

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

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: javareshkian@um.ac.ir

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 به وسیله 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 محیط زیست، کشاورزی و همچنین صنعت نظامی می‌باشد. از مزایای استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین می‌توان به کارایی بالا، دسترسی به مناطق دشوار و خطرناک، کاهش هزینه اشاره کرد. با این حال، استفاده از هواپیما بدون سرنشین همچنین با چالش‌ها و مشکلاتی همراه است. یکی از مهم‌ترین مشکلات، خطر از دست دادن کنترل و مشکلات آیرودینامیکی و اتمام سوخت و در زوایای حمله‌ی مختلف است. بهبود ضرایب آیرودینامیکی می‌تواند به افزایش امنیت پرواز و کاهش خطرات مربوط به از دست دادن 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 می‌پردازیم.

واژه‌های کلیدی: ضرایب آیرودینامیکی، پهناد، سطوح کنترلی، بال هواپیما، دندان سگ

Investigating Selected Methods to Improve Aerodynamic Coefficients and Performance of UAV

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

1. M.Sc. 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: javareshkian@um.ac.ir

An unmanned 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, as well as 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.

Keywords: Aerodynamic coefficients, UAV, Control surfaces, Wing, Dog tooth



COPYRIGHTS

© 2024 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 Esfandabadi¹, M. H. Javareshkian, "Investigating Selected Methods to Improve Aerodynamic Coefficients and Performance of UAV", *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, (in Persian).

۱ مقدمه

هواپیما بدون سرنشین؛ یا به عبارتی دیگر هواپیماهای بدون سرنشین، نوعی هواپیما هستند که بدون نیاز به خلبان بشری قادر به پرواز می باشند. این پهپادها یا هواپیماها با استفاده از پردازنده های هوشمند، سنسورها و دستیابی به اطلاعات جی پی اس^۱ و داده های جوی، قادر به هدایت خود کار و انجام مأموریت های مشخص در هوا می باشند [۱]. از دید تکنولوژی، هواپیمای بدون سرنشین به عنوان یک نوآوری مهم در صنعت هوافضا و هواپیمایی محسوب می شوند. این شاهکارهای تکنولوژیک، قابلیت هدایت، جمع آوری اطلاعات، نقشه برداری، ارتقاء امنیت و انجام تحقیقات علمی را در حوزه های مختلف فراهم می کنند [۲]. یکی از بهترین مزیت های هواپیماهای بدون سرنشین عملکرد بالا و دقت بالای آن ها است. این امر باعث شده تا بتوانند به صورت موثر و کارآمد وظایف مختلف را انجام دهند [۳]. همچنین، به دلیل عدم نیاز به خلبان، استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین هزینه های نگهداری و عملیاتی را به طور قابل توجهی کاهش می دهد [۴]. در حال حاضر، بسیاری از شرکت ها و سازمان های در حال توسعه خواهان استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین هستند و آینده این فناوری در حوزه های مختلف روشن و واضح به نظر می رسد. با ادامه پیشرفت فناوری و بهره گیری از قابلیت های هوش مصنوعی و اینترنت اشیاء، هواپیماهای بدون سرنشین می توانند نقشی بسیار مهم در جهان امروز و همچنین در آینده بازی کنند [۵].

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

(۱) مراقبت از محیط زیست: هواپیماهای بدون سرنشین می توانند در مأموریت های نظارت و پایش محیط زیست به کشف رد پای آلودگی هوا و آب، تشخیص آتش سوزی ها، مشاهده تغییرات طبیعی و شناسایی جانوران و گیاهان در مناطق دشوار کمک کنند.

(۲) امنیت مرزها و سامانه های نظامی: این هواپیماها همچنین می توانند در کنار نظامیان و نیروهای امنیتی به منظور کنترل مرزها، تشخیص هوشمندانه قایق ها و هواپیماهای مشکوک، نظارت بر منابع طبیعی و شناسایی مناطق ممنوعه استفاده شوند.

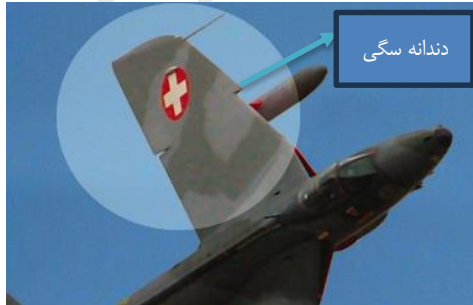
(۳) کشاورزی هوشمند: هواپیماهای بدون سرنشین در کشاورزی هوشمند کاربردهای فراوانی دارند. با تحلیل دقیق تصاویر هوایی و استفاده از الگوریتم های هوشمند می توانند موجودیت هایی مانند نیاز به آبیاری، نوع و میزان مواد مغذی در زمین ها را تشخیص داده و برنامه مطلوب را برای تولید بهینه محصولات کشاورزی پیشنهاد کنند.

در کل، هواپیماهای بدون سرنشین با بهره گیری از رویکردهای هوش مصنوعی و تکنولوژی مورد استفاده در صنایع دیجیتال، به طور متناسب با تقاضا و نیازهای مختلف، به عنوان یک ضرورت در زمینه هواپیمایی و صنعت هوافضا در نظر گرفته شوند [۶، ۷]. پیش بینی و بررسی دقیق ویژگی های آئرو دینامیکی هواپیما در فرایند طراحی اولیه حیاتی است. علاوه بر این، تعریف ویژگی های آئرو دینامیکی هواپیماهای موجود نیز دارای اهمیت است. در هردو مورد، به دست آوردن ضرایب آئرو دینامیکی، مانند نیروی برآ^۸، پسا^۹ و منحنی های لحظه ای برای تعیین پایداری و عملکرد هواپیما ضروری است [۸]. با پیشرفت روزافزون، علم آئرو دینامیک راه های مختلفی را برای افزایش عملکرد کنترلی هواپیماها به کار می گیرد. در اوایل سال ۱۹۹۰، آمریکا برنامه کنترل افکنورهای نوآورانه^{۱۰} را راه اندازی کرد که هدف آن توسعه و بررسی سامانه های کنترلی برای هواپیماهای بدون سرنشین بود. این برنامه به دو مرحله تقسیم شد. در این پژوهش مطالعه دقیقی بر روی سطوح کنترلی های مختلف که از جمله آن ها سطوح کنترلی های معمولی مانند فلپ^{۱۱}، الوون^{۱۲}، فلپ لبه حمله^{۱۳} و برخی سطوح کنترلی های مبتکرانه مانند سکان شکافت پسا^{۱۴}، نوک بال تمام متحرک^{۱۵} در آن بررسی گردید [۹]. روش های متعددی برای برطرف کردن مشکلات ناشی از جدایش جریان و گردابه ها بر روی سطوح کنترلی وجود دارد. به طور کلی تجهیزات آیرودینامیکی باعث ایجاد تغییر در گردابه های بال شامل: بال لبه حمله سینوسی، وینگلت^{۱۶}، دندان سگی^{۱۷}، مولد گرداب^{۱۸}، فنس^{۱۹} و غیره می باشد [۱۰]. یکی از مهم ترین مشکلات در هواپیمای بدون سرنشین و کلیه هواپیماها، خطر از دست دادن کنترل و اتمام سوخت و مشکلات آیرودینامیکی در زوایای حمله مختلف است. در این پژوهش به بررسی نمونه ها، ابزارها و تغییر شکل های ایجاد شده روی بال هواپیما جهت بهبود ضرایب آیرودینامیکی در زاویه ی حمله پایین و بالا، برد پروازی، کاهش مصرف سوخت و می پردازیم.

9. Split drag rudder
All moving wing tips
11. Winglet
12. Dog tooth
13. Vortex generator
14. Fence

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

راژو و همکاران، یک نمونه پهباد 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 بهبود یافته است [۱۴]. نمونه ای از ایجاد دندانه‌ی سگ روی بال یک هواپیمای بدون سرنشین را در شکل ۱ قابل مشاهده می‌باشد.



شکل ۱- دندانه ی سگ روی بال یک هواپیمای بدون سرنشین

۲.۲ بال لبه حمله سینوسی^{۱۷}

بال لبه حمله سینوسی که به عنوان بال سینوسی یا بال موج دار 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 پهبادها 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 صاف تری 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 تاخیر انداختن 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 به ویژه برای پهبادهایی که نیاز به کار در محیط‌های چالش برانگیز 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 در عین حال 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 مانورهای طولانی‌تر یا افزایش ظرفیت محموله منجر می‌شود. علاوه بر این، بال لبه حمله سینوسی نیز به کاهش نویز کمک می‌کند. جریان هوای صاف

۲ نمونه‌های متصل به بال و ایجاد تغییرهای مختلف بال

۱.۲ دندانه سگی

"دندان سگی" در زمینه پهبادها (وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین) به ویژگی طراحی خاصی که در برخی بال‌های هواپیما یافت می‌شود اشاره دارد. این لبه حمله پلکانی یا دندانه دار 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 پهباد آورده شده است:

- (۱) کاهش پسا: لبه حمله ناهموار جریان هوا را روی سطح بال مختل می‌کند. این جریان متلاطم لایه مرزی را از سطح بال جدا می‌کند و کشش ناشی از تعامل بین هوا و بال را کاهش می‌دهد.
- (۲) تاخیر در واماندگی^{۱۸}: 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 تعویق انداختن توقف، هواپیما در زوایای حمله بالاتر (زاویه بین خط وتر بال و جریان هوای مقابل) و سرعت‌های کمتر قابل کنترل می‌ماند.
- (۳) بهبود توزیع برآ: شکل ناهموار لبه حمله باعث تغییر در توزیع برآ در طول دهانه بال می‌شود. این منجر به توزیع کارآمد تر برآ، کاهش احتمال توقف نوک بال‌ها و بهبود کنترل با سرعت پایین می‌شود.
- (۴) کاهش گردابه‌های نوک بال^{۱۹}: گردابه‌های نوک بال، چرخش‌هایی از هوا هستند که در انتهای بال ایجاد می‌شوند و باعث کشش القایی می‌شوند. وجود دندان سگ در شکل گیری این گرداب‌ها اختلال ایجاد می‌کند و به طور موثر کشش تولید شده توسط آنها را کاهش می‌دهد.
- (۵) پایداری در زوایای حمله بالا: طراحی دندان سگ زمانی که پهباد در زوایای حمله بالا عمل می‌کند، ثبات بیشتری را برای پهباد فراهم می‌کند و امکان کنترل دقیق تری را در حین مانورها^{۲۰} برآستن و فرود می‌دهد.

توجه به این نکته مهم است که همه پهبادها از طرح دندان سگ در بال‌های خود استفاده نمی‌کنند. استفاده از دندان سگ به الزامات خاص مانوریت مورد نظر پهباد و عوامل دیگری مانند وزن، اندازه و ملاحظات کلی طراحی بستگی دارد [۱۳، ۱۲، ۱۱].

17. Maneuvers
18. Sinus leading edge wing

15. Stall
16. Wing tip vortex

سطح بال وجود دارد که منجر به از دست دادن 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 پهناد نیز می‌تواند در افزایش پایداری و مانورپذیری کلی هواپیما نقش داشته باشد. این می‌تواند به عنوان یک نقطه مرجع برای خلبانان یا سیستم‌های خلبان خودکار عمل کند و به حفظ مسیر پرواز مورد نظر و جلوگیری از انحراف بیش از حد کمک کند. به طور کلی، فنس روی بال پهناد برای بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی و پایداری هواپیما، امکان انجام عملیات پرواز ایمن تر و کارآمدتر را فراهم می‌کند. هدف آنها بهبود بازده آیرودینامیکی هواپیما با کاهش پسا و افزایش بهره‌وری سوخت است [۲۵، ۲۴، ۲۳، 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 زاویه‌ی حمله‌ی بالا رسیدند [۲۶]. پادپولوس 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

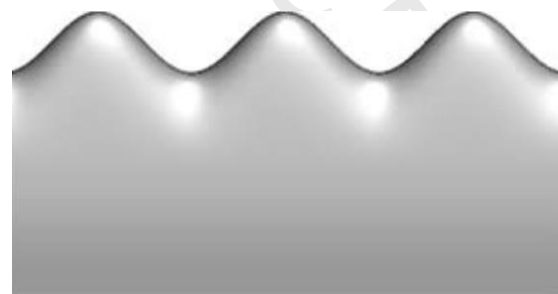
۴.۲ وینگلت

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

روی سطح بال به حداقل رساندن نویز آیرودینامیکی کمک می‌کند و منجر به عملکرد آرام تر پهناد می‌شود. این می‌تواند در کاربردهایی که مخفی کاری یا قابلیت تشخیص کم مورد نظر است، مانند نظارت یا عملیات نظامی مهم باشد. شایان ذکر است، در حالی که 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. با این حال، با پیشرفت در طراحی به کمک کامپیوتر و فناوری‌های ساخت افزودنی، این چالش‌ها قابل کنترل تر شده و انتظار می‌رود استفاده از بال‌های لبه سینوسی در پهنادها در آینده گسترده‌تر شود [۱۵، ۱۶، ۱۷، ۱۸].

میکلووسیک و همکاران در یک پژوهش، عملکرد بال با لبه حمله‌ی سینوسی و بال ساده با همان شرایط را در تونل باد مورد ارزیابی قرار دادند؛ و به این نتیجه رسیدند که ایجاد لبه حمله‌ی سینوسی در یک بال می‌تواند زاویه واماندگی را در حدود ۴۰ درصد افزایش دهد [۱۹]. نی و همکاران در یک مطالعه‌ی عددی به بررسی ایجاد پیچش در بال و اثر آن بر عملکرد آیرودینامیکی پرداخته‌اند. بر اساس این مطالعه در بال با لبه حمله‌ی سینوسی، ایجاد پیچش موجب به تأخیر انداختن واماندگی شده و به این صورت از افت ضریب برآ جلوگیری کرده است [۲۰]. شورباقی و همکاران در پژوهشی به صورت تجربی با قرار دادن 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 ۴۸ درصد می‌شود [۲۱].

نمونه‌ای از بال لبه‌ی حمله‌ی سینوسی در شکل ۲ قابل ملاحظه می‌باشد.

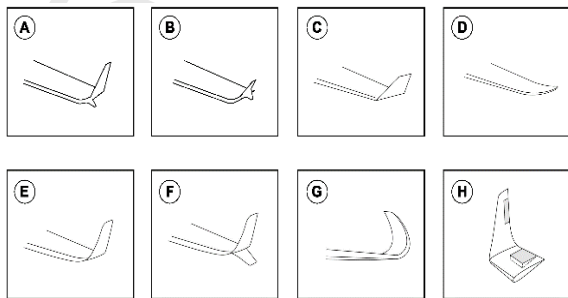


شکل ۲- لبه حمله‌ی سینوسی در بال

۳.۲ فنس

فنس روی بال پهناد یک عنصر ساختاری است که معمولاً در نزدیکی لبه حمله بال قرار دارد. این یک مانع کوچک و عمودی است که از سطح بال به سمت بالا امتداد می‌یابد. وظیفه اصلی فنس کنترل جریان هوا بر روی بال، به ویژه در زوایای حمله بالا است. هنگامی که یک هواپیما در زاویه حمله بالا کار می‌کند، تمایل به جدا شدن جریان هوا از

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



شکل ۴- انواع بالچه^{۱۹} ایجاد شده روی بال هواپیما (A) بالچه وایتکامب (B) فنس نوک (C) بالچه کانتد (D) بالچه تیغ دار (E) بالچه ترکیب شده (F) بالچه ترکیبی تقسیم شده (G) بالچه شبه کوسه ماهی (H) بالچه فعال^{۲۶}

۵.۲ 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 پهنپدال استفاده می‌شود. این پهنپدال برای دستکاری جریان هوا بر روی بال‌ها یا بدنه پهنپدال طراحی شده است که منجر به بالا بردن بهبود یافته، کاهش کشش، افزایش قدرت مانور و بهتر شدن 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 لایه مرزی که لایه نازک هوا در مجاورت سطح بال است، انرژی می‌دهند. با افزایش انرژی در لایه مرزی، مولد گرداب از جدا شدن زودهنگام لایه مرزی 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 پهنپدال، ویژگی‌های پرواز مورد نظر و بهبود آیرودینامیکی مورد نظر 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 ناحیه ای کم فشار در بالای بال یا سطح ایجاد می‌کند که به تاخیر در جداسازی جریان کمک می‌کند. در نتیجه، بال می‌تواند برآ بیشتری، به خصوص در زوایای حمله بالاتر یا در هنگام پرواز با سرعت پایین ایجاد کند. علاوه بر این، وجود مولدهای گردابی می‌تواند به تاخیر انداختن

(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 به طور موثری 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 کنند. این به این معنی است که هواپیما می‌تواند برآ بیشتری ایجاد کند در حالی که 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 پهنپدال کمک می‌کنند.

(۴) استقامت و افزایش برد: با کاهش پسا و افزایش نسبت برآ به پسا، پهنپدال‌های مجهز به بال‌ها می‌توانند استقامت و قابلیت‌های برد بهبود یافته را تجربه کنند. این امر به ویژه برای مأموریت‌های طولانی مدت یا هنگام عملیات در محیط‌های چالش برانگیز مهم است.

(۵) ایمنی و مانورپذیری: وینگ لت‌ها می‌توانند ایمنی و قابلیت مانور پهنپدال‌ها را به ویژه 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 در حالی که وینگ لت‌ها مزایای قابل توجهی برای پهنپدال‌ها ارائه می‌دهند، طراحی و یکپارچه سازی آنها باید به دقت مورد توجه قرار گیرد. عواملی مانند شکل بال، اندازه، نسبت ابعاد و الزامات مأموریت هواپیما نقش کلیدی در تعیین طراحی بهینه بال برای یک پهنپدال خاص دارند. به طور کلی، وینگلت‌ها افزودنی ارزشمند برای پهنپدال‌ها هستند که به عملکرد کلی، استقامت و کارایی آنها کمک می‌کند [۳۱،۳۰،۲۹،۲۸].

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

23. Blended
24. Blended split
25. Shark let
26. Active winglets

19. Winglet
20. Whitcomb
21. Cantled
22. Raked

انداختن 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 از دست دادن الویتور و پایداری شود و منجر به ناکارآمدی و مشکلات ایمنی بالقوه شود. گرداب‌ها با انرژی 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 به طور بالقوه منجر به از دست دادن کنترل می‌شود. با معرفی ورتیلون‌ها، جریان هوا بیشتر به بال‌ها متصل می‌شود و حتی در شرایط توقف، هواپیما کنترل و پایداری بیشتری 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 به ویژه 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 مورد نظر متفاوت باشد. بسته به اثرات و کاربرد مورد نظر می‌توان آنها را به لبه جلو، لبه عقب یا نوک بال متصل کرد [۳۹، ۳۸، ۳۷].

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



شکل ۶- ورتیلون‌های چسبیده به بال هواپیما

۷.۲ فلپ کروگر

فلپ کروگر^{۲۸} 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

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 از دست دادن برآ می‌شود و به طور بالقوه منجر به از دست دادن 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. به طور کلی، ایجاد مولد گردابی در طراحی یک پهپاد می‌تواند عملکرد آیرودینامیکی آن را با افزایش برآ، کاهش پسا، تاخیر در واماندگی و بهبود مانورپذیری به طور قابل توجهی افزایش دهد. این امر منجر به بهبود راندمان پرواز، قابلیت‌های عملیاتی گسترده و بهتر شدن ویژگی‌های کنترل کلی پرواز می‌شود [۳۵، ۳۴، ۳۳].

بارت و فرخی کاربرد مولد گرداب را بر روی ایرفویل NACA 4415 ایجاد کردند و دریافتند که با استفاده از طرح مولد گرداب می‌تواند زاویه حمله را افزایش دهند [۳۶]. در شکل ۵ نمونه ای از مولد گرداب موجود روی بال هواپیما به تصویر کشیده شده است.



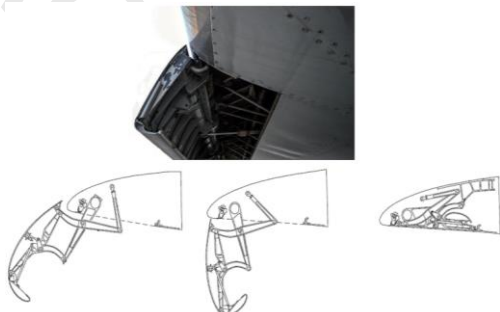
شکل ۵- مولد گرداب موجود روی بال هواپیما

۶.۲ ورتیلون

ورتلون‌ها 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 تاخیر

27. Vortilon
28. Krueger flap

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



شکل ۷- طراحی و عملکرد فلپ کروگر

۸.۲ شکاف ثابت

شکاف ثابت 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 سازمان یافته از منابع پهپاد استفاده می‌شود. شکاف ثابت را می‌توان به عنوان یک پنجره‌ی زمانی (مدت زمان 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 به طور همزمان عملیاتی می‌شوند یا برای چندین مأموریت پشت سر هم برنامه ریزی 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^{۳۱} و منابع موجود تعیین شود. معمولاً توسط یک ایستگاه کنترل زمینی یا مرکز عملیات، برنامه ریزی و هماهنگ می‌شود، جایی که اپراتورها بر فعالیت‌های پهپاد نظارت و مدیریت می‌کنند. در طول شکاف ثابت، به پهپاد وظایف یا اهداف خاصی برای انجام دادن 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 اختصاص داده شده برنامه ریزی یا از راه دور کنترل می‌شود. با استفاده از شکاف‌های ثابت، عملیات پهپاد را می‌توان به خوبی هماهنگ کرد و اطمینان حاصل کرد که مأموریت‌ها به شیوه‌ای سازمان یافته بدون هم پوشانی یا تضاد با سایر عملیات‌ها انجام می‌شوند. این به بهینه سازی استفاده از پهپادها، به حداقل رساندن

لبه جلویی بال هواپیما قرار دارد. هنگامی که مستقر می‌شود، به سمت پایین امتداد می‌یابد، به طور موثری کمبر بال را افزایش می‌دهد و یک شکل منحنی ایجاد می‌کند. این شکل منحنی در سرعت‌های پایین‌تر، ضریب برآی بیشتری را ایجاد می‌کند.

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

(الف) 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 کوتاه تر 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.

(ب) طراحی و استقرار: فلپ کروگر معمولاً با چرخاندن آن به سمت پایین از موقعیت ذخیره شده خود در لبه جلویی بال مستقر می‌شود. می‌توان آن را به طور خودکار توسط سیستم کنترل پرواز هواپیما یا به صورت دستی توسط خلبان افزایش داد.

(ج) 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 به عنوان دراپ^{۳۲} شناخته می‌شود، به تأخیر در شروع جداسازی جریان کمک می‌کند و امکان افزایش حداکثر ضریب برآی هواپیما را فراهم می‌کند.

معایب بالقوه

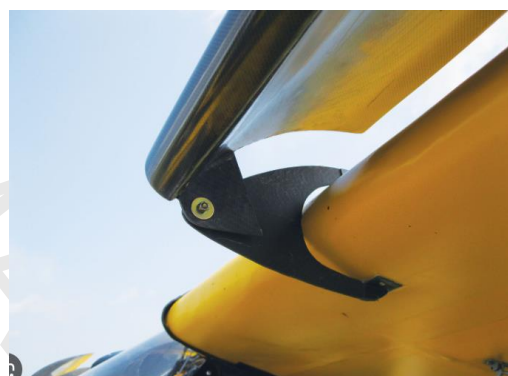
در حالی که فلپ کروگر مزایای قابل توجهی از نظر افزایش برآی و بهبود عملکرد دارد، می‌تواند به پیچیدگی و وزن هواپیما بیافزاید. مکانیسم‌های اضافی مورد نیاز برای استقرار و عقب نشینی فلپ، و همچنین تقویت ساختاری آن، می‌تواند بر وزن و تعادل کلی پهپاد تأثیر بگذارد.

به طور کلی، فلپ کروگر یک وسیله‌ای است که در پهپادها برای بهبود عملکرد هواپیما در هنگام برخاستن و فرود استفاده می‌شود. توانایی آن برای ایجاد برآ افزایش یافته در سرعت‌های پایین امکان عملیات ایمن تر و کارآمدتر را در شرایط مختلف پرواز فراهم می‌کند [۴۱،۴۰].

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

زمان خرابی و افزایش کارایی کلی کمک می‌کند. علاوه بر این، استفاده از شکاف‌های ثابت نیز با برنامه ریزی 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. به طور خلاصه، 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. برنامه ریزی و هماهنگی کارآمد عملیات پهپاد، حداکثر استفاده از آنها و اطمینان از مدیریت امن و سازمان یافته فضای هوایی را امکان پذیر می‌سازد. [۴۵، ۴۴، ۴۳].

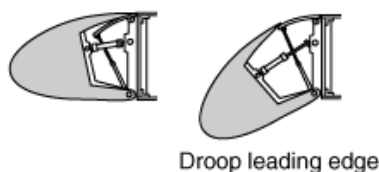
شکل ۸ نمایشی از شکاف ثابت روی بال هواپیما است.



شکل ۸- شکاف ثابت روی بال هواپیما

۹.۲ افتادگی لبه حمله

افتادگی لبه حمله^{۳۲} 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 به سمت 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 به دلیل از دست دادن برآ به دلیل زاویه حمله زیاد است، جریان هوا بر روی بال‌ها متلاطم می‌شود و از سطح جدا می‌شود و در نتیجه کنترل از دست می‌رود و به طور بالقوه منجر به موقعیت خطرناکی برای هواپیما می‌شود. افتادگی لبه حمله با ایجاد یک گرداب قوی‌تر بر روی بال، در به تاخیر انداختن شروع واماندگی کمک می‌کند، که تولید برآ را در زوایای حمله بالا بهبود می‌بخشد. با اجازه دادن به لبه جلویی بال به سمت پایین،



شکل ۹- افتادگی لبه حمله

۱۰.۲ لبه بریده بریده

لبه بریده بریده^{۳۳} اگر پهپاد، که به عنوان 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

32. Leading-edge droop

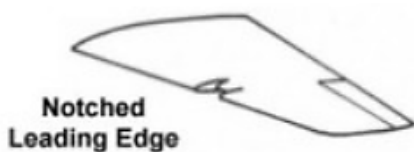
34. Notched Leading Edge

33. Automobile handling

ماموریت‌های حساس مانند جمع‌آوری اطلاعات یا نظارت به طور مخفیانه عمل کنند. به طور خلاصه، لبه بریده بریده در پهنادهای چندین مزیت از جمله آیرودینامیک پیشرفته، افزایش بازده بال، مانورپذیری بهبود یافته، پایداری بیشتر و قابلیت‌های مخفی کاری بالقوه را فراهم می‌کند. این ویژگی‌های طراحی به عملکرد کلی و تطبیق پذیری هوابیماهای بدون سرنشین در سناریوهای مختلف ماموریت کمک می‌کند [۵۰، ۴۹، ۴۸]. در شکل ۱۰ نمایی از ناچ در بال هوابیما و یک مدل شماتیک قابل ملاحظه است.



(الف)



(ب)

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

۳ سطوح کنترل پر کاربرد در هوابیما

۱.۳ الوون

الوون یک پیکربندی سطح کنترلی است که در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین یا هوابیماهای مدل استفاده می‌شود. این ترکیبی از الویتور و ایلرون است، از این رو به نام "الوون" شناخته می‌شود. هدف اصلی از پیکربندی الوون فراهم کردن کنترل گردش^{۳۵} و غلتش^{۳۶} برای هوابیما است. با ادغام عملکرد الویتور^{۳۷} و ایلرون^{۳۸} راه اندازی 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 ایده آل برای پهنادهایی 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.

شامل ایجاد بریدگی‌ها یا فرورفتگی‌ها در امتداد لبه جلویی بال‌ها یا سطوح کنترلی هوابیما 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 گردابه‌ها به تاخیر و کاهش شروع جداسازی جریان کمک می‌کنند، که معمولاً در زوایای حمله بالا یا در حین مانور مشاهده می‌شود. جداسازی جریان می‌تواند منجر به از دست دادن قدرت برآ و کنترل شود و بر عملکرد پهناد تأثیر منفی بگذارد. با استفاده از NLG، هوابیما می‌تواند کنترل و ثبات بهتری را در شرایط پرواز چالش برانگیز حفظ کند.

(۲) کارایی بال: بریدگی‌های لبه جلویی بال به بهبود نسبت برآ به پسا آن کمک می‌کند. تولید گردابه‌ها از طریق NLG باعث کاهش کشش و ارتقاء ویژگی‌های برآ می‌شود. این به پهناد اجازه می‌دهد تا برای همان مقدار کشش، نیروی برآ بیشتری ایجاد کند و به آن امکان می‌دهد با سرعت‌های بالاتر پرواز کند یا محموله‌های سنگین تری را حمل کند در حالی که انرژی کمتری مصرف می‌کند. راندمان بهبود یافته بال به افزایش استقامت و برد برای ماموریت‌های پهناد تبدیل می‌شود.

(۳) مانورپذیری: قدرت مانور، پهناده‌ها را به ویژه در رژیم‌های آلفای بالا (زاویه حمله) افزایش می‌دهد. گردابه‌های ایجاد شده توسط شکاف‌ها به جریان هوای لایه مرزی انرژی می‌بخشد و هوابیما را قادر می‌سازد تا کنترل خود را در زوایای حمله بالا حفظ کند. این به ویژه در هنگام برخاستن، فرود، و در پیچ‌های تنگ مفید است. طراحی NLG به پهناده‌ها 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 پهناده‌ها را افزایش دهند. با بهبود جریان هوا بر روی بال، آنها به توزیع بهتر برآ کمک می‌کنند و خطر توقف نوک بال و از دست دادن کنترل را کاهش می‌دهند. این افزایش پایداری به پهناده‌ها کمک می‌کند تا به طور ایمن و مستقل عمل کنند و وابستگی به سیستم‌های کنترل پرواز پیچیده را به حداقل برسانند.

(۵) قابلیت‌های مخفی کاری: همچنین می‌تواند مزایای مخفی کاری برای کاربردهای خاص پهناد داشته باشد. بریدگی‌ها به کنترل جریان هوا در اطراف بال‌ها کمک می‌کنند و تولید نویز آیرودینامیکی را کاهش می‌دهند. این امر پهناده‌ها را ساکت‌تر و کمتر قابل شناسایی می‌کند و به آنها اجازه می‌دهد تا در

شکل ۱۱- الوون موجود روی بال هواپیما

۲.۳. سکان شکافت پسا

در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین (پهپاد)، سکان شکافت پسا به نوعی 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 به طور 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 هواپیما نیز کمک کند. هنگامی که هر دو بخش سکان در یک جهت باز شوند، به عنوان یک سطح کنترل واحد عمل می‌کنند. با باز کردن آنها به سمت بالا یا پایین به صورت متقارن، می‌توان زاویه ی 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 مورد نظر 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 دقیق تری 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.

به طور خلاصه، یک سکان کشش تقسیم شده در یک پهپاد با به کارگیری 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 [۵۴، ۵۵، ۵۶].

مدنی و همکاران با ارائه روشی، اقدام به بهینه یابی و کاهش گشتاور رول مزاحم در استفاده از سامانه کنترلی اسپلیت درگ پرداختند. در این تحقیق با بازکردن نامتقارن صفحات اسپلیت درگ توانستند اختلاف فشار دو طرف این سطح کنترلی را کاهش داده و گشتاور

(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 برای پایین یا بالا بردن دماغه هواپیما، به سمت بالا یا پایین حرکت می‌کند.

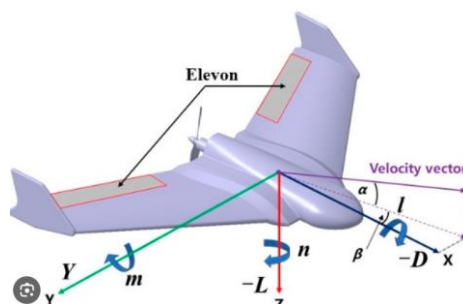
(۲) در تنظیم الوون، هر دو الوون به طور همزمان حرکت می‌کنند. هنگامی که الوون‌ها به سمت بالا منحرف می‌شوند، بر روی قسمت دم افزایش می‌یابند و باعث می‌شوند که دماغه هواپیما بالا بیاید. این، منجر به صعود می‌شود. برعکس، انحراف الوون‌ها در جهت رو به پایین باعث کاهش برآ در قسمت دم می‌شود و باعث پایین آمدن دماغه 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 به سمت لبه‌های بیرونی قرار می‌گیرند.

هنگامی که الوون‌ها در جهت مخالف منحرف می‌شوند، برای مثال، الوون سمت راست به سمت بالا منحرف می‌شود، و الوون چپ به سمت 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 به سمت کناره با کاهش ارتفاع حرکت کند. به طور خلاصه، ایلون‌ها 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 [۵۱، ۵۲، ۵۳].

یو و ژانگ طرحی با عنوان سکان جریان همگام را ارائه دادند که در آن از دو سامانه الوون و برآکش شکافدار انحرافی به طور هماهنگ استفاده شده است. در این مقاله مطرح می‌شود که برای کاهش گشتاورهای مزاحم میبایست ترکیبی از هر دو سطوح کنترلی استفاده شود تا گشتاورهای ثانویه خشی گردد [۵۴].

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



این امر، پسا را به حداقل می‌رساند و به پهنای اجازه می‌دهد تا سرعت کروز و بازده سوخت بالاتری را حفظ کند. با این حال، در طی مراحل خاصی از پرواز که در آن نیروی پسا بیشتر مورد نظر 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 امکان پذیر 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.

به طور خلاصه، سطوح اسپویلر شکافدار می‌تواند بهبود قابل توجهی در کنترل گردش، غلتش، پایداری و ضریب برآ را در پهنای داشته باشد. این سطوح کنترلی قابلیت تنظیم ضریب پسا را نیز دارد و برای افزایش یا کاهش ضریب پسا، با توجه به نیازهای پرواز استفاده می‌شود [۶۲، ۶۱، ۶۰].

لوچرت و همکاران با استفاده از چندین سامانه تولید پسا در نوک بال هوابیما بدون دم، محاسباتی را به وسیله روشهای دینامیک سیالات محاسباتی انجام دادند. دو سامانه ای که در این پژوهش استفاده شد، سامانه تاشو و اسپویلر بود؛ که هر دو اثر ثانویه زیادی بر روی گشتاور غلتش ایجاد کردند [۶۳].

در شکل ۱۳ تصویری از سطوح اسپویلر شکافدار موجود روی هوابیما قابل ملاحظه است.

۳.۳ نوک بال تمام متحرک

در وسایل نقلیه هوابی بدون سرنشین، نوک بال‌ها نقش مهمی در کنترل پایداری و مانورپذیری هوابیما دارند. یکی از انواع طراحی نوک بال که محبوبیت پیدا کرده است، 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 ویژگی‌های پرواز مانند سرعت چرخش، شعاع چرخش و پایداری انحراف فراهم می‌کنند. با تنظیم پویا موقعیت نوک

غلتش اضافی را در زوایای حمله بالا کاهش دهند [۵۷]. مدنی و همکاران در مطالعه ای به صورت عددی روی بهترین مکان اسپیلت درگ روی بال هوابیما پرداختند و در نتیجه ی کار آن‌ها استفاده از سطوح کنترلی در نوک بال عملکردی مناسب داشته است [۵۸]. در آزمایش تجربی که توسط هوپر و همکاران انجام شد، سامانه کنترلی اسپلیت درگ رادر را در نوک بال یک هوابیما بال پرده نصب کرده و اثرات ثانویه گشتاور گردشی را محاسبه کردند. در این تحقیق محل طولی قرارگیری سامانه در طول دهانه بال هوابیما اثر به سزایی روی نتایج داشته است [۵۹].

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



شکل ۱۲- نمایی از اسپیلیت درگ رادار

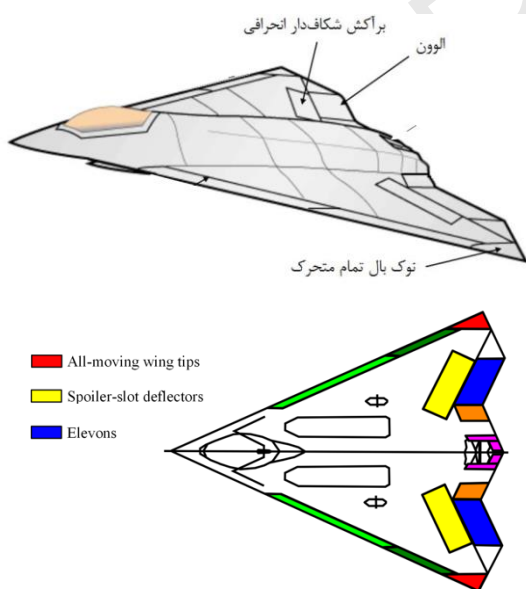
۳.۳ سطوح اسپویلر شکافدار

سطوح اسپویلر شکافدار^{۴۰} یک دستگاه تخصصی است که در وسایل نقلیه هوابی بدون سرنشین برای بهبود عملکرد کلی پرواز و ویژگی‌های آیرودینامیکی هوابیما 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 منحرف کننده. 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 شده ای از هوای پرفشار از سطح پایین بال بر روی سطح بالایی بریزد. این نشست هوا، لایه مرزی را دوباره انرژی می‌دهد و جدا شدن آن از بال را به تاخیر 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.

عملیات جستجو و نجات را شامل می‌شود. همانطور که فناوری پهپاد همچنان در حال توسعه است، طراحی نوک بال تمام حرکتی، نوید قابل توجهی برای پیشرفت‌های آینده در قابلیت‌های پرواز بدون سرنشین دارد [۶۴،۶۳].

در آزمایشی دیگر لوچرت و همکاران با استفاده از چندین سامانه تولید پسا در نوک بال هواپیمای بدون دم، آزمایشاتی را به وسیله روشهای دینامیک سیالات محاسباتی انجام دادند. دو سامانه‌ای که در این پژوهش استفاده شد سامانه تاشو و اسپویلر بود؛ که هر دو اثر ثانویه زیادی بر روی گشتاور غلتش ایجاد کردند [۶۵].

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 المان‌ها سیستم‌های مکانیکی هستند که شکل بال را تغییر می‌دهند، امکان بهبود قابل توجهی 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 برا 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 کنترلی با یک وظیفه ی

بال، پاسخ هواپیما به ورودی‌های کنترلی را می‌توان افزایش داد که منجر به بهبود عملکرد پرواز می‌شود.

۲) افزایش مانور پذیری: توانایی کنترل مستقل نوک بال‌ها امکان مانور پیشرفته را فراهم می‌کند. این به ویژه در شرایطی که تغییر جهت سریع یا مانورهای چابک مورد نیاز است، مفید می‌باشد. با انحراف متفاوت هر نوک بال، پهپادها می‌توانند مانورهای هوایی پیچیده را با دقت 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 به ویژه برای پهپادهای با استقامت طولانی که ممکن است با شرایط آب و هوایی 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 تاثیر پیکربندی‌های مختلف بال بر چابکی و مانور پذیری 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 ماموریت‌های نظارتی به پرواز دقیق و پایدارتری دست یابند. این قابلیت امکان ضبط تصاویر و داده‌های بهبود یافته را فراهم می‌کند که برای کاربردهایی مانند نقشه برداری زمین، نظارت بر حیات وحش 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 ماموریت‌های نجات تسهیل می‌کند.

طراحی نوک بال متحرک چندین مزیت را در فناوری پهپاد، از جمله کنترل گردش و کنترل بهبود یافته، افزایش قدرت مانور و پایداری بیشتر، ارائه می‌دهد. با محرک‌های اختصاصی و کنترل کننده پرواز، این نوک‌های بال، تنظیمات دقیقی را برای بهینه‌سازی عملکرد پرواز و پاسخگویی موثر به ورودی‌های کنترلی امکان‌پذیر می‌کنند. کاربردهای نوک بال‌های متحرک از تحقیق و توسعه تا ماموریت‌های حیاتی مانند نظارت هوایی و

Vehicle with Actuated Wingtips," Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 105, no. 1, p. 11, 2022.

[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, 2019.

[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.

[17] H. Kim, J. Kim, and H. Choi, "Flow structure modifications by leading-edge tubercles on a 3D wing," Bioinspiration & biomimetics, vol. 13, no. 6, p. 066011, 2018.

[18] A. Esmaili, H. Delgado, and J. 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.

[19] D. Miklosovic, M. Murray, L. Howle, and F. Fish, "Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers," Physics of fluids, vol. 16, no. 5, pp. L39-L42, 2004.

[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.

[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, p. 0848, 2019.

[22] 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.

[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," No. NACA-RM-A55C30, May 1995.

[24] 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.

[25] W. A. Newsom Jr, D. R. Satran, and J. L. Johnson Jr, "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," 1982.

[26] M. H. Moghimi Esfandabadi and M. H. Djavarehshkian, "Design and optimization of the wing fence of a lambda-shaped aircraft model to reduce the rolling moment coefficient," Technology in Aerospace Engineering, 2023.

خاص در هواپیماهای بدون سرنشین ضروری است و عملکرد و پایداری پرواز را بهبود می‌بخشد.

۵ 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, p. 604, March 2019.

[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, p. 264, February 2018.

[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] R. A. Navy, "UNMANNED AERIAL VEHICLES AND THE FUTURE NAVY," May 2001.

[5] R. Martinez-Val, "Flying wings. A new paradigm for civil aviation?" Acta Polytechnica, vol. 47, no. 1, January 2007.

[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, June 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, February 2012.

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

[9] 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

[10] 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

[11] R. Whitford, "Four decades of transonic fighter design," Journal of Aircraft, vol. 28, no. 12, pp. 805-811, 1991.

[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.

[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, p. 0341, 2021.

[14] S. B. Rao, A. Chatterjee, and K. Kanistras, "System Identification of an Unmanned Aerial

- UAV at High and Supercritical Angles of Attack," Electronics and control systems, no. 4, pp. 40-45, 2015.
- [40] W. Krueger, "Systematic wind-tunnel measurements on a laminar wing with nose flap," 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, 2007, p. 43, 2007.
- [42] N. Bakhtian, H. Babinsky, A. Thomas, and G. Taylor, "The low Reynolds number aerodynamics of leading-edge flaps," in 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, p. 662, Jan 2007
- [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 Advisory Committee for Aeronautics, vol. 18, p. 155, 1932.
- [44] 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 Advisory Committee for Aeronautics, vol. 18, p. 155, 1932.
- [45] W. F. Phillips, Mechanics of flight. John Wiley & Sons, 2004.
- [46] J. W. Smith, Variable-camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 mission adaptive wing. National Aeronautics and Space Administration, Office of Management ..., 1992.
- [47] P. K. Rudolph, "High-lift systems on commercial subsonic airliners," 1996.
- [48] 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, p. 0159, 2019.
- [49] S. V. Drovetski, "Influence of the trailing-edge notch on flight performance of galliforms," The Auk, vol. 113, no. 4, pp. 802-810, 1996.
- [50] N. Cubin, "Effects of Trailing Edge Notches on Micro Air Vehicle Performance," WORCESTER POLYTECHNIC INSTITUTE, 2007.
- [51] P. Panitsrisit and A. Ruangwiset, "Sensor system for fault detection identification and accommodation of elevator of UAV," in SICE Annual Conference 2011, IEEE, pp. 1035-1040, 2011.
- [52] 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 2007 American Control Conference, IEEE, pp. 1793-1798, 2007.
- [53] 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, p. 79, 2022.
- [27] 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.
- [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.
- [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, p. 1657, 2017.
- [30] A. Beechhook and J. Wang, "Aerodynamic analysis of variable cant angle winglets for improved aircraft performance," in 2013 19th International Conference on Automation and Computing, IEEE, pp. 1-6, 2013.
- [31] R. Hallion, "Retractable Multiple Winglets" , United States Patent Document, Patent No. 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. 328-340, 2016.
- [33] A. Sattarov, E. Udartsev, V. Rozbytskyi, and O. Zhdanov, "Aerodynamic performance improvement of UAV by means of leading-edge vortex generators," in 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), IEEE, pp. 97-101, 2019.
- [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 2019 IEEE 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), IEEE, pp. 12-16, 2019.
- [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.
- [36] R. Barrett, and S. Farokhi, "On the aerodynamics and performance of active vortex generators," In 11th Applied Aerodynamics Conference, p. 3447, August 1993.
- [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.
- [38] E. Gnapowski, "Selected structural elements of the wing to increase the lift force," Autobusy: technika, eksploatacja, systemy transportowe, vol. 19, 2018.
- [39] E. Udartsev, S. Aliksieienko, and O. Zhdanov, "Unsteady Aerodynamics of Vortex Active Wing of

- [60] 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," *空气动力学学报*, vol. 33, no. 3, pp. 296-301, 2015.
- [61] 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), IEEE, pp. 44-48, 2017.
- [62] 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.
- [63] 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, p. 3487, 2006.
- [64] 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), IEEE, pp. 404-406, 2017.
- [65] 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, p. 105319, 2019.
- [54] 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.
- [55] 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, 2014, p. 2002.
- [56] 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.
- [57] 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 & Aerodynamics Journal*, vol. 11, no. 1, pp. 1-16, 2022.
- [58] 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.
- [59] 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, 2014, p. 2002.