[12]، مولد گرداب[13]، فنس[14] و غیره می‌باشد [۱۰]. یکی از مهم‌ترین مشکلات در هواپیمای بدون سرنشین و کلیهٔ هواپیماها، خطر ازدست‌دادن کنترل و اتمام سوخت و مشکلات آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف است. در این پژوهش به بررسی نمونه‌ها، ابزارها و تغییر شکل‌های ایجاد شده روی بال هواپیما جهت بهبود ضرایب آیرودینامیکی در زاویهٔ حمله پایین و بالا، برد پروازی، کاهش مصرف سوخت و ... پرداخته می‌شود.

۲ نمونه‌های متصل به بال و ایجاد تغییرهای مختلف بال

نمونه‌های متصل به بال شامل دندانه سگی، بال لبه حمله سینوسی، فنس، وینگلت، مولد گرداب، ورتیلون، فلپ کروگر، شکاف پنهان و غیره می‌باشد که به‌طور مفصل در ادامه به آن‌ها می‌پردازیم.

1. Unmanned Aerial Vehicle
2. Global Positioning System
3. Lift Coefficient
4. Drag Coefficient
5. Innovative Control Effectors
6. Flap
7. Elevon
8. Leading Edge Flaps
9. Split Drag Rudder
10 All Moving Wing Tips
11. Winglet
12. Dog Tooth
13. Vortex Generator
14. Fence

۲. ۱ دندانه سگی

"دندان سگی" در زمینه پهپادها (وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین) به ویژگی طراحی خاصی که در برخی بال‌های هواپیما یافت می‌شود اشاره دارد. این لبه حمله پلکانی یا دندانه‌دار بال را توصیف می‌کند که شبیه به شکل دندان سگ است. هدف از گنجاندن دندان سگ در طراحی بال در درجه اول، بهبود عملکرد آیرودینامیکی هواپیما است. این ویژگی به کاهش پسا و افزایش ارتفاع کمک می‌کند و در نتیجه ویژگی‌های کلی پرواز را بهتر می‌کند.

در اینجا چند توضیح در مورد مزایای طراحی دندان سگ در پهپاد آورده شده است:

۱) **کاهش پسا:** لبه حمله ناهموار جریان هوا را روی سطح بال مختل می‌کند. این جریان متلاطم لایه‌مرزی را از سطح بال جدا می‌کند و کشش ناشی از تعامل بین هوا و بال را کاهش می‌دهد.

۲) **تأخیر در واماندگی[1]:** طراحی دندان سگ گرداب‌ها یا چرخش‌های کوچکی از هوا را روی بال ایجاد می‌کند. این گرداب‌ها به تأخیر در واماندگی کمک می‌کنند، یعنی وضعیتی که بال بلند می‌شود و کنترل هواپیما دشوار می‌شود. با به تعویق‌انداختن توقف، هواپیما در زوایای حمله بالاتر (زاویه بین خط وتر بال و جریان هوای مقابل) و سرعت‌های کمتر قابل‌کنترل می‌ماند.

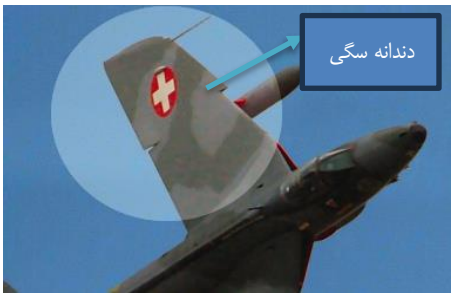
۳) **بهبود توزیع برآ:** شکل ناهموار لبه حمله باعث تغییر در توزیع برآ در طول دهانه بال می‌شود. این منجر به توزیع کارآمدتر برآ، کاهش احتمال توقف نوک بال‌ها و بهبود کنترل با سرعت پایین می‌شود.

۴) **کاهش گردابه‌های نوک بال[2]:** گردابه‌های نوک بال، چرخش‌هایی از هوا هستند که در انتهای بال ایجاد می‌شوند و باعث کشش القایی می‌شوند. وجود دندان سگ در شکل‌گیری این گرداب‌ها اختلال ایجاد می‌کند و به‌طور مؤثر کشش تولید شده توسط آن‌ها را کاهش می‌دهد.

۵) **پایداری در زوایای حمله بالا:** طراحی دندان سگ زمانی که پهپاد در زوایای حمله بالا عمل می‌کند، ثبات بیشتری را برای پهپاد فراهم می‌کند و امکان کنترل دقیق‌تری را در حین مانورها[3]، برخاستن و فرود می‌دهد.

توجه به این نکته مهم است که همه پهپادها از طرح دندان سگ در بال‌های خود استفاده نمی‌کنند. استفاده از دندان سگ به الزامات خاص مأموریت موردنظر پهپاد و عوامل دیگری مانند وزن، اندازه و ملاحظات کلی طراحی بستگی دارد [۱۳–۱۱].

رائو و همکاران، یک نمونه پهپاد را با اعمال دندان سگی بر روی بال‌های آن مورد بررسی قرار دادند. طبق نتایج آن‌ها، ویژگی‌های آیرودینامیکی، بحث کنترل و پرواز در سرعت پایین بهبودیافته است [۱۴]. نمونه‌ای از ایجاد دندانهٔ سگ روی بال یک هواپیمای بدون سرنشین را در شکل ۱ قابل‌مشاهده می‌باشد.



شکل ۱– دندانه سگ روی بال یک هواپیمای بدون سرنشین

۲. ۲ بال لبه حمله سینوسی[4]

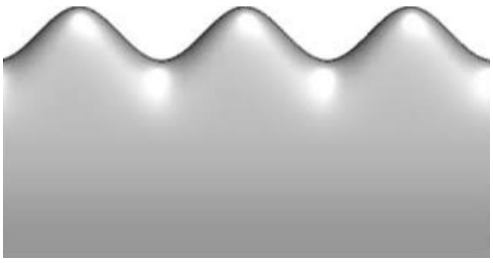
بال لبه حمله سینوسی که به‌عنوان بال سینوسی یا بال موج‌دار نیز شناخته می‌شود، نوعی طراحی بال است که در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین و سایر هواپیماها استفاده می‌شود که با یک سری منحنی‌های سینوسی یا موج مانند در امتداد لبه حمله بال مشخص می‌شود. هدف اصلی استفاده از بال لبه حمله سینوسی در پهپادها بهبود کارایی آیرودینامیکی و افزایش عملکرد پرواز است. شکل سینوسی یک تغییر مداوم در زاویه حمله بال ایجاد می‌کند و اجازه می‌دهد تا جریان هوای صاف‌تری روی سطح بال داشته باشد. این کاهش در اختلالات آیرودینامیکی مانند تلاطم و پسا تلفات انرژی را به حداقل می‌رساند و نسبت کلی برآ به پسا را افزایش می‌دهد. مزیت اصلی بال لبه حمله سینوسی توانایی آن در به تأخیرانداختن شروع واماندگی در زوایای حمله بالاتر است. همان‌طور که بال‌ها با زوایای حمله بالاتر مواجه می‌شوند، شکل سینوسی فشار هوا را در سراسر سطح بال توزیع می‌کند و تولید برآ را حتی در زوایای بالاتر حفظ می‌کند. این امر مانورپذیری، پایداری و کنترل هواپیما را در شرایط مختلف پرواز بهبود می‌بخشد و آن را به‌ویژه برای پهپادهایی که نیاز به کار در محیط‌های چالش‌برانگیز یا انجام مانورهای هوایی پیشرفته دارند، مناسب می‌کند. یکی دیگر از مزایای طراحی بال سینوسی توانایی آن در کاهش وزن سازه است. شکل امواج به ساختار بال نازک‌تر و درعین‌حال سفت‌تر اجازه می‌دهد که به نوبه خود وزن کلی هواپیما را کاهش می‌دهد. این کاهش وزن به بهبود راندمان سوخت و استقامت پروازی بیشتر، امکان انجام مأموریت‌های طولانی‌تر یا افزایش ظرفیت محموله منجر می‌شود. علاوه بر این، بال لبه حمله

1. Stall
2. Wing Tip Vortex
3. Maneuvers
4. Sinus Leading Edge Wing

سینوسی نیز به کاهش نویز کمک می‌کند. جریان هوای صاف روی سطح بال به‌حداقل‌رساندن نویز آیرودینامیکی کمک می‌کند و منجر به عملکرد آرام‌تر پهپاد می‌شود. این می‌تواند در کاربردهایی که مخفی‌کاری یا قابلیت تشخیص کم موردنظر است، مانند نظارت یا عملیات نظامی مهم باشد. شایان ذکر است، درحالی‌که بال لبه حمله سینوسی چندین مزیت را ارائه می‌دهد، پیچیدگی طراحی و چالش‌های ساخت بیشتری را نیز به همراه دارد. ایجاد و حفظ شکل دقیق سینوسی نیازمند تکنیک‌ها و ساخت مواد تخصصی است. بااین‌حال، با پیشرفت در طراحی به کمک کامپیوتر و فناوری‌های ساخت افزودنی، این چالش‌ها قابل‌کنترل‌تر شده و انتظار می‌رود استفاده از بال‌های لبه سینوسی در پهپادها در آینده گسترده‌تر شود [۱۸-۱۵].

میکلووسیک و همکاران در یک پژوهش، عملکرد بال با لبه حملهٔ سینوسی و بال ساده با همان شرایط را در تونل باد مورد ارزیابی قرار دادند و به این نتیجه رسیدند که ایجاد لبه حملهٔ سینوسی در یک بال می‌تواند زاویه واماندگی را در حدود ۴۰ درصد افزایش دهد [۱۹]. نی و همکاران در یک مطالعهٔ عددی به بررسی ایجاد پیچش در بال و اثر آن بر عملکرد آیرودینامیکی پرداخته‌اند. بر اساس این مطالعه در بال با لبه حملهٔ سینوسی، ایجاد پیچش موجب به تأخیرانداختن واماندگی شده و به این صورت از افت ضریب برآ جلوگیری کرده است [۲۰]. شورباقی و همکاران در پژوهشی به‌صورت تجربی با قراردادن بال در یک تونل باد، عملکرد آیرودینامیکی یک بال ساده را با یک بال سینوسی مورد بررسی قرار دادند. در این مطالعه مشاهده گردید که ایجاد سینوس موجب کاهش ضریب پسا به میزان ۲۸ درصد و افزایش ضریب برآ به میزان ۴۸درصد می‌شود [۲۱].

نمونه‌ای از بال لبهٔ حملهٔ سینوسی در شکل ۲ قابل ملاحظه می‌باشد.



شکل ۲- لبه حمله‌ی سینوسی در بال

۲. ۳ فنس

فنس روی بال پهپاد یک عنصر ساختاری است که معمولاً در نزدیکی لبه حمله بال قرار دارد. این یک مانع کوچک و عمودی است که از سطح بال به‌سمت بالا امتداد می‌یابد. وظیفه اصلی فنس کنترل جریان هوا بر روی بال، به‌ویژه در زوایای حمله بالا است. هنگامی که یک هواپیما در زاویه حمله بالا کار می‌کند، تمایل به جداشدن جریان هوا از سطح بال وجود دارد که منجر به ازدست‌دادن برآ و ناپایداری آیرودینامیکی بالقوه می‌شود. فنس با ممانعت از جریان عرضی هوا به جلوگیری از این امر کمک می‌کند؛ بنابراین جریان هوای صاف و متصل روی بال را حفظ می‌کند. با کاهش جداسازی جریان هوا، فنس به بهبود ویژگی‌های واماندگی هواپیما، افزایش قدرت کنترل و بهبود عملکرد کلی آیرودینامیکی کمک می‌کند. همچنین به کاهش اثرات نامطلوب مانند گردابه‌های نوک بال و اصطکاک نوک بال کمک می‌کند. علاوه بر این، فنس روی بال پهپاد نیز می‌تواند در افزایش پایداری و مانورپذیری کلی هواپیما نقش داشته باشد. این می‌تواند به‌عنوان یک نقطه مرجع برای خلبانان یا سیستم‌های خلبان خودکار عمل کند و به حفظ مسیر پرواز موردنظر و جلوگیری از انحراف بیش از حد کمک کند. به‌طورکلی، فنس روی بال پهپاد برای بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی و پایداری هواپیما، امکان انجام عملیات پرواز ایمن‌تر و کارآمدتر را فراهم می‌کند. هدف آن‌ها بهبود بازده آیرودینامیکی هواپیما با کاهش پسا و افزایش بهره‌وری سوخت است [۲۵-۲۲].

مقیمی و جوارشکیان با استفاده از فنس به کاهش ضریب گشتاور غلتشی یک مدل هواپیما پرداختند و با استفاده از بهینه‌سازی به بهترین مکان برای فنس جهت کاهش گشتاور غلتشی در زاویهٔ حملهٔ بالا رسیدند [۲۶]. پادوپولوس و همکاران، یک نمونه از هواپیمای بدون سرنشین بال بدنه یکپارچه با اعمال فنس بر روی بال‌ها مورد بررسی قرار دادند. 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 [۲۷].

در شکل ۳ ایجاد فنس روی یک هواپیمای بدون سرنشین قابل رویت می‌باشد.

شکل ۳- فنس روی بال یک هواپیما

۲. ۴ وینگلت

هنگامی که برای وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین (پهپادها) استفاده می‌شود، بال‌های پرنده همان هدف را دنبال می‌کنند. آن‌ها به نوک بال‌های پهپاد اضافه می‌شوند تا عملکرد و کارایی کلی آن را افزایش دهند. در اینجا چند دلیل کلیدی وجود دارد که چرا از وینگلت‌ها در پهپادها استفاده می‌شود:

۱) **کاهش پسا:** بال‌ها به کاهش پسا ایجاد شده توسط گردابه‌هایی که در نوک بال‌های هواپیما هنگام ایجاد برآ ایجاد می‌شوند، کمک می‌کنند. با کاهش این گرداب‌ها، بال‌ها به‌طور مؤثری کشش کلی را کاهش می‌دهند که منجر به بهبود راندمان سوخت و افزایش برد می‌شود.

۲) **افزایش نسبت برآ به پسا:** با کاهش پسا، بال‌ها، هواپیما را قادر می‌سازند تا نسبت برآ به پسای بالاتری را حفظ کند. این به این معنی است که هواپیما می‌تواند برآ بیشتری ایجاد کند درحالی‌که نیروی کشش کمتری را تجربه می‌کند و عملکرد کلی و مانورپذیری بهتری را ممکن می‌سازد.

۳) **بهبودی پایداری:** بال‌ها به پایداری و کنترل هواپیما کمک می‌کنند که این کار را از طریق مقابله با حرکات گردش ناشی از عوامل مختلف مانند بادهای متقابل انجام می‌دهند. بال‌ها با کاهش نیروی جانبی و ایجاد جریان هوای ساده‌تر، به تجربه پرواز پایدارتری برای پهپاد کمک می‌کنند.

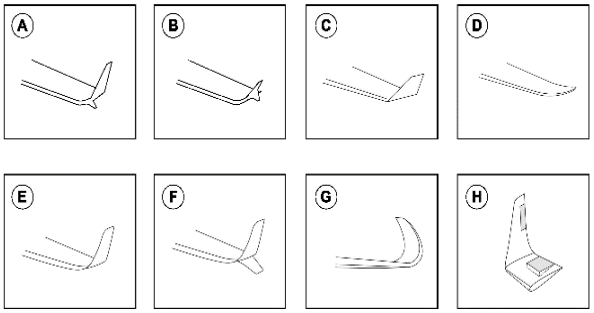
۴) **استقامت و افزایش برد:** با کاهش پسا و افزایش نسبت برآ به پسا، پهپادهای مجهز به بال‌ها می‌توانند استقامت و قابلیت‌های برد بهبودیافته را تجربه کنند. این امر به‌ویژه برای مأموریت‌های طولانی‌مدت یا هنگام عملیات در محیط‌های چالش‌برانگیز مهم است.

۵) **ایمنی و مانورپذیری:** وینگلت‌ها می‌توانند ایمنی و قابلیت مانور پهپادها را به‌ویژه در مراحل حیاتی پرواز مانند برخاستن و فرود، بهبود بخشند. بال‌ها با کاهش پسا و افزایش پایداری، عملیات پروازی نرم‌تر و کنترل‌شده‌تری را در شرایط و محیط‌های مختلف پرواز انجام می‌دهند.

توجه به این نکته ضروری است که درحالی‌که وینگلت‌ها مزایای قابل‌توجهی برای پهپادها ارائه می‌دهند، طراحی و یکپارچه‌سازی آن‌ها باید به‌دقت موردتوجه قرار گیرد. عواملی مانند شکل بال، اندازه، نسبت ابعاد و الزامات مأموریت هواپیما نقش کلیدی در تعیین طراحی بهینه بال برای یک پهپاد خاص دارند. به‌طورکلی، وینگلت‌ها افزودنی ارزشمند برای پهپادها هستند که به عملکرد کلی، استقامت و کارایی آن‌ها کمک می‌کند [۳۱-۲۸].

جان و نارایان در یک بررسی عددی در فاز اول پژوهش خود تأثیر افزودن نوع خاصی از وینگلت برای بال با مقطع ناکا ۲۴۱۲ بررسی کردند نتیجه شبیه‌سازی آن‌ها نشان می‌داد که در زاویه حمله ۴ درجه کارائی آیرودینامیکی وینگلت ۱۴/۸۱درصد در مقابل کارائی آیرودینامیکی ۳/۵۴ درصدی بدون وینگلت می‌باشد [۳۲].

در شکل ۴ نمونه‌ای از ایجاد وینگلت روی بال یک مدل هواپیما قابل مشاهده است.



شکل ۴- انواه بالچه[1] ایجاد شده روی بال هواپیما((A) بالچه وایتکامب [2] (B) فنس نوک(C)بالچه کانتد[3] (D) بالچه تیغ دار[4] (E) بالچه ترکیب شده[5] (F) بالچه ترکیبی تقسیم شده[6] (G) بالچه شبه کوسه‌ماهی[7] (H) بالچه فعال[8]

۲. ۵ مولد گرداب

مولد گرداب، در زمینه وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین، به یک دستگاه کوچک یا اصلاح سطحی اطلاق می‌شود که برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی پهپاد استفاده می‌شود. این پهپاد برای دست‌کاری جریان هوا بر روی بال‌ها یا بدنه پهپاد طراحی شده است که منجر به بالابردن بهبودیافته، کاهش کشش، افزایش قدرت مانور و بهترشدن ویژگی‌های کلی پرواز می‌شود. اصل اساسی یک مولد گرداب، ایجاد گرداب‌های کوچک یا جریان‌های هوای چرخشی در لبه جلویی بال یا هر سطحی که در آن اعمال می‌شود است. این گرداب‌ها به لایه‌مرزی که لایه‌نازک هوا در مجاورت سطح بال است، انرژی می‌دهند. با افزایش انرژی در لایه‌مرزی، مولد گرداب از جداشدن زودهنگام لایه‌مرزی جلوگیری می‌کند که باعث کاهش کشش می‌شود و به بال اجازه می‌دهد در زوایای حمله بالاتر عمل کند. مولد گرداب به اشکال مختلفی مانند باله‌های کوچک، بال‌های کوچک و یا حتی نوارهای نازک که در الگوی خاصی روی سطح بال یا بدن قرار می‌گیرند، وجود دارند. مکان و آرایش دقیق آن‌ها به طراحی خاص پهپاد، ویژگی‌های پرواز موردنظر و بهبود آیرودینامیکی موردنظر بستگی دارد. هنگامی که جریان هوا با یک مولد گرداب مواجه می‌شود، جریان صاف را مختل می‌کند و باعث چرخش در هوا می‌شود. این حرکت چرخشی ناحیه‌ای کم‌فشار در بالای بال یا سطح ایجاد می‌کند که به تأخیر در جداسازی جریان کمک می‌کند. در نتیجه، بال می‌تواند برآ بیشتری، به‌خصوص در زوایای حمله بالاتر یا در هنگام

1. Winglet
2. Whitcomb
3. Canted
4. Raked
5. Blended
6. Blended Split
7. Shark Let
8. Active Winglets

پرواز با سرعت پایین ایجاد کند. علاوه بر این، وجود مولدهای گردابی می‌تواند با به تأخیر انداختن شروع واماندگی، به کاهش سرعت واماندگی کمک کند .یک پدیده آیرودینامیکی مهم وجود دارد که زمانی رخ می‌دهد که زاویه حمله بیش از حد بالا باشد و جریان هوا روی بال جدا شده باشد که باعث ازدست‌دادن برآ می‌شود و به‌طور بالقوه منجر به ازدست‌دادن ناگهانی کنترل می‌شود. با حفظ جریان هوای نرم‌تر و جلوگیری از جداسازی، مولد گرداب به پهپاد اجازه می‌دهد تا در زوایای حمله بالاتر با خیال راحت عمل کند .علاوه بر این، مولدهای گرداب نیز می‌توانند با بهبود قدرت کنترل پهپاد، قدرت مانور را افزایش دهند. برآ اضافی تولید شده توسط مولد گردابی امکان چرخش‌های قوی‌تر و پاسخگویی بهتر برای کنترل ورودی‌ها را فراهم می‌کند و پهپاد را چابک‌تر و قابل مانور می‌کند. به‌طورکلی، ایجاد مولد گردابی در طراحی یک پهپاد می‌تواند عملکرد آیرودینامیکی آن را با افزایش برآ، کاهش پسا، تأخیر در واماندگی و بهبود مانورپذیری به‌طور قابل‌توجهی افزایش دهد. این امر منجر به بهبود راندمان پرواز، قابلیت‌های عملیاتی گسترده و بهترشدن ویژگی‌های کنترل کلی پرواز می‌شود [۳۵-۳۳].

بارت و فرخی کاربرد مولد گرداب را بر روی ایرفویل NACA 4415 ایجاد کردند و دریافتند که با استفاده از طرح مولد گرداب می‌توانند زاویه حمله را افزایش دهند [۳۶].

در شکل ۵ نمونه ای از مولد گرداب موجود روی بال هواپیما به تصویر کشیده شده‌است.

شکل ۵- مولد گرداب موجود روی بال هواپیما

۲. ۶ ورتیلون

ورتیلون[1]ها دستگاه‌های کوچکی هستند که به بال‌های وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین یا هواپیماها برای بهبود عملکرد آن‌ها اضافه می‌شوند. آن‌ها اتصالات کوچک و گرداب‌زا هستند که جریان هوا را روی بال‌ها تغییر می‌دهند که منجر به مزایای مختلفی می‌شود. یکی از مزایای اصلی ورتیلون‌ها توانایی آن‌ها در به تأخیرانداختن یا جلوگیری از جداسازی جریان است. هنگامی که یک هواپیما نیروی برآ ایجاد می‌کند، جریان هوا روی بال‌ها در زوایای حمله بالا یا در طول مانور جدا می‌شود. این جداسازی می‌تواند باعث ازدست‌دادن الویتور و پایداری شود و منجر به ناکارآمدی و مشکلات ایمنی بالقوه شود. گرداب‌ها باانرژی بخشیدن به لایه مرزی و چسباندن جریان هوا به بال‌ها به جلوگیری از این جدایی کمک می‌کنند و امکان کنترل و مانور بهتر را فراهم می‌کنند. ورتیلون‌ها همچنین رفتار واماندگی هواپیما را بهبود می‌بخشند. در یک واماندگی، جریان هوا بر روی بال‌ها متلاطم می‌شود و قدرت را از دست می‌دهد که به‌طور بالقوه منجر به ازدست‌دادن کنترل می‌شود. با معرفی ورتیلون‌ها، جریان هوا بیشتر به بال‌ها متصل می‌شود و حتی در شرایط توقف، هواپیما کنترل و پایداری بهتری را حفظ می‌کند. علاوه بر این، ورتیلون‌ها می‌توانند کشش را کاهش دهند و کارایی آیرودینامیکی کلی پهپادها را بهبود بخشند. این دستگاه‌ها با بهینه‌سازی جریان روی بال‌ها، به کاهش پسا هواپیما کمک می‌کنند که منجر به افزایش سرعت، برد و بازده سوخت می‌شود. این امر به‌ویژه برای پهپادها مفید است، زیرا زمان پرواز طولانی‌تر و قابلیت حمل بار را افزایش می‌دهد. طراحی خاص و قرارگیری ورتیلون‌ها ممکن است بر اساس نیازهای هواپیما و عملکرد موردنظر متفاوت باشد. بسته به اثرات و کاربرد موردنظر می‌توان آن‌ها را به لبه جلو، لبه عقب یا نوک بال متصل کرد [۳۹-۳۷].

در شکل ۶ نمونه ای از ورتیلون‌های چسبیده به بال هواپیما قابل مشاهده است.

شکل۶- ورتیلون‌های چسبیده به بال هواپیما

۲. ۷ فلپ کروگر

فلپ کروگر [2] نوعی وسیله تولید برآ است که معمولاً در پهپادها یا هواپیماها برای افزایش برآ و بهبود عملکرد کلی در هنگام برخاستن و فرود استفاده می‌شود. فلپ کروگر یک بخش لولایی است که در لبه جلویی بال هواپیما قرار دارد. هنگامی که مستقر می‌شود، به‌سمت

1.Vortilon

2. Krueger Flap

پایین امتداد می‌یابد، به‌طور مؤثری کم‌بر بال را افزایش می‌دهد و یک‌شکل منحنی ایجاد می‌کند. این شکل منحنی در سرعت‌های پایین‌تر، ضریب برآ بیشتری را ایجاد می‌کند.

در اینجا چند نکته کلیدی در مورد فلپ کروگر وجود دارد:

۱) **عملکرد:** هدف اصلی فلپ کروگر افزایش ضریب برآ (فلپ کروگر یک گرادیان فشار مطلوب در سطح بالایی بال ایجاد می‌کند که منجر به افزایش تولید برآ می‌شود و اجازه می‌دهد تا مسافت‌های برخاست و فرود کوتاه‌تر و همچنین سرعت‌های نزدیک کمتری داشته باشد) هواپیما در سرعت‌های پایین مانند هنگام برخاستن و فرود است. افزایش برآ، هواپیما را قادر می‌سازد تا زاویه حمله ایمن را حفظ کند.

۲) **طراحی و استقرار:** فلپ کروگر معمولاً با چرخاندن آن به‌سمت پایین از موقعیت ذخیره شده خود در لبه جلویی بال مستقر می‌شود. می‌توان آن را به‌طور خودکار توسط سیستم کنترل پرواز هواپیما یا به‌صورت دستی توسط خلبان افزایش داد.

۳) **تأثیرات بر پیکربندی بال:** هنگامی که فلپ کروگر مستقر می‌شود، ناحیه بال را افزایش می‌دهد و انحنای سطح بالایی بال را اصلاح می‌کند. این اصلاح که به‌عنوان دراپ [1] شناخته می‌شود، به تأخیر در شروع جداسازی جریان کمک می‌کند و امکان افزایش حداکثر ضریب برآ هواپیما را فراهم می‌کند.

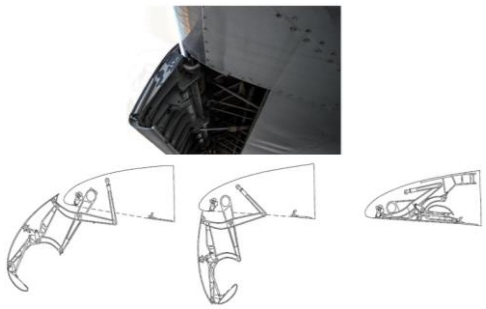
معایب بالقوه

درحالی‌که فلپ کروگر مزایای قابل‌توجهی از نظر افزایش برآ و بهبود عملکرد دارد، می‌تواند به پیچیدگی و وزن هواپیما بیافزاید. مکانیسم‌های اضافی موردنیاز برای استقرار و عقب‌نشینی فلپ، و همچنین تقویت ساختاری آن، می‌تواند بر وزن و تعادل کلی پهپاد تأثیر بگذارد.

به‌طورکلی، فلپ کروگر یک وسیله‌ای است که در پهپادها برای بهبود عملکرد هواپیما در هنگام برخاستن و فرود استفاده می‌شود. توانایی آن برای ایجاد برآ افزایش‌یافته در سرعت‌های پایین امکان عملیات ایمن‌تر و کارآمدتر را در شرایط مختلف پرواز فراهم می‌کند [۴۰-۴۱].

آزمایش‌های انجام شده توسط بختیان و بابینسکی انجام شد به این نتیجه رسیدند که با اجرای کروگر می‌توان به افزایش قابل‌توجه ضریب برآ دست یافت [۴۲].

در شکل ۷ طراحی و عملکرد فلپ کروگر قابل ملاحظه می‌باشد.



شکل ۷- طراحی و عملکرد فلپ کروگر

۸.۲ شکاف ثابت

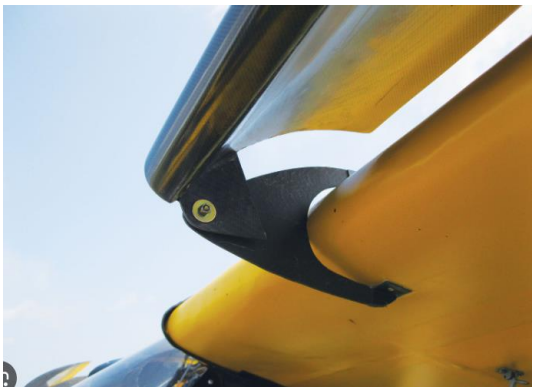
شکاف ثابت [2] در یک پهپاد به یک دوره زمانی یا برنامه از پیش تعیین شده اطلاق می‌شود که در آن پهپاد برای یک کار یا مأموریت خاص تخصیص داده می‌شود. این مفهوم معمولاً در عملیات پهپادهای نظامی یا تجاری برای اطمینان از استفاده کارآمد و سازمان‌یافته از منابع پهپاد استفاده می‌شود. شکاف ثابت را می‌توان به‌عنوان یک پنجرهٔ زمانی (مدت‌زمان طولانی در هوا باقی بماند) در نظر گرفت که طی آن پهپاد برای استقرار و عملیات در دسترس است. این در سناریوهایی که چندین پهپاد به‌طور هم‌زمان عملیاتی می‌شوند یا برای چندین مأموریت پشت‌سرهم برنامه‌ریزی می‌شوند بسیار مهم است، زیرا به جلوگیری از درگیری و به حداکثر رساندن استفاده از دارایی‌های پهپاد کمک می‌کند.

شکاف ثابت ممکن است بر اساس عوامل مختلفی مانند اولویت‌های مأموریت، موقعیت‌های جغرافیایی، ملاحظات لجستیکی [3] و منابع موجود تعیین شود. معمولاً توسط یک ایستگاه کنترل زمینی یا مرکز عملیات، برنامه‌ریزی و هماهنگ می‌شود، جایی که اپراتورها بر فعالیت‌های پهپاد نظارت و مدیریت می‌کنند. در طول شکاف ثابت، به پهپاد وظایف یا اهداف خاصی برای انجام‌دادن اختصاص داده می‌شود. این می‌تواند شامل شناسایی هوایی، نظارت، جمع‌آوری داده‌ها، تحویل محموله یا هر عملیات خاص دیگری باشد. پهپاد برای اجرای این وظایف در پنجره زمانی اختصاص‌داده‌شده برنامه‌ریزی یا از راه دور کنترل می‌شود. با استفاده از شکاف‌های ثابت، عملیات پهپاد را می‌توان به‌خوبی هماهنگ کرد و اطمینان حاصل کرد که مأموریت‌ها به شیوه‌ای سازمان‌یافته بدون هم‌پوشانی یا تضاد با سایر عملیات انجام می‌شوند. این به بهینه‌سازی استفاده از پهپادها، به‌حداقل‌رساندن زمان خرابی و افزایش کارایی کلی کمک می‌کند. علاوه بر این، استفاده از شکاف‌های ثابت نیز با برنامه‌ریزی و هماهنگی مناسب فضای هوایی، ایمنی و امنیت را بهبود می‌بخشد و کمک می‌کند تا از نفوذ یا برخورد ناخواسته بین پهپادها و سایر هواپیماها یا اشیاء مجاور جلوگیری شود. به‌طور خلاصه،

1. Droop
2. Fixed Slot
3. Logistics

شکاف ثابت در یک پهپاد به یک دوره زمانی از پیش تعیین شده اطلاق می‌شود که طی آن پهپاد برای یک مأموریت یا وظیفه خاص تعیین می‌شود. برنامه‌ریزی و هماهنگی کارآمد عملیات پهپاد، حداکثر استفاده از آن‌ها و اطمینان از مدیریت امن و سازمان‌یافته فضای هوایی را امکان‌پذیر می‌سازد [۴۴-۴۳].

شکل ۸ نمایشی از شکاف ثابت روی بال هواپیما است.

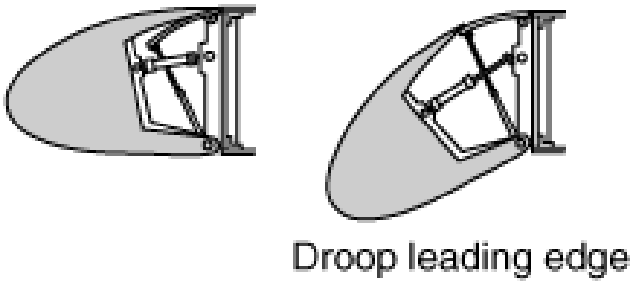


شکل ۸- شکاف ثابت روی بال هواپیما

۲. ۹ افتادگی لبه حمله

افتادگی لبهٔ حمله [1] یک پدیده آیرودینامیکی است که در برخی از وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین (پهپاد) مشاهده می‌شود که در آن به نظر می‌رسد لبه جلویی بال تحت شرایط در یک پرواز خاص به‌سمت پایین آویزان است. این یک ویژگی طراحی عمدی است که برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی و کنترل هواپیما در نظر گرفته شده است. هدف اصلی از پیشروی، افزایش ویژگی‌های واماندگی پهپاد است. در حین واماندگی که به‌دلیل ازدست‌دادن برآ به‌دلیل زاویه حمله زیاد است، جریان هوا بر روی بال‌ها متلاطم می‌شود و از سطح جدا می‌شود و در نتیجه کنترل از دست می‌رود و به‌طور بالقوه منجر به موقعیت خطرناکی برای هواپیما می‌شود. افتادگی لبه حمله با ایجاد یک گرداب قوی‌تر بر روی بال، در به تأخیرانداختن شروع واماندگی کمک می‌کند که تولید برآ را در زوایای حمله بالا بهبود می‌بخشد. با اجازه‌دادن به لبه جلویی بال به‌سمت پایین، جریان هوا به‌گونه‌ای هدایت می‌شود که باعث افزایش طول وتر مؤثر بال می‌شود. این منجر به حداکثر ضریب برآ بالاتر می‌شود، به این معنی که بال می‌تواند قبل از توقف، برآی بیشتری ایجاد کند. کم‌بر افزایش‌یافته همچنین به نسبت برآ به پسا بالاتر کمک می‌کند و راندمان آیرودینامیکی کلی هواپیما را، به‌ویژه در طول پرواز با سرعت آهسته بهبود می‌بخشد. علاوه بر این، افتادگی لبه حمله می‌تواند ویژگی‌های هندلینگ [2] پهپاد را در طول الزامات مانور بالا افزایش دهد. لبه جلوی افتاده توزیع فشار مطلوب‌تری ایجاد می‌کند و شانس جداشدن جریان را کاهش می‌دهد و قدرت کنترل را در زوایای حمله بالا بهبود می‌بخشد. این به هواپیما اجازه می‌دهد تا ثبات و کنترل خود را در طول مانورهای تهاجمی حفظ کند و عملیات پروازی ایمن و دقیق را تضمین کند. اجرای لبه حمله بسته به طراحی خاص پهپاد می‌تواند متفاوت باشد. این را می‌توان از طریق مکانیسم‌های مختلف، مانند سطوح لبه جلویی انعطاف‌پذیر یا لولایی، یا با استفاده از مواد شکل‌گیری که شکل خود را در پاسخ به شرایط مختلف پرواز تغییر می‌دهد، به‌دست آورد. زاویه و وسعت افتادگی را نیز می‌توان برای بهینه‌سازی عملکرد هواپیما برای رژیم‌های مختلف پرواز تنظیم کرد و انعطاف‌پذیری و سازگاری را در سناریوهای مختلف مأموریت فراهم کرد. به‌طورکلی، نقش مهمی در بهبود ویژگی‌های واماندگی، راندمان آیرودینامیکی و مانورپذیری پهپادها ایفا می‌کند. این یک ویژگی طراحی ارزشمند است که به افزایش عملکرد و ایمنی این هواپیماهای بدون سرنشین کمک می‌کند و آن‌ها را قادر می‌سازد طیف گسترده‌ای از مأموریت‌ها را با موفقیت انجام دهند [۴۶-۴۵].

شکل ۹ شماتیکی از افتادگی لبهٔ حمله را نشان می‌دهد.



شکل ۹- افتادگی لبه جمله

۲. ۱۰ لبه بریده‌بریده

لبه بریده‌بریده [3] در پهپاد که به‌عنوان NLG نیز شناخته می‌شود، یک ویژگی طراحی است که در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی و کنترل آن‌ها استفاده می‌شود. این شامل ایجاد بریدگی‌ها یا فرورفتگی‌ها در امتداد لبه جلویی بال‌ها یا سطوح کنترلی هواپیما است. در اینجا توضیح بسیار دقیقی در مورد نحوه عملکرد NLG و مزایای آن آورده شده است:

۱) **آیرودینامیک:** بریدگی‌های موجود در NLG جریان صاف هوا را روی سطح بال مختل می‌کنند و باعث ایجاد گرداب‌هایی در آن می‌شوند. این گرداب‌ها به تأخیر و کاهش شروع جداسازی جریان کمک می‌کنند که معمولاً در زوایای حمله بالا یا در حین مانور

1. Leading-Edge Droop
2. Automobile Handling
3. Notched Leading Edge

مشاهده می‌شود. جداسازی جریان می‌تواند منجر به ازدست‌دادن قدرت برآ و کنترل شود و بر عملکرد پهپاد تأثیر منفی بگذارد. با استفاده از NLG ، هواپیما می‌تواند کنترل و ثبات بهتری را در شرایط پرواز چالش‌برانگیز حفظ کند.

۲) **کارایی بال:** بریدگی‌های لبه جلویی بال به بهبود نسبت برآ به پسا آن کمک می‌کند. تولید گرداب‌ها از طریق NLG باعث کاهش کشش و ارتقاء ویژگی‌های برآ می‌شود. این به پهپاد اجازه می‌دهد تا برای همان مقدار کشش، نیروی برآ بیشتری ایجاد کند و به آن امکان می‌دهد با سرعت‌های بالاتر پرواز کند یا محموله‌های سنگین‌تری را حمل کند درحالی‌که انرژی کمتری مصرف می‌کند. راندمان بهبودیافته بال به افزایش استقامت و برد برای مأموریت‌های پهپاد تبدیل می‌شود.

۳) **مانورپذیری:** قدرت مانور، پهپادها را به‌ویژه در رژیم‌های آلفای بالا (زاویه حمله) افزایش می‌دهد. گرداب‌های ایجاد شده توسط شکاف‌ها به جریان هوای لایه‌مرزی انرژی می‌بخشد و هواپیما را قادر می‌سازد تا کنترل خود را در زوایای حمله بالا حفظ کند. این به‌ویژه در هنگام برخاستن، فرود، و در پیچ‌های تنگ مفید است. طراحی NLG به پهپادها این امکان را می‌دهد تا چابکی و واکنش‌پذیری بیشتری داشته باشند و آن‌ها را برای طیف گسترده‌ای از کاربردها از جمله نظارت، جستجو و نجات یا حتی نمایشگرهای هوازی مناسب کند.

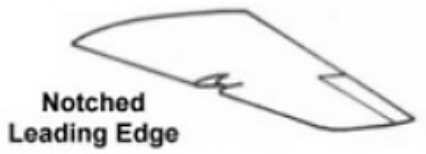
۴) **پایداری:** لبه‌های جلویی بریدگی نیز می‌توانند پایداری پهپادها را افزایش دهند. با بهبود جریان هوا بر روی بال، آن‌ها به توزیع بهتر برآ کمک می‌کنند و خطر توقف نوک بال و ازدست‌دادن کنترل را کاهش می‌دهند. این افزایش پایداری به پهپادها کمک می‌کند تا به‌طور ایمن و مستقل عمل کنند و وابستگی به سیستم‌های کنترل پرواز پیچیده را به حداقل برسانند.

۵) **قابلیت‌های مخفی‌کاری:** همچنین می‌تواند مزایای مخفی‌کاری برای کاربردهای خاص پهپاد داشته باشد. بریدگی‌ها به کنترل جریان هوا در اطراف بال‌ها کمک می‌کنند و تولید نویز آیرودینامیکی را کاهش می‌دهند. این امر پهپادها را ساکت‌تر و کمتر قابل‌شناسایی می‌کند و به آن‌ها اجازه می‌دهد تا در مأموریت‌های حساس مانند جمع‌آوری اطلاعات یا نظارت به‌طور مخفیانه عمل کنند.

به‌طور خلاصه، لبه بریده‌بریده در پهپادها چندین مزیت از جمله آیرودینامیک پیشرفته، افزایش بازده بال، مانورپذیری بهبودیافته، پایداری بیشتر و قابلیت‌های مخفی‌کاری بالقوه را فراهم می‌کند. این ویژگی‌های طراحی به عملکرد کلی و تطبیق‌پذیری هواپیماهای بدون سرنشین در سناریوهای مختلف مأموریت کمک می‌کند [۴۹-۴۷].

در شکل ۱۰ نمایی از ناچ در بال هواپیما و یک مدل شماتیک قابل ملاحظه است.

الف)



ب)

شکل ۱۰- نمایی از ناچ در الف) بال هواپیما ب) یک مدل شماتیک

۳ سطوح کنترل پرکاربرد در هواپیما

۳. ۱ الوون

الوون یک پیکربندی سطح کنترلی است که در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین یا هواپیماهای مدل استفاده می‌شود. این ترکیبی از الویتور و ایلرون است، ازاین‌رو به نام "الوون" شناخته می‌شود. هدف اصلی از پیکربندی الوون فراهم‌کردن کنترل گرد[1] و غلتش[2] برای هواپیما است. با ادغام عملکرد الویتور[3] و ایلرون[4]، راه‌اندازی الوون نیاز به سطوح کنترل جداگانه برای هر عملکرد را از بین می‌برد. این، طراحی را ساده می‌کند و وزن را کاهش می‌دهد، و آن را به یک انتخاب ایده‌آل برای پهپادهایی تبدیل می‌کند که وزن و اندازه آن‌ها جزو فاکتورهای مهم هستند. برای درک عملکرد الوون‌ها، اجازه دهید آن را به دو بخش تقسیم کنیم: الویتور و ایلرون.

۱) **الویتور:** الویتور وظیفه کنترل حرکت گام هواپیما را بر عهده دارد. زاویه حمله هواپیما را کنترل می‌کند که بر صعود و فرود آن تأثیر می‌گذارد. در هواپیماهای معمولی، الویتور در قسمت دم قرار دارد و

1.Yaw
2. Roll
3. Elevator
4 Ailerons

برای پایین یا بالا بردن دماغه هواپیما، به‌سمت بالا یا پایین حرکت می‌کند.

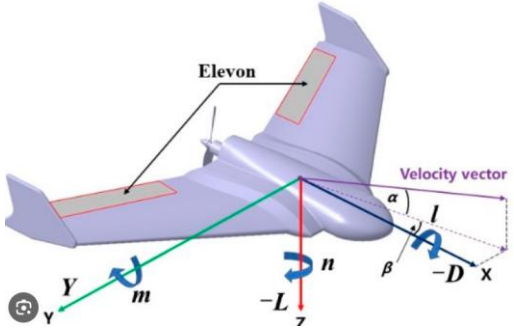
۲) **الوون:** در تنظیم الوون، هر دو الوون به‌طور همزمان حرکت می‌کنند. هنگامی که الوون‌ها به‌سمت بالا منحرف می‌شوند، بر روی قسمت دم افزایش می‌یابند و باعث می‌شوند که دماغه هواپیما بالا بیاید. این، منجر به صعود می‌شود. برعکس، انحراف الوون‌ها در جهت رو به پایین باعث کاهش برآ در قسمت دم می‌شود و باعث پایین آمدن دماغه هواپیما و در نتیجه فرود می‌شود.

۳) **ایلرون‌ها:** ایلرون‌ها وظیفه کنترل حرکت چرخشی هواپیما را بر عهده دارند. و بر توانایی چرخش آن تأثیر می‌گذارد. در یک هواپیمای معمولی، ایلرون‌ها روی بال‌ها، معمولاً به‌سمت لبه‌های بیرونی قرار می‌گیرند.

هنگامی که الوون‌ها در جهت مخالف منحرف می‌شوند، برای مثال، الوون سمت راست به‌سمت بالا منحرف می‌شود، و الوون چپ به‌سمت پایین منحرف می‌شود، برآ در یک بال افزایش می‌یابد، در حالی که برآ در بال دیگر کاهش می‌یابد. این منجر به یک حرکت چرخشی می‌شود که باعث می‌شود هواپیما به‌سمت کناره با کاهش ارتفاع حرکت کند. به‌طور خلاصه، ایلرون‌ها کنترل زمین را از طریق عملکرد الویتور خود و کنترل غلتش را از طریق عملکرد ایلرون خود فراهم می‌کنند. با استفاده از الوون‌ها می‌توان وزن و پیچیدگی کلی پهپادها یا هواپیماهای مدل را کاهش داد و آن‌ها را کارآمدتر و قابل مانور ساخت [۵۲–۵۰].

یو و ژانگ طرحی با عنوان سکان جریان همگام را ارائه دادند که در آن از دو سامانه الوون و برآکش شکافدار انحرافی به‌طور هماهنگ استفاده شده است. در این مقاله مطرح می شود که برای کاهش گشتاورهای مزاحم میبایست ترکیبی از هر دو سطوح کنترلی استفاده شود تا گشتاورهای ثانویه خنثی گردد [۵۳].

در شکل ۱۱ هواپیما با جود الوون روی بال قابل ملاحظه است.



شکل ۱۱– الوون موجود روی بال هواپیما

۳. ۲ سکان شکافت پسا

در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین (پهپاد)، سکان شکافت پسا به‌نوعی سطح کنترلی اطلاق می‌شود که برای مانور و تثبیت هواپیما در حین پرواز استفاده می‌شود. از دو بخش مجزا تشکیل شده است که در آن هر بخش می‌تواند به‌طور مستقل عمل کند تا کنترل دیفرانسیل کشش، گام و انحراف را ارائه دهد.

برای درک بهتر نحوه عملکرد سکان کشش اسپلیت، اجازه دهید به اجزا و عملکردهای آن بپردازیم:

۱) **کنترل سطح:** سکان شکافت پسا معمولاً در انتهای بال هواپیما قرار دارد و از دو سطح متحرک مجزا تشکیل شده است. این سطوح می‌توانند در جهت مخالف چرخانده شوند تا پسا دیفرانسیل ایجاد کنند و حرکات کنترلی را القا کنند.

۲) **کنترل چرخش:** علاوه بر کنترل گردش، سکان شکافت پسا می‌تواند به کنترل چرخش[1] هواپیما نیز کمک کند. هنگامی که هر دو بخش سکان در یک‌جهت باز شوند، به‌عنوان یک سطح کنترل واحد عمل می‌کنند. با باز کردن آن‌ها به‌سمت بالا یا پایین به‌صورت متقارن، می‌توان زاویهٔ دماغه هواپیما را به بالا یا پایین (چرخش) تغییر داد.

۳) **سیستم کنترل پرواز:** سیستم کنترل پرواز پهپاد وظیفه پردازش دستورات ورودی خلبان یا خلبان خودکار و تولید سیگنال‌های کنترلی مناسب را بر عهده دارد. در مورد سکان شکافت پسا، سیستم کنترل پرواز موقعیت هر بخش را برای دستیابی به کنترل انحراف و پیچ موردنظر تنظیم می‌کند.

۴) **کارایی:** طراحی سکان کشش تقسیم شده مزایایی را از نظر کارایی و افزونگی ارائه می‌دهد. با استفاده از کشش نامتقارن، امکان کنترل دقیق‌تری را بدون نیاز به انحرافات سطح کنترلی بزرگ فراهم می‌کند. علاوه بر این، افزونگی در سیستم تعبیه شده است که ایمنی کلی پهپاد را افزایش می‌دهد.

به‌طور خلاصه، یک سکان کشش تقسیم شده در یک پهپاد با به‌کارگیری دو بخش متحرک مجزا، کنترل دقیق روی انحراف و گام را ممکن می‌سازد. این کشش، دیفرانسیل را برای القای حرکات انحرافی تسهیل می‌کند و زمانی که هر دو بخش با هم عمل می‌کنند به کنترل گام کمک می‌کند [۵۵–۵۳].

مدنی و همکاران با ارائه روشی، اقدام به بهینه‌یابی و کاهش گشتاور رول مزاحم در استفاده از سامانه کنترلی اسپلیت درگ پرداختند. در این تحقیق با بازکردن نامتقارن صفحات اسپلیت درگ توانستند

1. Pitch

اختلاف فشار دو طرف این سطح کنترلی را کاهش داده و گشتاور غلتش اضافی را در زوایای حمله بالا کاهش دهند [۵۶]. مدنی و همکاران در مطالعه ای به صورت عددی روی بهترین مکان اسپیلت درگ روی بال هواپیما پرداختند و در نتیجه ی کار آن‌ها استفاده از سطوح کنترلی در نوک بال عملکردی مناسب داشته است[۵۷]. در آزمایش تجربی که توسط هوبر و همکاران انجام شد، سامانه کنترلی اسپلیت درگ رادر را در نوک بال یک هواپیمای بال پرنده نصب کرده و اثرات ثانویه گشتاور گردشی را محاسبه کردند. در این تحقیق محل طولی قرارگیری سامانه در طول دهانه بال هواپیما اثر به سزایی روی نتایج داشته است [۵۸].

در شکل ۱۲ وجود سکان شکافت پسا (به رنگ قرمز) موجود بر بال هواپیما قابل مشاهده است.

شکل ۱۲– نمایی از اسپیلیت درگ رادار

۳. ۳ سطوح اسپویلر شکاف‌دار

سطوح اسپویلر شکاف‌دار[1] یک دستگاه تخصصی است که در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین برای بهبود عملکرد کلی پرواز و ویژگی‌های آیرودینامیکی هواپیما استفاده می‌شود. معمولاً روی سطوح بال قرار دارد و با دست‌کاری جریان هوا برای افزایش پایداری، کنترل و برآ کار می‌کند. دفلکتور شکاف اسپویلر از دو جزء اصلی تشکیل شده است: اسپویلر و منحرف‌کننده. اسپویلر یک سطح برجسته روی بال است، معمولاً نزدیک لبه عقب که می‌تواند کشیده یا جمع شود تا جریان صاف هوا روی بال را مختل کند. این به کاهش نیروی برآ و افزایش پسا در هنگام استقرار کمک می‌کند؛ بنابراین کنترل و پایداری بهتری را فراهم می‌کند. از طرف دیگر، انحراف شکاف، شکاف باریکی است که بین بال و اسپویلر هنگام کشیده شدن ایجاد می‌شود. این شکاف اجازه می‌دهد تا مقدار کنترل شده‌ای از هوای پرفشار از سطح پایین بال بر روی سطح بالایی بریزد. این نشت هوا، لایه‌مرزی را دوباره انرژی می‌دهد و جداشدن آن از بال را به تأخیر می‌اندازد و در نتیجه باعث کاهش سرعت واماندگی و بهبود عملکرد برآ می‌شود. هنگامی که از آن استفاده نمی‌شود، اسپویلر جمع می‌شود و هم سطح بال قرار می‌گیرد. این امر، پسا را به حداقل می‌رساند و به پهپاد اجازه می‌دهد تا سرعت کروز و بازده سوخت بالاتری را حفظ کند. بااین‌حال، در طی مراحل خاصی از پرواز که در آن نیروی پسا بیشتر موردنظر است، مانند هنگام فرود یا مانورهای تهاجمی، اسپویلر به موقعیت مستقر خود کشیده می‌شود. این امر جریان هوا را مختل می‌کند، کشش اضافی ایجاد می‌کند و کنترل دقیق و پایداری را در شرایط بحرانی پرواز امکان‌پذیر می‌کند. سیستم سطوح اسپویلر شکاف‌دار معمولاً توسط یک رایانه داخلی یا سیستم کنترل پرواز کنترل می‌شود که ورودی‌ها را از سنسورهای مختلف مانند زاویه حمله، سرعت هوا و دستورات خلبان دریافت می‌کند. این ورودی‌ها انحراف اسپویلر مناسب را برای دستیابی به عملکرد مطلوب و ویژگی‌های پرواز دیکته می‌کنند.

به‌طور خلاصه، سطوح اسپویلر شکاف‌دار می‌تواند بهبود قابل‌توجهی در کنترل گردش، غلتش، پایداری و ضریب برآ را در پهپاد داشته باشد. این سطوح کنترلی قابلیت تنظیم ضریب پسا را نیز دارد و برای افزایش یا کاهش ضریب پسا، باتوجه‌به نیازهای پرواز استفاده می‌شود [۶۱-۵۹].

لوچرت و همکاران با استفاده از چندین سامانه تولید پسا در نوک بال هواپیمای بدون دم، محاسباتی را به‌وسیله روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی انجام دادند. دو سامآن‌های که در این پژوهش استفاده شد، سامانه تاشو و اسپویلر بود که هر دو اثر ثانویه زیادی بر روی گشتاور غلتش ایجاد کردند [۶۲].

در شکل ۱۳ تصویری از سطوح اسپویلر شکاف‌دار موجود روی هواپیما قابل ملاحضه است.

۳. ۴ نوک بال تمام متحرک

در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین، نوک بال‌ها نقش مهمی در کنترل پایداری و مانورپذیری هواپیما دارند. یکی از انواع طراحی نوک بال که محبوبیت پیدا کرده‌است، نوک بال "همه متحرک" یا "فعال" است. این طراحی دارای یک سطح کنترل جداگانه در نوک هر بال است که امکان کنترل بهتر و بهبود عملکرد را فراهم می‌کند. در این توضیح به طراحی نوک بال تمام متحرک، مزایا، اصول کار و کاربردهای بالقوه آن می‌پردازیم.

الف) مزایای استفاده از نکات بال متحرک:

۱) **بهبود کنترل:** نوک بال‌های متحرک قدرت کنترل بیشتری را فراهم می‌کنند و تنظیمات دقیق‌تری را برای بهینه‌سازی

1. Spoiler Slot Deflector

ویژگی‌های پرواز مانند سرعت چرخش، شعاع چرخش و پایداری انحراف فراهم می‌کنند. با تنظیم پویا موقعیت نوک بال، پاسخ هواپیما به ورودی‌های کنترلی را می‌توان افزایش داد که منجر به بهبود عملکرد پرواز می‌شود.

۲) **افزایش مانورپذیری:** توانایی کنترل مستقل نوک بال‌ها امکان مانور پیشرفته را فراهم می‌کند. این به‌ویژه در شرایطی که تغییر جهت سریع یا مانورهای چابک موردنیاز است، مفید می‌باشد. با انحراف متفاوت هر نوک بال، پهپادها می‌توانند مانورهای هوایی پیچیده را بادقت اجرا کنند.

۳) **پایداری پیشرفته:** نوک بال‌های متحرک می‌توانند به حفظ ثبات در شرایط مختلف پرواز کمک کنند. تنظیم نوک بال‌ها می‌تواند اثرات تلاطم، وزش باد و سایر مزاحمت‌ها را خنثی کند و تجربه پرواز پایدارتری را ارائه دهد. این به‌ویژه برای پهپادهای با استقامت طولانی که ممکن است با شرایط آب‌وهوایی نامطلوب مواجه شوند مفید است.

ب) کاربردهای بالقوه:

۱) **تست چابکی و مانورپذیری:** نوک بال‌های متحرک را می‌توان در تحقیق و توسعه پهپاد برای ارزیابی تأثیر پیکربندی‌های مختلف بال بر چابکی و مانورپذیری استفاده کرد. با تغییر موقعیت نوک بال و تجزیه و تحلیل داده‌های پرواز، مهندسان می‌توانند طراحی پهپاد را برای بهبود عملکرد تنظیم کنند.

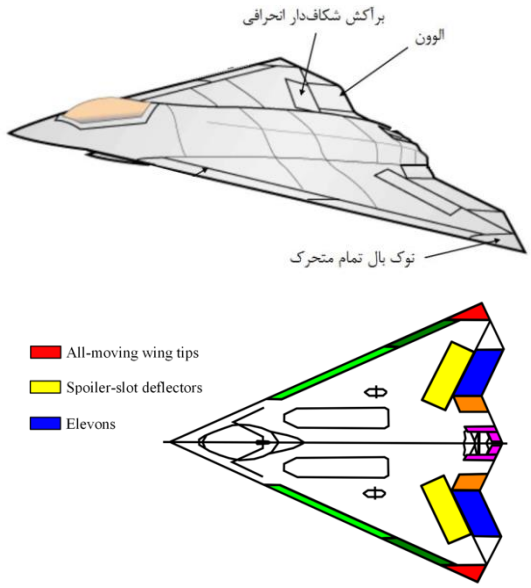
۲) **نظارت و شناسایی هوایی:** پهپادهای مجهز به نوک بال‌های متحرک می‌توانند در طول مأموریت‌های نظارتی به پرواز دقیق و پایدارتری دست یابند. این قابلیت امکان ضبط تصاویر و داده‌های بهبودیافته را فراهم می‌کند که برای کاربردهایی مانند نقشه‌برداری زمین، نظارت بر حیات‌وحش و نظارت بر مرزها ضروری است.

۳) **عملیات جستجو و نجات:** در سناریوهایی که یک پهپاد باید در زمین‌ها یا موانع مختلف حرکت کند، نوک بال‌های متحرک می‌توانند کنترل بهتری را برای تغییرات سریع در جهت فراهم کنند. این کار راندمان جستجو را بهبود می‌بخشد و رسیدن به مکان‌های دقیق را در طول مأموریت‌های نجات تسهیل می‌کند.

طراحی نوک بال متحرک چندین مزیت را در فناوری پهپاد، از جمله کنترل گردش و کنترل بهبودیافته، افزایش قدرت مانور و پایداری بیشتر، ارائه می‌دهد. با محرک‌های اختصاصی و کنترل‌کننده پرواز، این نوک‌های بال، تنظیمات دقیقی را برای بهینه‌سازی عملکرد پرواز و پاسخگویی مؤثر به ورودی‌های کنترلی امکان‌پذیر می‌کنند. کاربردهای نوک بال‌های متحرک از تحقیق و توسعه تا مأموریت‌های حیاتی مانند نظارت هوایی و عملیات جستجو و نجات را شامل می‌شود. همان‌طور که فناوری پهپاد همچنان درحال‌توسعه است، طراحی نوک بال تمام حرکتی، نوید قابل‌توجهی برای پیشرفت‌های آینده در قابلیت‌های پرواز بدون سرنشین دارد [۶۳ – ۶۲].

در آزمایشی دیگر لوچرت و همکاران با استفاده از چندین سامانه تولید پسا در نوک بال هواپیمای بدون دم، آزمایشاتی را به‌وسیله روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی انجام دادند. دو سامآن‌های که در این پژوهش استفاده شد سامانه تاشو و اسپویلر بود که هر دو اثر ثانویه زیادی بر روی گشتاور غلتش ایجاد کردند [۶۴].

در شکل ۱۳ تصویری از نوک بال تمام متحرک موجود روی هواپیما قابل ملاحظه است.



شکل ۱۳– الوون، سطوح اسپویلر شکافدار نوک، بال تمام متحرک

۴ نتیجه‌گیری

در این پژوهش در بخش اول پژوهش به بررسی عناصر انتخابی طراحی بال هواپیما پرداخته شد. این المآن‌ها سیستم‌های مکانیکی هستند که شکل بال را تغییر می‌دهند، امکان بهبود قابل‌توجهی پایداری و ایمنی پرواز در هنگام برخاستن و فرود را با افزایش مساحت بال و تغییر بال فراهم می‌کند. در بخش دوم مقاله به بررسی سطوح کنترلی‌های مهم در هواپیما پرداخته شده است. وجود هر یک از این سطوح کنترلی برای کنترل پایداری و عملکرد بخشی از شرایط پرواز مانند: افزایش برآ و کاهش پسا، قابلیت مانور، حرکت پیچش و غلتش و گردش، کنترل گردابه‌ها ضروری است. اضافه شدن هر کدام این سطوح کنترلی اضافه شدن سطوح دیگر را نفی نمی‌کند. در نهایت، هر یک از این سطوح

کنترل با یک وظیفهٔ خاص در هواپیماهای بدون سرنشین ضروری است و عملکرد و پایداری پرواز را بهبود می‌بخشد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

[1] C. Koparan, A. B. Koc, C. V. Privette, and C. B. Sawyer, "Autonomous in situ measurements of noncontaminant water quality indicators and sample collection with a UAV," *Water*, vol. 11, no. 3, 2019, Art. no. 604, https://doi.org/10.3390/w11030604.

[2] C. Koparan, A. B. Koc, C. V. Privette, and C. B. Sawyer, "In situ water quality measurements using an unmanned aerial vehicle (UAV) system," *Water*, vol. 10, no. 3, 2018, Art. no. 264, https://doi.org/10.3390/w10030264.

[3] J. Brett and A. Ooi, "Effect of sweep angle on the vortical flow over delta wings at an angle of attack of 10," *Journal of Engineering Science and Technology*, vol. 9, no. 6, pp. 768-781, 2014.

[4] P. Ashworth, "Unmanned aerial vehicles and the future navy," Sea Power Centre of Royal Australian Navy, Australia, Rep. 6, 2001.

[5] R. Martinez-Val, "Flying wings. A new paradigm for civil aviation?," *Acta Polytechnica*, vol. 47, no. 1, 2007, https://doi.org/10.14311/914.

[6] 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.

[7] J. E. Guerrero, D. Maestro, and A. Bottaro, "Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control," *Comptes Rendus Mecanique*, vol. 340, no. 1-2, pp. 67-80, 2012, https://doi.org/10.1016/j.crme.2011.11.007.

[8] 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, Session 7, 2011,

[9] Z. J. Li and D. L. Ma, "Control characteristics analysis of Split-Drag-Rudder," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 472, pp. 185-190, 2014, https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.472.185.

[10] 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.

[11] R. Whitford, "Four decades of transonic fighter design," *Journal of Aircraft*, vol. 28, no. 12, pp. 805-811, 1991, https://doi.org/10.2514/3.46102.

[12] H. Shim and S. O. Park, "Passive control of Pitch-Break of a BWB UCAV model using vortex generator," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 29, pp. 1103-1109, 2015, https://doi:10.1007/s12206-015-0222-y.

[13] S. B. Rao, A. Chatterjee, D. B. Landrum, and K. Kanistras, "Preliminary analysis of Bio-Inspired symmetric and asymmetric winglet deformation," in *AIAA Scitech 2021 Forum*, Virtual Event, 2021, Paper 0341, https://doi.org/10.2514/6.2021-0341.

[14] S. B. Rao, A. Chatterjee, and K. Kanistras, "System identification of an unmanned aerial vehicle with actuated wingtips," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, vol. 105, 2022, Art. no. 11, doi:10.1007/s10846-022-01599-z.

[15] Y. Zhang, M. Zhang, and C. Cai, "Flow control on wind turbine airfoil affected by the surface roughness using leading-edge protuberance," *Journal of Renewable and Sustainable Energy*, vol. 11, no. 6, Art. no. 063304, 2019, https://doi.org/10.1063/1.5116414.

[16] C. Cai, Z. Zuo, M. Morimoto, T. Maeda, Y. Kamada, and S. Liu, "Two-Step stall characteristic of an airfoil with a single Leading-Edge protuberance," *AIAA Journal*, vol. 56, no. 1, pp. 64-77, 2018, https://doi.org/10.2514/1.J055921.

[17] H. Kim, J. Kim, and H. Choi, "Flow structure modifications by Leading-Edge tubercles on a 3D wing," *Bioinspiration and Biomimetics*, vol. 13, no. 6, 2018, Art. No. 066011, https://doi.org/10.1088/1748-3190/aae6fc.

[18] A. Esmaeili, H. E. C. Delgado and J. M. M. Sousa, "Numerical simulations of low-Reynolds-Number flow past finite wings with leading-edge protuberances," *Journal of Aircraft*, vol. 55, no. 1, pp. 226-238, 2018, https://doi.org/10.2514/1.C034591.

[19] D. S. Miklosovic; M. M. Murray; L. E. Howle; and F. E. Fish, "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers," *Physics of Fluids*, vol. 16, no. 5, pp. L39-L42, 2004, https://doi.org/10.1063/1.1688341.

[20] Z. Ni, M. Dhanak, and T. c. Su, "Performance characteristics of airfoils with leading-edge tubercles and an internal slot," *AIAA Journal*, vol. 57, no. 6, pp. 2394-2407, 2019, https://doi.org/10.2514/1.J058145.

[21] M. A. Shorbagy, B. El hadidi, G. El Bayoumi, O. Said, and M. Fouda, "Experimental study on bio-inspired wings with tubercles," in *AIAA SciTech 2019 Forum*, San Diego, California, 2019, Paper 0848, https://doi.org/10.2514/6.2019-0848.

[22] W. A. Newsom, D. R. Satran, and J. L. Johnson, "Effects of Wing-Leading-Edge modifications on a Full-Scale, low-wing general aviation airplane: Wind-Tunnel

328-340, 2016, https://doi.org/10.1016/J.AST.2016.08.031.
[33] A. Sattarov, E. Udartsev, V. Rozbytskyi, and O. Zhdanov, "Aerodynamic performance improvement of UAV by means of Leading-Edge vortex generators," in *5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD)*, IEEE, Kiev, Ukraine, 2019, pp. 97-101, https://doi.org/10.1109/APUAVD47061.2019.8943866.
[34] E. Udartsev, O. Zhdanov, V. Rozbytskyi, and A. Sattarov, "Effect of leading-edge volumic shape vortex generators on static hysteresis of unmanned aerial vehicle wing," in *5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD)*, IEEE, Kiev, Ukraine, 2019, pp. 12-16, https://doi.org/10.1109/APUAVD47061.2019.8943911.
[35] T. K. Zhen, M. Zubair, and K. A. Ahmad, "Experimental and numerical investigation of the effects of passive vortex generators on Aludra UAV performance," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 24, no. 5, pp. 577-583, 2011, https://doi.org/10.1016/S1000-9361(11)60067-8.
[36] 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, https://doi.org/10.2514/6.1993-3447.
[37] E. Gnapowski, "Review of selected methods for increasing the aerodynamic force of the wing," *Advances in Science and Technology Research Journal*, vol. 13, no. 1, pp. 60-67, 2019, https://doi.org/10.12913/22998624/103858.
[38] E. Gnapowski, "Selected structural elements of the wing to increase the lift force," *AUTOBUSY – Technika, Eksploatacja, Systemy Transportowe*, vol. 19, no. 12, 2018, https://doi.org/10.24136/atest.2018.494.
[39] E. P. Udartsev, S. I. Alieksieienko, and O. O. Zhdanov, "Unsteady aerodynamics of vortex active wing of UAV at high and supercritical angles of attack," *Electronics and Control Systems*, no. 4, pp. 40-45, 2015, (in Ukraine).
[40] W. Krueger, "Systematic Wind-Tunnel measurements on a laminar wing with nose flap," National Advisory Committee for Aeronautics, United States, Rep. NASA-TM-79870, 1947.
[41] A. Carruthers, G. Taylor, S. Walker, and A. Thomas, "Use and function of a leading-edge flap on the wings of eagles," in *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2007, Paper 43, https://doi.org/10.2514/6.2007-43.
[42] N. Bakhtian, H. Babinsky, A. Thomas, and G. Taylor, "The low reynolds number aerodynamics of Leading-Edge flaps," *Journal of AirCraft*, vol. 45, no. 1, 2008, https://doi.org/10.2514/1.33001.
[43] F. E. Weick and C. J. Wenzinger, "The characteristics of a Clark Y wing model equipped with several forms of low-drag fixed slots," Annual Report of the National investigation of High-Angle-of-Attack aerodynamic characteristics," NASA, Tech. Rep., Virginia, Unites States, Rep. L-15101, 1982.
[23] 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," Ames Aeronautical Laboratory Moffett Field, California, Rep. NACA-RM-A55C30, 1955.
[24] F. Neitzel and J. Klonowski, "Mobile 3D mapping with a Low-Cost UAV system," in *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Zurich, Switzerland, 2011, Paper C22, http://dx.doi.org/10.5194/isprsarchives-XXXVIII-1-C22-39-2011.
[25] J. L. Johnson, W. A. Newsom, and D. R. Satran, "Full-scale wind-tunnel investigation of the effects of wing Leading-Edge modifications on the high Angle-of-Attack aerodynamic characteristics of a low-wing general aviation airplane," AIAA Aircraft Systems Meeting, Anaheim,CA,U.S.A, 1980, Rep. AIAA PAPER 80-1844, https://doi.org/10.2514/6.1980-1844.
[26] 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, https://doi.org/10.22034/jtae.2024.8.2.2.
[27] C. Papadopoulos, S. Ioannidou, P. Panagiotou and K. Yakinthos, "Numerical investigation of the impact of tubercles and wing fences on the aerodynamic behavior of a Fixed-Wing, tactical Blended-Wing-Body UAV platform," in *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2022, Peper 012015, https://doi.org/10.1088/1757-899X/1226/1/012015.
[28] J. E. Guerrero, D. Maestro, and A. Bottaro, "Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control," *Comptes Rendus Mecanique*, vol. 340, no. 1-2, pp. 67-80, 2012, https://doi.org/10.1016/j.crme.2011.11.007.
[29] Y. Oda, K. Rinoie, and T. Yuhara, "Studies on wingtip geometries by optimum spanwise lift distribution design method," in *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Grapevine, Texas, 2017, Paper 1657, https://doi.org/10.2514/6.2017-1657.
[30] A. Beechook and J. Wang, "Aerodynamic analysis of variable cant angle winglets for improved aircraft performance," in *19th International Conference on Automation and Computing*, London, UK, 2013, pp. 1-6.
[31] R. Hallion, "Retractable mulitiple winglets," United States Patent US2007/0262205, 2007.
[32] G. Narayan and B. John, "Effect of winglets induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings," *Aerospace Science and Technology*, vol. 58, pp.

Advisory Committee for Aeronautics, Tech. Rep. NACA-TR-407, 1932.
[44] W. F. Phillips, *Mechanics of Flight*. John Wiley and Sons, 2004.
[45] J. W. Smith, *Variable-camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 mission adaptive wing. National Aeronautics and Space Administration*, NASA, Scientific and Technical Information Program, 1992.
[46] P. K. Rudolph, "High-Lift systems on commercial subsonic airliners," NASA Technical Reports Server, Contractor Rep. Report Number: NASA-CR-4746, 1996.
[47] A. C. Demoret and C. F. Wisniewski, "The impact of a notched leading edge on performance and noise signature of unmanned aerial vehicle propellers," in *AIAA Scitech 2019 Forum*, San Diego, California, 2019, Paper 0159, https://doi.org/10.2514/6.2019-0159.
[48] S. V. Drovetski, "Influence of the Trailing-Edge notch on flight performance of galliforms," *The Auk*, vol. 113, no. 4, pp. 802-810, 1996, https://doi.org/10.2307/4088858.
[49] N. Cubin, "Effects of trailing edge notches on micro air vehicle performance," Ph.D. dissertation, Worcester Polytechnic Institute, Worcester, United States, 2007.
[50] P. Panitsrisit and A. Ruangwiset, "Sensor system for fault detection identification and accommodation of elevator of UAV," in *SICE Annual Conference*, IEEE, Tokyo, Japan, 2011, pp. 1040-1053, https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0522.
[51] G. Ducard, K. C. Kulling, and H. P. Geering, "Evaluation of reduction in the performance of a small UAV after an aileron failure for an adaptive guidance system," in *American Control Conference*, IEEE, New York, NY, USA, 2007, pp. 1793-1798, https://doi.org/10.1109/ACC.2007.4282845.
[52] Z. Liu and B. Zhang, "Investigation on a flow coupling rudder for directional control of a Low-Aspect tailless configuration with Diamond-Shaped wing," *Aerospace*, vol. 9, no. 2, 2022, Art. no. 79, https://doi.org/10.3390/aerospace9020079.
[53] 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.
[54] K. C. Huber, D. D. Vicroy, A. Schuette, and A. Huebner, "UCAV model design and static experimental investigations to estimate control device effectiveness and S and C capabilities," in *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New York, NY, USA, 2014, Paper 2002, https://doi.org/10.2514/6.2014-2002.
[55] 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.
[56] A. Madani, M. H. Djavareshkian, and R. Karimi Kelayeh, "Optimization of split drag rudder mechanism at different angles of attack in a flying wing airplane," *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, vol. 11, no. 1, pp. 1-16, 2022, (In Persion).
[57] 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, no. 2, pp. 25-37, 2023, (In Persion).
[58] K. C. Huber, D. D. Vicroy, A. Schuette, and A. Huebner, "UCAV model design and static experimental investigations to estimate control device effectiveness and S&C capabilities," in *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, GA, 2014, Peper 2002, https://doi.org/10.2514/6.2014-2002.
[59] S. Jixiang, H. Yong, S. Jichuan, L. Yonghong, and P. Xin, "Effect of the novel embedded control surfaces on direction control characteristic of Low-Aspect-Ratio Flying-Wing configuration," *ACTA Aerodaynamica Sinica*, vol. 33, no. 3, pp. 296-301, 2015, (In China), https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0112.
[60] X. Zihan, M. Tielin, G. Wenbiao, Y. Chuanguang, and L. Gen, "Applications of active flow control technologies in low aspect ratio flying wing UAV aerodynamic design," in *2017 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS)*, Beijing, China, 2017, pp. 44-48, https://doi.org/10.1109/ICUS.2017.8278315.
[61] B. Jeong *et al.*, "Yaw-Control spoiler design using design of experiments-based wind tunnel testing," *Journal of Aircraft*, vol. 52, no. 2, pp. 713-718, 2015, https://doi.org/10.2514/1.C032747.
[62] W. Gillard, K. Dorsett, W. Gillard, and K. Dorsett, "Directional control for tailless aircraft using all moving wing tips," in *22nd Atmospheric Flight Mechanics Conference*, New Orleans, LA, U.S.A., 2006, Paper AIAA-97-3487, https://doi.org/10.2514/6.1997-3487.
[63] D. Bie, W. Gan, T. Ma, Q. Zhang, and X. Zhang, "Development of the AMT in yawing control of flying wing UAVs," in *2017 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS)*, Beijing, China, 2017, pp. 404-406, https://doi.org/10.1109/ICUS.2017.8278378.
[64] P. Löchert, K. C. Huber, M. Ghoreyshi, and J. Allen, "Control device effectiveness studies of a 53° swept flying wing configuration. Experimental, computational, and modeling considerations," *Aerospace Science and Technology*, vol. 93, 2019, Art. no. 105319, https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105319.