

## Numerical Investigation and Improvement of the Aerodynamic Performance of a Wing Equipped with a Slotted Flap Using CFD

Amir Mohammad Mohammadi<sup>1</sup>, Sina Alimohammadian<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Aerospace Engineering Department, University of Tehran, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Aerospace Engineering Department, Amir Kabir University of Technology, Tehran, Iran

### ARTICLE INFO

#### Article Type

Original Research

#### Article History

Received: January 26, 2026

Revised: February 06, 2026

Accepted: February 12, 2026

ePublished: April 23, 2026

### ABSTRACT

In this study, the aerodynamic performance of a wing equipped with a slotted flap is investigated and compared using three-dimensional computational fluid dynamics simulations. To evaluate the influence of flap configuration on aerodynamic characteristics, three main designs are considered, including a baseline configuration (wing with a simple flap), a double-slotted flap configuration, and a four-bar linkage flap mechanism. Lift, drag, and pitching moment coefficients are computed and analyzed over a range of angles of attack for different flap configurations, and flow patterns are examined to identify flow separation and stagnation phenomena.

The results indicate that although the baseline configuration improves lift at low angles of attack and enhances performance during takeoff and landing phases, it suffers from reduced aerodynamic efficiency and increased drag and pitching moment at higher angles of attack due to intensified flow separation. In contrast, the double-slotted flap configuration significantly increases the lift coefficient and delays flow separation by increasing the effective camber and forming a flow channel between the flaps, albeit at the expense of increased drag. The analysis of the four-bar linkage mechanism demonstrates that simultaneous control of the flap gap and overlap plays a crucial role in regulating the aerodynamic behavior of the wing. Among the investigated cases, the G3 configuration provides the best balance between lift enhancement, drag control, and pitching moment stability.

**Keywords:** Slotted Flap, Computational Fluid Dynamics, Aircraft Wing, Aerodynamics, Lift and Drag

### How to cite this article

Mohammadi A.M., Alimohammadian S., Numerical Investigation and Improvement of the Aerodynamic Performance of a Wing Equipped with a Slotted Flap Using CFD. *Modares Mechanical Engineering*; 2026;26(06):413-436.

\*Corresponding author's email: [amir.mohammadi.m@ut.ac.ir](mailto:amir.mohammadi.m@ut.ac.ir)

\*Corresponding ORCID ID: 0000-0001-8433-4339



Copyright© 2025, TMU Press. This open-access article is published under the terms of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License which permits Share (copy and redistribute the material in any medium or format) and Adapt (remix, transform, and build upon the material) under the Attribution-NonCommercial terms.



## بررسی عددی و بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال مجهز به فلپ شکافدار با استفاده از شبیه‌سازی CFD

امیرمحمد محمدی<sup>۱\*</sup>، سینا علی‌محمدیان<sup>۲</sup>

<sup>۱</sup> دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران، ایران  
<sup>۲</sup> دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

### چکیده

در این پژوهش، عملکرد آیرودینامیکی یک بال مجهز به فلپ شکافدار با استفاده از شبیه‌سازی سه‌بعدی دینامیک سیالات محاسباتی مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است. به منظور تحلیل اثر پیکربندی فلپ بر مشخصه‌های آیرودینامیکی، سه طرح اصلی شامل طرح پایه (بال با فلپ ساده)، طرح فلپ دوپل و طرح فلپ با مکانیزم چهارمیله‌ای بررسی شده‌اند. ضرایب لیفت، درگ و ممان پیچشی در بازه‌ای از زوایای حمله و برای پیکربندی‌های مختلف فلپ محاسبه و تحلیل شده و الگوهای جریان به منظور بررسی پدیده‌های جدایش و رکود مورد مطالعه قرار گرفته‌اند. نتایج نشان می‌دهد که اگرچه طرح پایه در زوایای حمله بالا به دلیل تشدید جدایش جریان با افت راندمان آیرودینامیکی و افزایش درگ و ممان پیچشی همراه است. در مقابل، طرح فلپ دوپل با افزایش سطح مؤثر انحنا و ایجاد کانال جریان بین فلپ‌ها، افزایش قابل توجهی در ضریب لیفت و تأخیر در جدایش جریان ایجاد می‌کند، هرچند این بهبود با رشد درگ همراه است. بررسی طرح مکانیزم چهارمیله‌ای نشان می‌دهد که تنظیم هم‌زمان گپ و اورلپ فلپ نقش کلیدی در کنترل رفتار آیرودینامیکی ایفا کرده و در میان حالات مختلف، پیکربندی G3 بهترین تعادل بین افزایش لیفت، کنترل درگ و پایداری ممان پیچشی را فراهم می‌کند.

### اطلاعات مقاله

#### نوع مقاله

مقاله پژوهشی

#### تاریخچه مقاله

دریافت: ۱۴۰۴/۱۱/۰۶

بازنگری: ۱۴۰۴/۱۱/۱۷

پذیرش: ۱۴۰۴/۱۱/۲۳

ارائه آنلاین: ۱۴۰۵/۰۲/۰۳

**کلیدواژه‌ها:** فلپ شکافدار، دینامیک سیالات محاسباتی، بال هواپیما، آیرودینامیک، لیفت و درگ

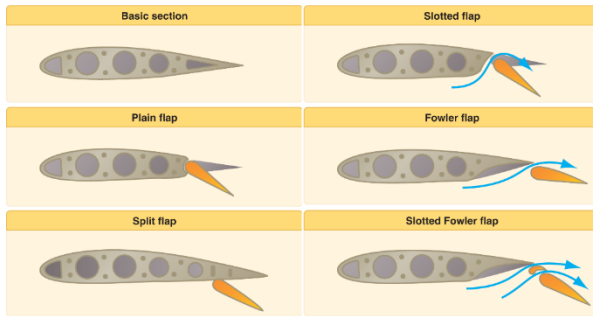
### نحوه ارجاع به این مقاله

محمدی امیرمحمد، علی‌محمدیان سینا، بررسی عددی و بهبود عملکرد آیرودینامیکی بال مجهز به فلپ شکافدار با استفاده از شبیه‌سازی CFD، مهندسی مکانیک مدرس. ۴۳۶-۴۱۳(۰۶):۲۶(۰۵)؛ ۱۴۰۵

\*پست الکترونیکی نویسنده عهده‌دار مکاتبات: amir.mohammadi.m@ut.ac.ir

\*شناسه ارکید نویسنده عهده‌دار مکاتبات: 0000-0001-8433-4339





شکل ۱) انواع فلپ‌ها

Fig. 1 Types of flaps

می‌شدند که با پایین آمدن، باعث افزایش انحنای بال شده و به تبع آن افزایش نیروی لیفت می‌شد. اما با پیشرفت دانش آیرودینامیک و درک بهتر از جریان‌های پیچیده اطراف بال، طراحی فلپ‌ها وارد مرحله‌ای جدید شد و انواع مختلفی از آن‌ها برای کاربردهای خاص و شرایط متفاوت پروازی توسعه یافت.

در دهه‌های میانی قرن بیستم، ظهور و معرفی طراحی‌های پیشرفته‌تر مانند فلپ‌های شکافدار (Slotted)، فلپ‌های فاولر (Fowler) و فلپ‌های دوبخشی (Slotted Fowler) نقطه عطفی در بهبود عملکرد آیرودینامیکی فلپ‌ها بود. فلپ‌های شکافدار که با ایجاد شکاف بین فلپ و بال جریان هوا را به شکل کنترل شده‌ای به عقب هدایت می‌کنند، باعث افزایش انرژی جریان مرزی و کاهش جدایش جریان می‌شوند. فلپ‌های فاولر که علاوه بر پایین آمدن، به سمت عقب نیز حرکت می‌کنند، باعث افزایش سطح بال می‌شوند و بدین ترتیب نیروی لیفت را به شکل چشمگیری افزایش می‌دهند. فلپ‌های دوبخشی نیز با ساختار خاص خود، ترکیبی از مزایای فلپ‌های شکافدار و فاولر را ارائه می‌دهند (شکل ۱) [۳].

با ورود تکنولوژی‌های نوین در نیمه دوم قرن بیستم، به ویژه پیشرفت‌های چشمگیر در محاسبات عددی و ظهور روش‌های شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی، امکان تحلیل دقیق‌تر رفتار جریان هوا در اطراف فلپ‌ها فراهم شد. این پیشرفت‌ها اجازه داد تا مهندسان بتوانند تأثیرات مختلفی مانند جدایش جریان، تشکیل گردابه‌ها، توزیع فشار سطحی و تغییرات ناگهانی در الگوهای جریان را با دقت بسیار بالایی مطالعه کنند. از طریق شبیه‌سازی‌های عددی، فرآیند طراحی فلپ‌ها وارد مرحله‌ای پیشرفته‌تر شد که در آن پارامترهای متعددی مانند زاویه باز شدن، سرعت جریان، و هندسه بال به صورت دقیق مورد بررسی قرار گرفتند تا بهترین عملکرد آیرودینامیکی در مراحل مختلف پرواز، از جمله برخاست و فرود حاصل شود [۴].

در سال‌های اخیر، روند توسعه فلپ‌ها به سمت استفاده از تکنیک‌های طراحی بهینه چندهدفه و مواد پیشرفته سبک‌وزن و مقاوم حرکت کرده است. این تکنیک‌ها که بر پایه الگوریتم‌های پیشرفته مانند الگوریتم‌های ژنتیک، بهینه‌سازی مبتنی بر یادگیری ماشین و روش‌های تکراری ریاضی استوار هستند، به طراحان این

## ۱- مقدمه

صنعت هوافضا از پیشرفته‌ترین و پیچیده‌ترین صنایع مهندسی در جهان امروز به‌شمار می‌رود. این صنعت، که طراحی و ساخت هواگردها، فضاپیماها و سامانه‌های وابسته را شامل می‌شود، در خط مقدم توسعه فناوری‌های نوین و کاربردی قرار دارد. پیشرفت‌های سریع در این حوزه، به‌ویژه در زمینه بهره‌وری انرژی، افزایش ایمنی پرواز، کاهش آلودگی، و بهبود قابلیت کنترل، حاصل تلاش مداوم در ارتقاء روش‌های طراحی، تحلیل و آزمون عملکرد اجزای پروازی است.

در این میان، طراحی هواپیما همواره یکی از ارکان اصلی و تعیین‌کننده در صنعت هوافضا بوده است. فرآیند طراحی یک هواپیما، شامل طیف گسترده‌ای از فعالیت‌ها در حوزه‌های آیرودینامیک، سازه، سیستم‌های کنترل و پیش‌رانش است که به‌صورت یکپارچه برای تحقق اهداف عملکردی، ایمنی و اقتصادی تلاش می‌کنند. هدف نهایی این فرآیند، تولید پرنده‌ای است که بتواند نیازهای عملیاتی مشخص را با بیشترین کارایی و کمترین هزینه پاسخ دهد. از این‌رو، تحلیل‌های علمی دقیق و جامع در مرحله طراحی مفهومی و جزئی، اهمیت بسیار بالایی دارد.

آیرودینامیک، به‌عنوان یکی از زیربخش‌های اصلی طراحی هواپیما، نقشی محوری در تعیین بازده پروازی و پایداری هواگرد ایفا می‌کند. تمامی نیروهای مؤثر بر هواپیما از جمله لیفت، درگ، ممان پیچشی و ممان‌های دیگر، در اثر تعامل جریان هوا با بدنه و سطوح کنترلی ایجاد می‌شوند. بنابراین، تحلیل آیرودینامیکی دقیق می‌تواند تأثیر مستقیمی بر کاهش مصرف سوخت، افزایش شعاع عملیاتی، بهبود قابلیت مانور و افزایش ایمنی داشته باشد. این تحلیل‌ها نه‌تنها در طراحی بال و بدنه، بلکه در بهینه‌سازی سطوح کنترلی همچون فلپ‌ها، شپرها و اسلات‌ها نیز کاربرد گسترده‌ای دارند [۱].

طراحی فلپ‌ها به‌عنوان یکی از اجزای کلیدی در کنترل پرواز و بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی، نقش بسیار مهم و تأثیرگذاری در توسعه صنعت هوایی ایفا کرده است. ریشه‌های اولیه این ایده به دهه‌های آغازین قرن بیستم بازمی‌گردد، زمانی که مهندسان و طراحان هواپیما برای اولین بار به فکر استفاده از سطوح متحرک روی بال‌ها افتادند تا بتوانند نیروی لیفت را افزایش داده و کنترل بهتری بر روی هواپیما، به ویژه در سرعت‌های پایین مانند مراحل برخاست و فرود، ایجاد کنند. در آن دوران، افزایش ایمنی و قابلیت کنترل هواپیما در شرایط سرعت کم، چالشی اساسی برای توسعه هوانوردی بود که فلپ‌ها به عنوان راه‌حلی ابتدایی و مؤثر به کار گرفته شدند [۲].

در ابتدا، فلپ‌ها بسیار ساده طراحی می‌شدند و کاربرد اصلی آن‌ها محدود به کمک به کاهش سرعت در زمان فرود و افزایش نیروی لیفت در مراحل برخاست بود. این سطوح متحرک، عموماً به صورت صفحات نسبتاً ساده و یکنواخت بر روی قسمت عقب بال‌ها نصب

تئوری پانل‌ها، تئوری لایه مرزی، روش‌های پتانسیل غیرچرخشی و تئوری لیتیس گردابه‌ای اشاره کرد [۷].

روش‌های عددی به‌خصوص دینامیک سیالات محاسباتی امروزه به عنوان یکی از ابزارهای بسیار قدرتمند و پیشرفته در تحلیل آیرودینامیکی فلپ‌ها شناخته می‌شوند. این روش‌ها با حل معادلات ناویر-استوکس به صورت عددی و استفاده از مدل‌های توربولانسی مناسب، توانایی شبیه‌سازی جریان‌های پیچیده سه‌بعدی، ناپایا و توربولانسی در اطراف فلپ‌ها را دارند. شبیه‌سازی‌های CFD این امکان را فراهم می‌آورد تا جزئیات دقیق جریان مانند جدایش، گردابه‌های پیچیده، اثرات فشار و دما و تغییرات در لایه مرزی به طور دقیق بررسی شود که در نهایت منجر به پیش‌بینی دقیق‌تر نیروی لیفت و درگ و رفتار کلی سیستم آیرودینامیکی می‌گردد. با این وجود، این روش‌ها نیازمند منابع محاسباتی بسیار بالا، زمان اجرای طولانی، و دانش تخصصی برای تنظیم شرایط مرزی، شبکه‌بندی بهینه و انتخاب مدل‌های فیزیکی مناسب هستند. از سوی دیگر، پیشرفت‌های اخیر در سخت‌افزارهای محاسباتی و الگوریتم‌های حل عددی باعث شده است که شبیه‌سازی‌های CFD با دقت و سرعت بیشتری نسبت به گذشته انجام شوند.

تاکنون مطالعات متعددی بر روی انواع مختلف فلپ‌ها از جمله فلپ‌های ساده، شکاف‌دار، اسپلیت، فاولر، دوپل شکاف‌دار، گرنی، فلپ‌های لبه حمله و فلپ‌های لبه فرار انجام شده است. این پژوهش‌ها با هدف بررسی نحوه تأثیر هندسه، موقعیت و حرکت فلپ‌ها بر پارامترهای آیرودینامیکی مانند ضریب لیفت، درگ و ممان پیچشی، به ارائه راهکارهایی برای بهینه‌سازی عملکرد این سطوح کنترلی منجر شده‌اند. در ادامه، مروری بر مهم‌ترین مطالعات انجام‌شده در خصوص هر یک از این نوع فلپ‌ها ارائه می‌شود. استفاده از فلپ‌های ساده در طراحی ایرفویل‌ها و بال‌های هواپیما به‌عنوان یک راهکار مؤثر و کم‌هزینه جهت افزایش ضریب لیفت مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است. این نوع فلپ‌ها به دلیل سادگی مکانیکی، وزن کم، و قابلیت پیاده‌سازی آسان، علی‌رغم برخی محدودیت‌های آیرودینامیکی، در بسیاری از کاربردهای هوافضا، به‌ویژه در هواپیماهای سبک و پهپادها، همچنان رایج هستند.

در پژوهش‌های ابتدایی، گانگولی و همکاران [۸] به بررسی دو نوع اصلی فلپ مناسب برای نصب روی پره‌های هلیکوپتر پرداختند: فلپ ساده و سروو-فلپ. آنها نشان دادند که فلپ ساده از نظر آیرودینامیکی کارآمدتر است زیرا به ساختار پره متصل است و در عین حال، تولید گشتاور پیچشی کمتری نسبت به سروو-فلپ دارد. در این مطالعه، مدلی ساده برای شبیه‌سازی آیرودینامیکی فلپ‌های انتهایی پره ارائه شده و بهینه‌سازی تعداد فلپ‌ها (یک، دو، چهار فلپ) مورد بررسی قرار گرفته است. مطالعات ماتیز-چیکاکاوسا و سدانو [۹] مرور جامعی بر سیستم‌های افزایش نیروی

امکان را می‌دهند که همزمان چندین هدف مانند افزایش نیروی لیفت، کاهش نیروی درگ، افزایش پایداری جریان و کاهش وزن سازه را در نظر گرفته و به تعادلی بهینه دست یابند. از سوی دیگر، استفاده از مواد نوین کامپوزیتی و آلیاژهای سبک، ضمن کاهش وزن کلی سیستم فلپ، مقاومت و دوام آن را افزایش داده و به بهبود بهره‌وری سوخت و کاهش اثرات زیست‌محیطی پرواز کمک شایانی کرده است.

تحلیل جریان حول فلپ‌ها به‌عنوان یکی از جنبه‌های بسیار مهم و اساسی در طراحی آیرودینامیکی هواپیما، نقش کلیدی در درک نحوه تعامل فلپ‌ها با جریان هوای اطراف و اثرات آن‌ها بر نیروهای لیفت و درگ ایفا می‌کند. فلپ‌ها به‌عنوان اجزای متحرک بال که قابلیت تغییر زاویه حمله و شکل هندسی دارند، مستقیماً بر میدان سرعت، فشار و رفتار کلی جریان هوای اطراف بال تأثیر می‌گذارند و باعث تغییرات قابل توجه در پارامترهای آیرودینامیکی می‌شوند. به‌ویژه در شرایط پروازی مختلف مانند فرود، برخاست و مانورهای ویژه، فلپ‌ها با تغییرات خود موجب افزایش یا کاهش نیروی لیفت و همچنین تغییرات در نیروی درگ می‌شوند که این امر اهمیت بالایی در عملکرد و ایمنی هواپیما دارد. به همین دلیل، انجام تحلیل دقیق و جامع جریان در نواحی اطراف فلپ‌ها به منظور شناخت رفتار دینامیکی هواپیما و بهینه‌سازی طراحی آیرودینامیکی آن‌ها بسیار ضروری است [۵].

روش‌های مختلفی برای تحلیل آیرودینامیکی فلپ‌ها وجود دارد که هرکدام از این روش‌ها دارای مزایا، محدودیت‌ها و کاربردهای خاصی بوده و بر اساس نوع پروژه، دقت مورد نیاز و منابع در دسترس انتخاب می‌شوند. به طور کلی، این روش‌ها را می‌توان به سه دسته کلی روش‌های تجربی، روش‌های تحلیلی و روش‌های عددی تقسیم‌بندی کرد.

روش‌های تجربی یکی از معتبرترین و پرکاربردترین روش‌ها برای ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی فلپ‌ها محسوب می‌شوند که از طریق انجام آزمایش‌های کنترل شده در تونل باد یا تجهیزات آزمایشگاهی پیشرفته انجام می‌گیرند. این روش‌ها به دلیل امکان مشاهده مستقیم و اندازه‌گیری دقیق نیروهای لیفت و درگ و ویژگی‌های جریان هوای اطراف فلپ‌ها، نقشی اساسی در اعتبارسنجی و تأیید نتایج به دست آمده از روش‌های عددی و تحلیلی دارند. در این آزمایش‌ها، نمونه‌هایی از فلپ یا مدل‌های مقیاس‌پذیر هواپیما در شرایط مختلف جریان هوا در تونل باد قرار گرفته و پارامترهای کلیدی نظیر نیروی لیفت، نیروی درگ، توزیع فشار سطحی و ویژگی‌های جریان به‌دقت اندازه‌گیری می‌شوند [۶]. روش‌های تحلیلی برای تحلیل آیرودینامیکی فلپ‌ها معمولاً بر مبنای تئوری‌های آیرودینامیکی توسعه می‌یابند و از مدل‌های ساده‌سازی شده استفاده می‌کنند. این روش‌ها اغلب سریع و کم‌هزینه هستند و در مراحل اولیه طراحی بسیار مفیدند. از جمله روش‌های تحلیلی می‌توان به تئوری بال نازک، تئوری بال بینهایت،

در زاویه کروز ۳ درجه بهبود داده (۰.۴ افزایش در حالت دوبعدی) بلکه نسبت لیفت به درگ را در بازه ضریب لیفت بین ۰ تا ۲ تا ۱.۲٪ افزایش داده است. یفنور و بریتسامتر [۱۵] به بررسی آیرودینامیک فلپ جداشونده بیرونی در یک بال پرواز با نسبت ابعاد کم پرداختند. این فلپ که لولایش در امتداد لبه پیشرو با زاویه‌ی عقب‌کشیده قرار دارد، به منظور بهبود کنترل یاف طراحی شده است. با استفاده از آزمایش‌های اندازه‌گیری نیرو و گشتاور به همراه تصویربرداری ذرات و همچنین شبیه‌سازی‌های عددی مشخص شد که گشتاور یاف ناشی از بردار نیروی ترکیبی از درگ و نیروی جانبی است. با افزایش زاویه انحراف فلپ، طول اهرم مؤثر نیز افزایش یافته و به اندازه نصف دهانه بال می‌رسد. جریان پس‌مانده فلپ انحرافی، سرعت‌های محوری و جانبی قابل توجهی ایجاد می‌کند که با نیروهای فلپ مرتبط هستند. نتایج عددی شبیه‌سازی با داده‌های تجربی تطابق خوبی داشت. هوآنگ و همکاران [۱۶] یک مطالعه عددی روی آیرودینامیک ایرفویل مجهز به فلپ جداشونده با خمیدگی متغیر انجام دادند. این مدل الهام گرفته از حرکت دم دلفین برای افزایش کارایی نیروی لیفت فلپ طراحی شده است. آنها شبیه‌سازی دوبعدی ایرفویل NACA ۰۰۱۸ را با مدل آشفتگی  $k-\omega$  SST انجام دادند و نتایج شبیه‌سازی با داده‌های تجربی مطابقت داشت. مطالعه پارامتریک روی خمیدگی فلپ نشان داد که با افزایش شاخص خمیدگی، ضریب لیفت کل ایرفویل به طور تدریجی افزایش یافته و به مقدار ثابتی می‌رسد. این تحقیق به عنوان مرجعی برای طراحی شکل آیرودینامیکی فلپ‌های لبه فرار و بهینه‌سازی کارایی انرژی در ماشین‌آلات دوار یا هوافضا مطرح شده است. حسین و همکاران [۱۷] به تحلیل اثر پارامترهای هندسی مختلف فلپ شکافدار تک‌تکه بر عملکرد آیرودینامیکی بال NACA ۲۴۰۱۲ پرداختند. در این مطالعه، تغییرات طول فلپ و فاصله شکاف بین بال و فلپ بررسی شد. نتایج نشان داد که افزایش طول فلپ باعث افزایش قابل توجه نیروی لیفت می‌شود اما همزمان درگ نیز به صورت چشمگیری افزایش پیدا می‌کند. بنابراین، یک نقطه بهینه برای طول فلپ وجود دارد که بیشترین افزایش نیروی لیفت را به همراه حداقل افزایش درگ به دست می‌دهد. علاوه بر این، فاصله شکاف نیز اهمیت ویژه‌ای دارد و بهینه‌سازی این فاصله باعث می‌شود جریان هوا بهتر از میان شکاف عبور کند و از جدایش زودرس جریان جلوگیری شود. فاصله بهینه شکاف در این تحقیق حدود ۱ درصد طول باله تعیین شد که برای حداکثر نیروی لیفت مناسب است. چیبیا و همکاران [۱۸] با استفاده از آزمایش‌های تونل باد و مدل‌سازی عددی به بررسی تأثیر افزودن درجه آزادی چرخش حول محور یاف فلپ در طول دهانه بال پرداختند. آن‌ها نشان دادند که با اعمال چرخش فلپ به سمت بالا یا پایین، جریان هوا در شکاف بین بال و فلپ به شکل مؤثرتری شتاب می‌گیرد و نیروی لیفت بهبود پیدا می‌کند. این تغییرات باعث به تعویق افتادن جدایش جریان و افزایش پایداری بال

لیفت انجام دادند که شامل فلپ‌های مختلف لبه فرار و فلپ‌های لبه فرار می‌شود. آنها بیان کردند که استفاده از فلپ‌هایی مانند فلپ ساده، فلپ فاولر و فلپ کرگر به منظور افزایش نیروی لیفت در مراحل مختلف پرواز (مانند برخاست و فرود) رایج است و تأکید کردند که استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی به عنوان جایگزینی برای آزمایش‌های تجربی در حال افزایش است، اما همچنان چالش‌هایی در کاربرد CFD وجود دارد که بعضاً به آزمایش نیاز دارد. تراب [۱۰] در یک مطالعه تونل باد با سرعت کم به مقایسه عملکرد فلپ ساده و فلپ گرنی روی بال دلتا پرداخت. نتایج نشان داد هر دو فلپ می‌توانند نیروی لیفت را افزایش دهند، ولی فلپ گرنی با افزایش قابل توجه در ضریب درگ همراه است که کارایی بال را کاهش می‌دهد. همچنین مشاهده شد که هر دو نوع فلپ باعث وارونگی گشتاور پیچشی می‌شوند و آنالیزهای تحلیلی با داده‌های تجربی همخوانی داشت. مطالعات پوترو و همکاران [۱۱] به تأثیر زاویه انحراف فلپ روی بال با ایرفویل NACA ۴۳۰۱۸ پرداختند و نشان دادند که افزایش زاویه انحراف فلپ موجب افزایش همزمان ضریب لیفت و درگ می‌شود. همچنین تأثیر اندازه شکاف بین فلپ و بال در الگوی جریان و عملکرد آیرودینامیکی نقش مهمی دارد. در مطالعه‌ای توسط آنجلوف و ولکوا [۱۲] بر روی اندازه شکاف فلپ شکافدار تمرکز شد. آنها با استفاده از شبیه‌سازی عددی دریافتند که اندازه بهینه شکاف برای بال با ایرفویل NACA ۲۴۱۲ در محدوده ۴ درصد از طول کل رشته بال قرار دارد. افزایش بیش از حد شکاف باعث افت نیروی لیفت می‌شود که ناشی از افزایش فشار جریان در شکاف است. در زمینه مکانیزم فلپ، پانگ و همکاران [۱۳] به تحلیل قابلیت اطمینان مکانیزم‌های فلپ با چندین محور چرخش پرداختند. آنها با استفاده از روش‌های ترکیبی پاسخ سطح و مونت‌کارلو مدل تحلیلی پارامتریک با دقت بالا ایجاد کردند که قادر به تحلیل اثر خطاها و تغییرات ساختاری روی عملکرد دینامیکی فلپ بود. لو و همکاران [۱۴] به بهینه‌سازی آیرودینامیکی و طراحی مکانیزم فلپ متغیر با انحنا انعطاف‌پذیر پرداختند که عملکرد بهتری نسبت به فلپ‌های سنتی در حالت‌های برخاست، فرود و کروز ارائه می‌دهد. در حالت برخاست، ضریب لیفت تا ۸ درصد و نسبت لیفت به درگ تا ۷ درصد افزایش یافت. همچنین، مکانیزم خمشی مبتنی بر ساختار چین‌دار و میله خارج از مرکز به منظور تغییر شکل نرم فلپ معرفی شد. نتایج بهینه‌سازی نشان داد که در پیکربندی بهینه برخاست، انحنا مؤثر ایرفویل کمی افزایش یافته که منجر به افزایش ۸٪ در ضریب لیفت و ۷٪ در نسبت لیفت به درگ در زاویه برخاست ۸ درجه شده است، هرچند زاویه حمله در حالت استال یک درجه کاهش یافته است. در پیکربندی بهینه فرود، زاویه انحراف فلپ کاهش یافته و فلپ متغیر با انحنا انعطاف‌پذیر علاوه بر جبران کاهش انحراف، ضریب لیفت را در زاویه استال تا ۱.۵٪ بهبود بخشیده و ویژگی‌های استال را حفظ کرده است. در حالت کروز، این فلپ نه تنها ضریب لیفت را

می‌شود که در نهایت به بهبود عملکرد آیرودینامیکی منجر می‌گردد. همچنین بررسی‌های تجربی و شبیه‌سازی به صورت همزمان انجام شده و نتایج به خوبی با یکدیگر همخوانی داشتند. ژو و همکاران [۱۹] فلپ نوآورانه‌ای به نام Zhu's flap معرفی کردند که ترکیبی از ویژگی‌های فلپ‌های لبه حمله و فرار است. این فلپ باعث افزایش قابل توجه ضریب لیفت و افزایش زاویه حمله استال می‌شود. آزمایش‌های تونل باد و پروازهای کنترل شده نشان دادند که این طراحی منجر به کاهش سرعت برخاستن و بهبود عملکرد آیرودینامیکی کلی هواپیما می‌شود. این نوآوری در طراحی فلپ، توانسته است کارایی پروازی هواپیما را به طرز قابل توجهی بهبود بخشد. تانی و همکاران [۲۰] نیز به بررسی کاهش نویز آیرودینامیکی ناشی از فلپ‌ها مورفینگ پرداختند. نتایج نشان داد که استفاده از این نوع فلپ‌ها نه تنها باعث کاهش نویز می‌شود بلکه نیروی لیفت را نسبت به فلپ‌های متداول افزایش می‌دهد. این ویژگی‌ها موجب ارتقاء عملکرد کلی هواپیما در شرایط پروازی مختلف و کاهش تاثیرات زیست‌محیطی نویز می‌گردد. جفری و ژانگ [۲۱] به بررسی آیرودینامیک فلپ‌های گارنی در یک بال تک‌عنصره پرداخته‌اند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که ساختار جریان در پایین‌دست فلپ به صورت دو گردابه متقابل چرخشی است که باعث افزایش مکش در انتهای بال می‌شود. این تغییرات باعث ایجاد اختلاف فشار در انتهای بال شده و در نهایت موجب افزایش چرخش می‌گردد. همچنین، فرکانس رهاسازی گردابه‌ها به ارتفاع فلپ و ضخامت لایه مرزی بستگی دارد. مارچمن [۲۲] اثرات آیرودینامیکی فلپ‌های لبه حمله معکوس را بر روی بال‌های دلتا با زاویه ۶۰ و ۷۵ درجه بررسی کرده است. نتایج نشان می‌دهد که این فلپ‌ها باعث تولید گردابه‌های قوی و افزایش ضریب لیفت در زاویه‌های حمله کم تا متوسط می‌شوند. این افزایش در لیفت معمولاً بدون تغییرات بزرگ در گشتاور چرخشی همراه است. همچنین، فلپ‌های معکوس می‌توانند افزایش لیفت قابل توجهی بدون تاثیر بر پایداری طولی ایجاد کنند. در مقایسه با فلپ‌های لبه فرار، فلپ‌های معکوس در بیشتر زوایای حمله عملکرد بهتری دارند، اگرچه کمی درگ بیشتری ایجاد می‌کنند. کرزیزیاک و نارکیویچ [۲۳] به بررسی بارهای آیرودینامیکی ناپایدار روی ایرفویل NACA ۰۰۱۲ با فلپ لبه فرار در حال نوسان با فرکانس‌های مختلف پرداخته‌اند. آزمایش‌های تونل باد و محاسبات نشان می‌دهند که نوسانات همزمان ایرفویل و فلپ، بسته به زاویه فاز بین حرکاتشان، باعث تغییر در ضرایب بالابر و ممان پیچشی می‌شود. با نوسانات هماهنگ ایرفویل و فلپ، ضریب بالابر در زاویه‌های فاز خاصی تا ۰/۱۲ افزایش یافته و در برخی زوایای فاز دیگر، تا ۰/۰۸ کاهش یافته است. گرنتز و مارچمن [۲۴] تأثیر فلپ‌های لبه فرار بر آیرودینامیک فلپ‌های گردابه لبه حمله را بررسی کرده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که در بال‌های دلتای ۷۵ درجه، فلپ‌های لبه فرار تغییر قابل توجهی در جریان گردابه ایجاد نمی‌کنند. اما در بال‌های دلتای ۶۰ درجه با

فلپ‌های گردابه لبه حمله ثابت، نوسان فلپ‌های لبه فرار منجر به افزایش قابل توجه ضریب بالابر در زاویه‌های حمله پایین شد. بدون افت سایر ویژگی‌های عملکردی. همچنین، استفاده از فلپ‌های لبه فرار باعث حذف ممان پیچشی نامطلوب در فلپ‌های گردابه لبه حمله ثابت شد. در تحقیق لی و همکاران [۲۵] تأثیرات فلپ دینامیکی لبه فرار بر عملکرد آیرودینامیکی و ساختارهای جریان در صفحات نوسانی دو بعدی و سه بعدی، با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی در محدوده اعداد رینولدز پایین بررسی شده است. پارامترهای مختلفی از جمله تفاوت فاز انحراف، دامنه انحراف، و محل اتصال فلپ به منظور کنترل سینماتیک فلپ مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. نتایج نشان می‌دهد که تفاوت فاز انحراف فلپ بیشترین تأثیر را بر عملکرد آیرودینامیکی دارد. در حالتی که تفاوت فاز مثبت ایجاد شود، بهبود نیروی لیفت تا ۲۶٪ نسبت به صفحه کاملاً صلب مشاهده شده است. حرکت دینامیکی فلپ باعث تغذیه گردابه لبه فرار و ایجاد گردابه قوی‌تر در لبه حمله می‌شود که منجر به بهبود تولید لیفت می‌گردد. این بهبود با تأخیر در پدیده استال و نزدیک شدن گردابه به صفحه همراه است. در پژوهش گرنتاکس و لی [۲۶] تأثیر فلپ متحرک بر کنترل استال دینامیکی یک ایرفویل نوسانی NACA۰۰۱۵ بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که تنها انحراف رو به بالا باعث کاهش ممان پیچشی منفی می‌شود و با افزایش میزان انحراف فلپ، این کاهش مؤثرتر می‌گردد. همچنین، کاهش مدت زمان عمل فلپ باعث کاهش از دست‌رفتن بالابری پس از استال می‌شود. عملکرد بهینه فلپ به نحوی است که عمل فلپ در نیمه دوم نوسان و برای مدتی طولانی‌تر باید انجام شود تا هم ممان پیچشی منفی کاهش یابد و هم بالابری دینامیکی به حداکثر برسد.

## ۲- شرح مساله

پروژه حاضر به بررسی رفتار آیرودینامیکی یک سطح کنترلی از نوع فلپ شکاف‌دار در یک شرایط مشخص زاویه حمله و انحراف فلپ با استفاده از شبیه‌سازی عددی می‌پردازد. در ادامه، با تمرکز بر بهبود عملکرد پیکربندی بال و فلپ، تاثیر تغییرات هندسه و پارامترهای موثر به ترتیب زیر مورد بررسی قرار گرفته‌اند.

در بخش اول، طرح اولیه به یک فلپ دوپل (Double Slotted) تغییر داده شده و تلاش شده است تا هندسه‌ای طراحی شود که افزایش نیروی لیفت و کاهش نیروی درگ را در پی داشته باشد.

در بخش دوم، به منظور بررسی اثر تغییر محور دوران فلپ بر عملکرد آیرودینامیکی پیکربندی بال و فلپ، یک مکانیزم مناسب طراحی و شبیه‌سازی شده است.

## ۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر میدان جریان شامل، معادلات مونتوم در ۳ جهت، معادله پیوستگی و معادله انرژی می‌باشند [۲۷]. باتوجه به

$$\rho \overline{u_i' u_j'} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \rho K \delta_{ij} \quad (4)$$

که در آن  $K$  انرژی جنبشی تلاطم و  $S_{ij}$  تانسور نرخ کرنش متوسط بوده و با رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

برخلاف ویسکوزیته مولکولی که یک خاصیت از سیال است، ویسکوزیته آشفتگی رابطه مستقیم و وابستگی شدیدی به میزان آشفتگی جریان و میدان سرعت دارد. تخمین بوزینسک یک راهکار مناسب برای محاسبه ویسکوزیته آشفتگی با هزینه پایین محاسباتی می‌باشد. اما مشکل اصلی این تخمین آنجاست که تانسور تنش‌های رینولدز را متناسب با تانسور نرخ کرنش فرض می‌کند. این فرض همیشه درست نیست و برای طیف وسیعی از جریان‌های با شتاب بالا صدق نمی‌کند. به همین دلیل مدل‌های زیادی توسعه یافته‌اند تا این نواقص را برطرف کنند. هدف هر مدل توصیف رابطه بین ویسکوزیته آشفتگی و کمیت‌های قابل اندازه‌گیری فیزیکی جریان و یا کمیت‌های محاسبه شده میدان جریان می‌باشد.

مدل‌های دو معادله‌ای به عنوان زیربنای بسیاری از تحقیقات مربوط به مدل‌سازی جریان‌ات آشفته مورد توجه محققان قرار دارند. این مدل‌ها با حل دو معادله انتقال جداگانه باعث تعیین شدن مقیاس سرعت آشفتگی و مقیاس طول آشفتگی می‌شوند. از این مدل‌ها می‌توان برای پیش‌بینی خواص یک جریان آشفته بدون آگاهی قبلی از ساختار و یا هندسه جریان استفاده نمود. در حالیکه در معادلات صفر معادله‌ای و یک معادله‌ای، طول مقیاس‌هایی وجود دارد که برای تعیین اندازه آن‌ها نیاز به دانستن رژیم جریان و شکل آن از قبل می‌باشد. نقطه آغاز تمام مدل‌های دو معادله‌ای استفاده از تقریب بوزینسک و معادله انتقال برای انرژی جنبشی آشفتگی  $K$  می‌باشد.

مدل  $k-\omega$ -sst از فرکانس آشفتگی  $\omega$  برای مشخص کردن آشفتگی استفاده می‌کند. معادله انتقال برای  $K$  و  $\omega$  در مدل SST به ترتیب برابرند با:

$$\frac{\partial K}{\partial t} + U_j \frac{\partial K}{\partial x_j} = P_K - \beta^* K \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (v + \sigma_k v_t) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right] \quad (6)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (v + \sigma_\omega v_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (7)$$

در سمت چپ هر دو معادله، ترم‌های اول و دوم به ترتیب بیانگر جابه‌جایی و نفوذ در معادله انتقال می‌باشند. در سمت راست معادله، ترم اول بیانگر نرخ تولید  $K$  و  $\omega$  بوده که از طریق روابط زیر قابل محاسبه است.

$$P_k = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (8)$$

اینکه در مساله حاضر از اتلافات حرارتی صرف‌نظر می‌شود، معادله انرژی حل نخواهد شد. برای حل معادلات حاکم، ابتدا معادلات را برای کمیت‌های لحظه‌ای نوشته، سپس از طرفین هر معادله متوسط‌گیری زمانی به عمل می‌آید.

برای بدست آوردن خواص میدان سیال، تغییرات المان‌های کوچک سیال با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی بررسی شده و با استفاده از قوانین پیوستگی و فیزیکی حاصل می‌شوند. اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود اصل بقا جرم است. این اصل بیان می‌دارد که جرم نه تولید می‌شود و نه از بین می‌رود و توسط معادله پیوستگی بیان می‌گردد. برای سیالات تراکم‌پذیر، فرم بقایی این معادله به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

معادلات ناویر استوکس، معادلات غیرخطی کوپل با مشتقات جزئی است که حل صریح و تحلیلی برای آن وجود ندارد و حل دقیق این مساله یکی از مشکل‌ترین مسائل مهندسی محسوب می‌گردد. با در نظر گرفتن جریان غیرقابل تراکم و ثابت فرض کردن ضریب ویسکوزیته و صرف‌نظر کردن از نیروهای حجمی، معادله ناویر استوکس به صورت زیر خواهد بود:

$$\rho \left( \frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] \quad (2)$$

در این معادله،  $u_i$  بردار مولفه سرعت در راستای فضایی  $i$ ،  $P$  بیانگر فشار،  $\mu$  ویسکوزیته سیال و  $\delta_{ij}$  دلتای کرونیکر می‌باشد. در صورتی که از رابطه فوق متوسط‌گیری زمانی شود، معادله ناویر استوکس متوسط‌گیری شده برای جریان ناپایا بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\rho \left( \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} + \overline{u_j} \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial \overline{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \overline{u_k}}{\partial x_k} \right) - \rho \overline{u_i' u_j'} \right] \quad (3)$$

تنها تفاوت معادله (۲) و (۳)، اضافه شدن ترم آخر در سمت راست معادله یعنی  $\rho \overline{u_i' u_j'}$  می‌باشد. این ترم اصطلاحاً تنش آشفتگی یا تنش رینولدز نامیده می‌شود.

تاکنون صدها مدل توربولانسی ارائه شده‌اند که هر یک برای رژیم‌های خاص جریانی و حتی در ناحیه‌ای خاص از میدان جریان معتبر می‌باشند. هدف نهایی تمام مدل‌های توربولانسی محاسبه تنش رینولدز  $\rho \overline{u_i' u_j'}$  در نقاط مختلف جریان می‌باشد. روابط اساسی حاکم بر Eddy - Viscosity از یک پارامتر منفرد که اصطلاحاً ویسکوزیته آشفتگی  $\mu_t$  نامیده می‌شود برای بیان رابطه بین تنش‌های رینولدز موجود در معادلات ناویر استوکس میان‌گیری شده (RANS) و پروفیل‌های موجود در میدان جریان متوسط استفاده می‌کنند. رابطه بوزینسک (Boussinesq) بر پایه این اصل بنا نهاده شده است که مولفه‌های تنش‌های رینولدز متناسب با گردایان‌های سرعت متوسط می‌باشند یعنی:

### ۳. تنظیمات حلگر

شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از نرم‌افزار ANSYS Fluent 2022 انجام شدند. در این مرحله، تنظیمات مربوط به مدل آشفتگی، الگوریتم کوپل فشار-سرعت، شرایط اولیه و مرزی، و معیارهای همگرایی در حلگر تعریف شده‌اند.

### ۵- روش حل مساله

هدف از این مرحله، تعریف دقیق تنظیمات حلگر به منظور دستیابی به نتایج دقیق، پایدار و معتبر می‌باشد. حل جریان به صورت پایا انجام شده تا رفتار ایستای جریان در اطراف فلپ بررسی شود. برای کوپلینگ بین سرعت و فشار از الگوریتم Coupled استفاده شده است، چرا که این روش نسبت به روش‌های ساده‌تر مانند SIMPLE یا SIMPLEC پایداری و سرعت همگرایی بالاتری دارد، خصوصاً در هندسه‌های پیچیده و شرایط جریان نزدیک به جدایش. مدل آشفتگی مورد استفاده در این تحلیل، مدل SST  $k-\omega$  است که به دلیل دقت بالای آن در نزدیکی دیواره‌ها و توانایی پیش‌بینی جدایش جریان، یکی از مدل‌های پرکاربرد و مناسب برای شبیه‌سازی رفتار آیرودینامیکی سطوح کنترلی نظیر فلپ‌ها محسوب می‌شود. همچنین، برای گسسته‌سازی معادلات انتقال و ناویر-استوکس، از روش مرتبه دوم استفاده شد تا دقت فضایی حفظ شود و نوسانات عددی کاهش یابد. شبیه‌سازی‌ها در عدد ماخ ۰/۲ انجام شده‌اند. این عدد ماخ در محدوده‌ی جریان زیرصوت قرار دارد و برای بررسی رفتار آیرودینامیکی در شرایط پروازی عادی کاملاً مناسب است. تمامی شبیه‌سازی‌ها به صورت موازی و با استفاده از ۱۶ هسته پردازنده انجام گرفت تا زمان محاسبات کاهش یافته و امکان بررسی پیکربندی‌های مختلف با سرعت بیشتری فراهم شود.

### ۵-۱- دامنه محاسباتی

هندسه مورد استفاده شامل یک بال مخروطی (tapered) و یک فلپ از نوع شکاف‌دار (slotted flap) است (شکل ۲). در طراحی بال، تغییرات وتر بصورت خطی از ریشه تا نوک در نظر گرفته شده تا الگوی جریان واقعی‌تر مدل‌سازی شود. فلپ نیز به گونه‌ای طراحی شده که با ایجاد شکاف بین آن و سطح بال، امکان عبور جریان با انرژی بیشتر و تأخیر در جدایش فراهم گردد. مشخصات دقیق بال و فلپ در جدول ۱ ارائه شده است.



شکل ۲) هندسه بال و فلپ طرح پایه

Fig. 2 Wing and flap geometry of the base design

$$P_{\omega} = aS^2 = \gamma \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (9)$$

تفاوت این دو معادله در تابع  $\gamma$  می‌باشد که ارتباط دهنده دو مدل  $k-\epsilon$  و  $k-\omega$  به یکدیگر می‌باشد. این تابع که به تابع ترکیبی (Blending Function) معروف است به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\gamma = \gamma_1 F_1 + \gamma_2 (1 - F_1) \quad (10)$$

F در واقع مهم‌ترین پارامتر در این مدل توربولانسی هست. وقتی که نواحی نزدیک دیواره بررسی می‌شود  $F=1$  یعنی به صورتی عمل می‌کند که در نواحی نزدیک دیواره پاسخ‌ها از مدل  $k-\omega$  استخراج شوند و وقتی  $F=0$  به صورتی عمل می‌کند که در نواحی دور از دیواره پاسخ‌ها از مدل  $k-\epsilon$  استخراج شوند.

ترم دوم از معادله (۶) و (۷) بیانگر نرخ اتلاف K و  $\omega$  می‌باشند. همچنین ترم سوم در معادله (۶) و ترم سوم و چهارم در معادله (۷) نرخ دیفیوژن می‌باشند.

### ۴- فرآیند حل مساله

فرآیند حل مساله شامل سه مرحله اصلی آماده‌سازی هندسه، تولید شبکه محاسباتی، و تنظیمات حلگر در نرم‌افزار شبیه‌سازی عددی است. هر یک از این مراحل نقش مهمی در دقت و کیفیت نتایج نهایی دارند و در ادامه به اختصار شرح داده می‌شوند:

#### ۱. آماده‌سازی هندسه

در این مرحله، هندسه بال به همراه فلپ آن طراحی شد. با هدف بهبود کیفیت شبکه‌بندی و جلوگیری از بروز مشکلات در تولید مش، تلاش شد تا از گوشه‌ها و لبه‌های تیز در طراحی اجتناب شود. این کار باعث می‌شود توزیع سلول‌ها در نواحی بحرانی یکنواخت‌تر بوده و مش نهایی از کیفیت بالاتری برخوردار باشد.

#### ۲. تولید شبکه

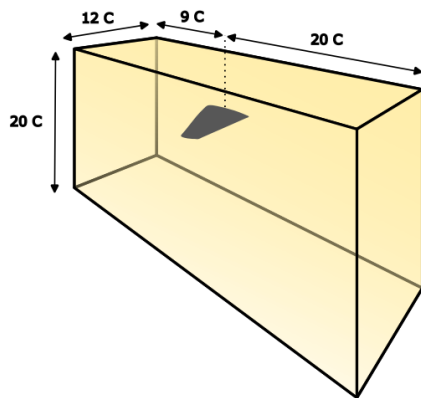
تولید شبکه در نرم‌افزار Fidelity Pointwise 2023.2.1 انجام گرفت. شبکه مورد استفاده در این پژوهش از نوع هیبریدی بوده و طراحی آن به گونه‌ای صورت گرفته است که نیازهای دقت عددی در نواحی حساس آیرودینامیکی را در کنار کنترل هزینه محاسباتی برآورده سازد. در این راستا، در مجاورت سطوح بال و فلپ از شبکه لایه مرزی منشوری (Prismatic Layers) استفاده شده است تا گرادینان‌های شدید سرعت و فشار در نزدیکی دیواره‌ها به درستی ثبت شوند، در حالی که شبکه در نواحی دورتر دامنه محاسباتی به صورت غیرساختاری تولید گردیده است (شکل ۴. الف و ب).

علاوه بر این، مش سطحی بال و فلپ نیز به صورت ترکیبی طراحی شده است؛ به طوری که در نواحی با حساسیت آیرودینامیکی بالا نظیر لبه حمله و لبه فرار، از مش ساختاریافته به منظور افزایش دقت عددی استفاده شده و در سایر نواحی سطح، مش غیرساختاری به کار رفته است (شکل ۴. ج). این راهبرد شبکه‌بندی امکان تمرکز دقت در نواحی بحرانی مؤثر بر رفتار جریان را فراهم کرده و هم‌زمان از افزایش غیرضروری تعداد سلول‌ها جلوگیری می‌کند.

جدول (۱) مشخصات بال و فلپ

Table 1 Wing and flap specifications

	Wing	Flap
Root chord length (m)	3.292	0.88
Tip chord length (m)	1.347	0.58
Taper ratio	0.409	0.659
MAC (m)	2.455	0.74
Span (m)	5.2	2.34



شکل (۳) دامنه محاسباتی هندسه شبیه‌سازی شده

Fig. 3 Computational domain of simulated geometry

از آنجایی که هدف از شبیه‌سازی بررسی جریان بال هواپیما است، مرز چسبیده به ریشه بال دیواره Wall در نظر گرفته شده است. همچنین برای بال و فلپ نیز از دیواره و شرط عدم لغزش استفاده شده است. برای مابقی مرزها از شرط مرزی تقارن یا Symmetry استفاده شده است. گردابه‌های حاصل به سمت مرزهای بالایی و پایینی و روبه‌رو گسترش می‌یابند، استفاده از شرط مرزی تقارن موجب می‌شود که این گردابه‌ها با رسیدن به این مرزها عکس‌العملی نداشته و به جریان برنگردند.

## ۶- نتایج

### ۶-۱- ارزیابی و اعتبارسنجی حل عددی

در این بخش نتایج حاصل از حل عددی برای شبیه‌سازی دوبعدی پیکربندی 30P30N با نتایج تجربی موجود مقایسه می‌شود تا بدین ترتیب صحت نتایج عددی بکار گرفته شده در این تحقیق تایید گردد. جهت اعتبارسنجی نتایج عددی با نتایج تجربی چن و همکاران [۲۸] مقایسه شد تا صحت روش حل عددی بررسی گردد. چن و همکاران در آزمایش خود ویژگی‌های آیرودینامیکی پیکربندی 30P30N که شامل ایرفویل، فلپ و اسلات می‌باشد را در زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار داده‌اند. آنها این آنالیز را یکبار برای پیکربندی 30P30N و یکبار برای اجزای آن انجام داده‌اند. وتر ایرفویل مرجع برابر  $1/9324$  متر، سرعت ورودی برابر  $0.2$  ماخ و عدد رینولدز مرجع برابر  $9 \times 10^6$  می‌باشد. نتایج آن‌ها گویای آن است که استفاده از این پیکربندی بطور ملموسی ضریب لیفت را افزایش می‌دهد، بطوری که در زاویه  $21$  درجه ضریب لیفت در مقایسه با ایرفویل معمولی حدوداً  $37$  درصد افزایش یافته است. شکل ۵ شماتیک این پیکربندی را نمایش می‌دهد. در شکل ۶ نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج تجربی چن و همکاران مقایسه شده است. مقادیر بدست آمده تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد. همانطور که ملاحظه می‌شود اختلاف نتایج عددی و تجربی حدوداً  $5$  درصد بوده که برای انجام شبیه‌سازی قابل قبول می‌باشد.

دامنه محاسباتی با هدف حذف اثرات مرزی و جلوگیری از انعکاس جریان طراحی شده و ابعاد آن به صورت زیر در نظر گرفته شده است (شکل ۳):

فاصله بین لبه حمله بال تا مرز ورودی دامنه:  $9$  برابر طول وتر

فاصله بین لبه فرار بال تا مرز خروجی دامنه:  $20$  برابر طول وتر

ارتفاع دامنه:  $20$  برابر طول وتر

عرض دامنه در راستای محور  $Y$ :  $12$  برابر طول وتر

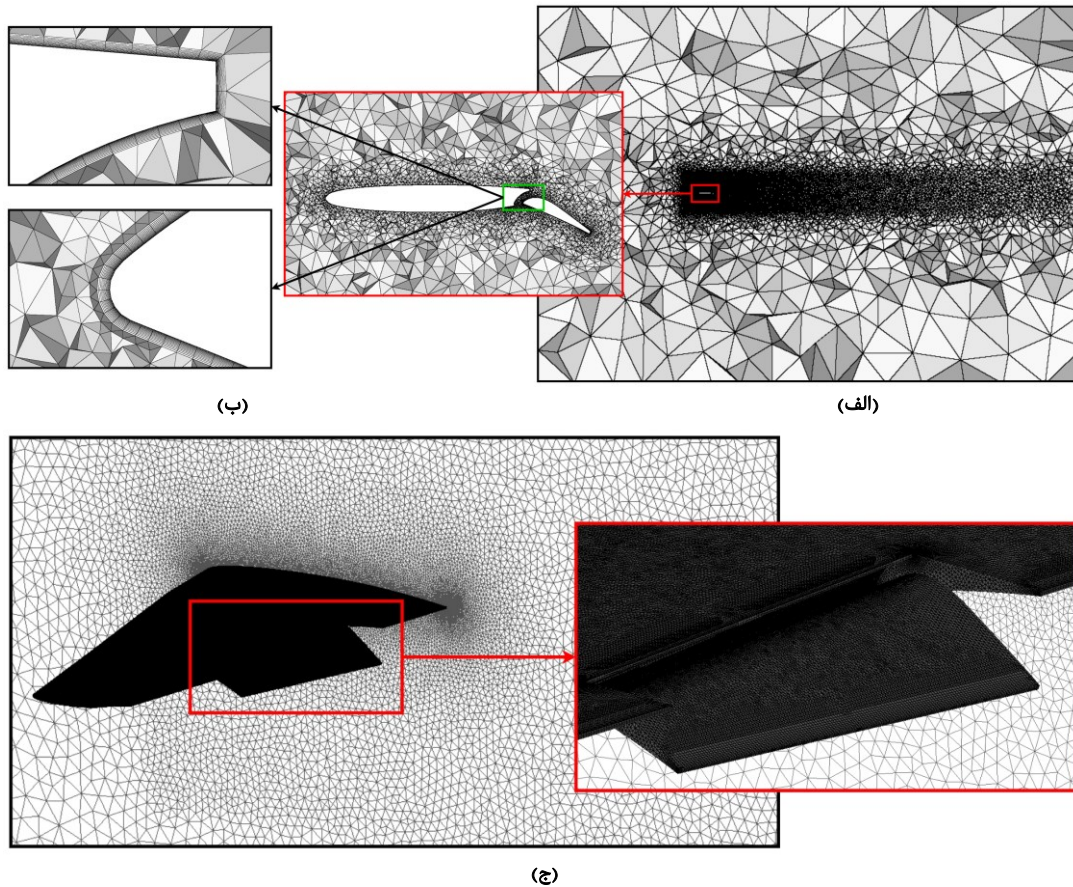
این ابعاد به گونه‌ای انتخاب شده‌اند که جریان پیرامون بال و فلپ به طور کامل توسعه یابد و تأثیر مرزهای محاسباتی بر نتایج نهایی به حداقل برسد.

### ۵-۲- شبکه‌بندی

شبکه‌بندی دامنه حل باید به حدی مطلوب باشد که علاوه بر ارضا معیارهای همگرایی، استقلال حل از شبکه‌بندی را نتیجه دهد. این موضوع در مسائلی همچون شبیه‌سازی جریان حول بال و هواپیما از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. به منظور پیش‌بینی دقیق جدایش و گردابیان فشار، شبکه‌بندی اطراف بال باید تا حد امکان ریز و با کیفیت باشد و از شبکه لایه مرزی استفاده شود. طول بی بعد  $y^+$  که مقیاسی از تنش برشی روی دیواره می‌باشد، معیار مناسبی برای کیفیت شبکه لایه مرزی می‌باشد. در این پروژه بیشترین مقدار  $y^+$  برابر  $10$  بوده و ضریب رشد لایه‌ها و تعداد لایه‌ها به ترتیب برابر  $1/1$  و  $10$  می‌باشد. آنالیز شبکه‌بندی، وابسته به ویژگی‌های شبکه و پارامترهای کیفیت شبکه می‌باشد. در یک شبکه با کیفیت نباید حجم منفی وجود داشته باشد. سه پارامتر مهم که کیفیت شبکه را تضمین می‌کنند پارامترهای عدم تعامد، نسبت ابعادی و میزان کج بودن المان می‌باشند. در یک شبکه‌بندی با کیفیت باید مقدار عدم تعامد کمتر از  $70$ ، مقدار نسبت ابعادی کمتر از  $10$  و مقدار کج بودن المان کمتر از  $0.8$  باشد. در شکل ۴ شبکه تولید شده که الزامات یک شبکه با کیفیت را دارا است، نشان داده شده است.

### ۵-۳- شرایط مرزی

یکی از مهم‌ترین مراحل در شبیه‌سازی توربین باد بر همگرایی حل تأثیر بسزایی دارد اعمال شرایط مرزی صحیح می‌باشد. در مرز ورودی، باتوجه به فرض یکنواخت بودن پروفیل سرعت جریان، شرط مرزی برابر با Velocity Inlet و مقدار ثابت  $0.2$  ماخ می‌باشد. در مرز خروجی، به منظور جلوگیری از برگشت جریان به دامنه حل، از شرط مرزی Pressure Outlet استفاده شده است.



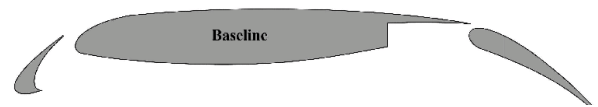
شکل ۴) شبکه‌بندی دامنه محاسباتی. الف) نمای کلی شبکه هیبریدی در دامنه محاسباتی، ب) بزرگ‌نمایی شبکه اطراف بال و فلپ و نمایش شبکه لایه مرزی منشوری، ج) نمای سه‌بعدی شبکه و تمرکز شبکه‌بندی در نواحی حساس آیرودینامیکی.

Fig. 4 Computational domain meshing. a) Overview of the hybrid mesh in the computational domain, b) Zoom-in of the mesh around the wing and flap, displaying the prismatic boundary layer mesh, c) 3D view of the mesh showing refinement in aerodynamically critical regions.

#### ۶-۲- بررسی استقلال حل عددی از شبکه‌بندی

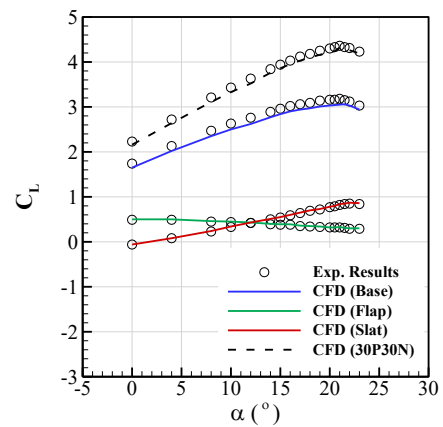
به منظور بررسی استقلال حل عددی از شبکه‌بندی ناحیه محاسباتی، شبیه‌سازی با پنج شبکه مختلف انجام شده و نتایج با یکدیگر مقایسه شده است. بر اساس نتایج ارائه شده در شکل ۷، مقدار ضریب لیفت در زاویه حمله ۶ درجه در شبکه سوم نسبت به شبکه چهارم اختلافی در حدود ۰/۷ درصد داشته و این اختلاف بین شبکه چهارم و پنجم حدود ۰/۳ درصد می‌باشد. این روند نشان می‌دهد که از شبکه سوم به بعد، تغییرات ضریب لیفت بطور محسوسی کاهش یافته است.

با توجه به حساسیت بیشتر ضریب درگ نسبت به کیفیت شبکه‌بندی، بررسی استقلال حل عددی از شبکه با استفاده از تغییرات این ضریب نیز انجام شد که نتایج آن در شکل ۸ ارائه شده است. مطابق این شکل، اختلاف مقدار ضریب درگ بین شبکه‌های سوم و چهارم در زاویه حمله ۶ درجه حدود ۳ درصد محاسبه شده است، در حالی که این اختلاف بین شبکه‌های چهارم و پنجم به حدود ۰/۵ درصد کاهش می‌یابد. این کاهش اختلاف نتایج، نشان‌دهنده نزدیک شدن پاسخ عددی به حالت مستقل از شبکه می‌باشد.



شکل ۵) پیکربندی 30P30N

Fig. 5 30P30N configuration



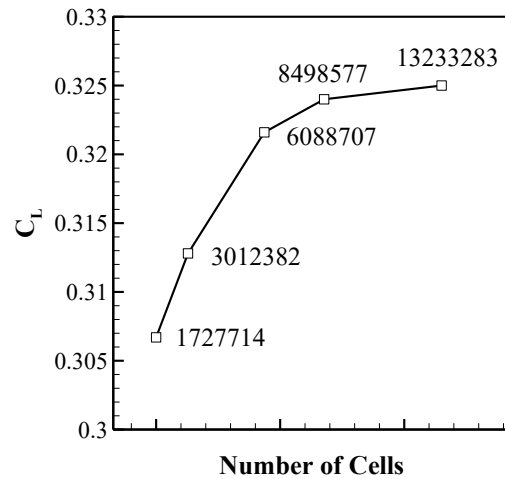
شکل ۶) نمودار ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله حاصل از اعتبارسنجی حل عددی

Fig. 6 Lift coefficient vs. angle of attack from numerical solution validation

در تمامی شبیه‌سازی‌ها، هندسه‌ی بال ثابت در نظر گرفته شده است. تغییرات زاویه فلپ به صورت مستقیم در مدل اعمال شده و زاویه حمله از طریق تغییر جهت بردار جریان ورودی (جهت باد) تنظیم گردیده است. این روش امکان بررسی دقیق اثرات هر پارامتر به صورت مستقل را فراهم می‌کند. چهار مقدار مختلف ۰، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه برای انحراف فلپ در نظر گرفته شده است. برای هر زاویه فلپ، شبیه‌سازی‌ها در بازه‌ای از زاویه حمله بین ۶- تا ۱۸ درجه انجام شده‌اند.

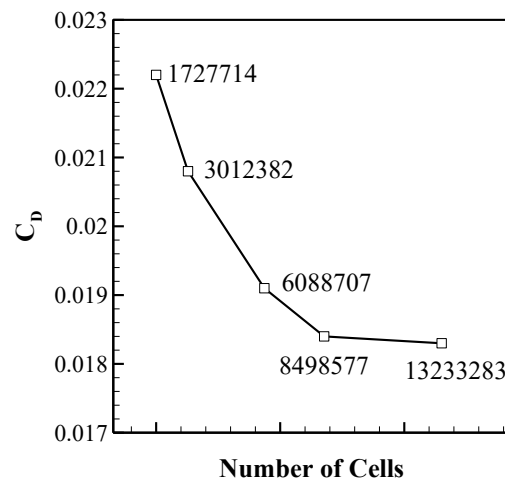
شکل ۹ تغییرات ضریب لیفت پیکربندی بال و فلپ را به ازای افزایش زاویه حمله برای چهار زاویه مختلف انحراف فلپ نمایش می‌دهد. در این نمودار، چهار حالت مختلف برای زاویه فلپ در نظر گرفته شده‌اند که به ترتیب شامل ۰ درجه، ۱۰ درجه، ۲۰ درجه و ۳۰ درجه می‌باشند. بررسی نتایج عددی نشان می‌دهد که با افزایش زاویه فلپ، ضریب لیفت در تمامی زوایای حمله به طور قابل توجهی افزایش یافته و منحنی تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله به سمت بالا جابه‌جا می‌شود. به عنوان نمونه در زاویه حمله صفر درجه، مقدار ضریب لیفت از حدود ۰/۱۷۶ برای فلپ صفر درجه به ۰/۱۷۵، ۰/۱۷۱ و ۰/۸۲۲ به ترتیب برای فلپ‌های ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه افزایش یافته است که نشان‌دهنده جهشی بیش از پنج برابر در حالت فلپ ۲۰ درجه است. همچنین بیشینه ضریب لیفت برای فلپ ۲۰ درجه در حدود ۱/۲۶ در زاویه حمله ۱۸ درجه به دست آمده که نشان‌دهنده بیشترین ظرفیت تولید لیفت است، در حالی که فلپ ۳۰ درجه با وجود افزایش ضریب لیفت در زوایای پایین، در زوایای بالاتر به حدود ۰/۹۴ محدود می‌شود که بیانگر اشباع و احتمال بروز جدایش زود هنگام جریان روی فلپ است. مقایسه روند تغییرات نشان می‌دهد که شیب خطی منحنی‌ها تقریباً ثابت مانده و اثر اصلی فلپ، افزایش مقدار ضریب لیفت در زوایای حمله پایین است. نتایج بیانگر آن است که استفاده از انحراف فلپ‌های بیشتر به ویژه ۲۰ درجه برای فازهای برخاست و فرود بسیار مطلوب است و امکان تولید لیفت زیاد در زوایای پایین را فراهم می‌کند.

شکل ۱۰ تغییرات ضریب درگ را بر حسب زاویه حمله برای چهار حالت مختلف فلپ نشان می‌دهد. نتایج عددی بیانگر آن است که افزایش زاویه فلپ باعث رشد چشمگیر ضریب درگ در تمامی زوایای حمله می‌شود، به طوری که در زاویه حمله صفر درجه مقدار درگ از حدود ۰/۱۰ برای فلپ صفر درجه به ۰/۳۶۳، ۰/۳۶۳ و ۰/۶۳۶ به ترتیب برای فلپ‌های ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه افزایش یافته است. این تغییر بیانگر آن است که حتی در زوایای پایین نیز هزینه آیرودینامیکی ناشی از انحراف فلپ بسیار قابل توجه است. روند تغییرات نشان می‌دهد که برای فلپ صفر درجه، افزایش درگ نسبتاً ملایم است و در زاویه حمله ۱۸ درجه به حدود ۰/۱۵۲ می‌رسد، در حالی که همین زاویه برای فلپ ۲۰ و ۳۰ درجه به ترتیب مقادیر بزرگ ۰/۷۴۰ و ۰/۹۲۹ را نشان می‌دهد که رشد چند برابری درگ را آشکار می‌سازد. همچنین در مقایسه با حالت بدون فلپ،



شکل ۷) تغییرات ضریب لیفت در زاویه حمله ۶ درجه در شبکه‌بندی‌های مختلف

Fig. 7 Lift coefficient at 6° angle of attack across different meshes



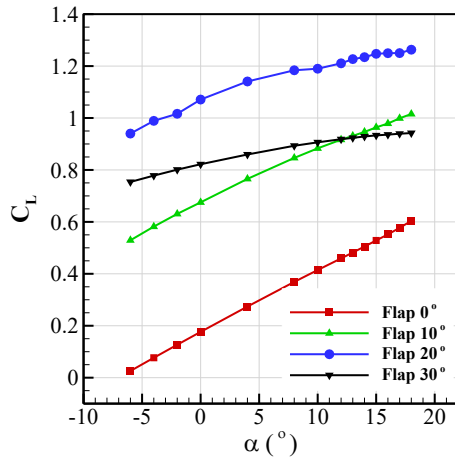
شکل ۸) تغییرات ضریب درگ در زاویه حمله ۶ درجه در شبکه‌بندی‌های مختلف

Fig. 8 Drag coefficient at 6° angle of attack across different meshes

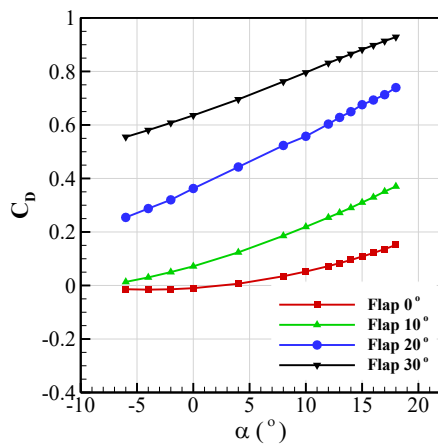
در مجموع، نتایج حاصل از بررسی ضرایب لیفت و درگ نشان می‌دهد که شبکه سوم قادر به ثبت رفتار کلی جریان و روند تغییرات ضرایب آیرودینامیکی با دقت قابل قبول بوده و افزایش بیشتر تعداد سلول‌ها تنها منجر به بهبود محدود نتایج در برابر افزایش قابل توجه هزینه محاسباتی می‌شود. بر این اساس، شبکه سوم به عنوان شبکه نهایی انتخاب شد. در این شبکه ارتفاع اولین سلول لایه مرزی برابر ۰/۰۰۰۱ متر، ضریب رشد ۱/۱، تعداد لایه‌ها برابر ۱۵ و تعداد کل سلول‌ها ۶۰۸۸۷۰۷ می‌باشد.

### ۳-۶- شبیه‌سازی پیکربندی بال و فلپ (طرح پایه)

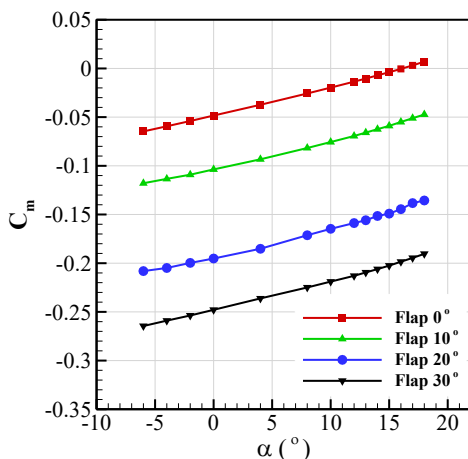
در این بخش، نتایج حاصل از شبیه‌سازی سه‌بعدی بال مجهز به فلپ ارائه و تحلیل می‌شوند. هدف اصلی از این تحلیل‌ها، بررسی تاثیر تغییرات زاویه فلپ (انحراف فلپ) و زاویه حمله بر رفتار و عملکرد آیرودینامیکی سیستم بال-فلپ است.



شکل ۹ تغییرات ضریب لیفت پیکربندی بال و فلپ برحسب زاویه حمله در زوایای مختلف فلپ  
**Fig. 9** Lift coefficient of the wing-flap configuration vs. angle of attack for various flap deflections



شکل ۱۰ نمودار ضریب درگ پیکربندی بال و فلپ برحسب زاویه حمله در زوایای مختلف فلپ  
**Fig. 10** Drag coefficient of the wing-flap configuration vs. angle of attack for various flap deflections



شکل ۱۱ نمودار ضریب ممان پیچشی پیکربندی بال و فلپ برحسب زاویه حمله در زوایای مختلف فلپ  
**Fig. 11** Pitching moment coefficient of the wing-flap configuration vs. angle of attack for various flap deflections

نمودارهای فلپ ۲۰ و ۳۰ درجه در کل محدوده زاویه حمله به سمت بالا جابه‌جا شده‌اند و شیب تغییرات آنها نیز بیشتر است که به معنی حساسیت بالاتر درگ به تغییر زاویه حمله است. علت اصلی این افزایش درگ، افزایش انحراف جریان و ایجاد جدایش زود هنگام روی سطح مکش فلپ است که باعث گسترش نواحی فشار بالا در سطح پشت و افت شدید راندمان آیرودینامیکی می‌شود. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که هرچند فلپ‌های بزرگ برای تولید لیفت زیاد مناسب‌اند، اما هزینه آن افزایش بسیار زیاد درگ است که کارایی پروازی در شرایط کروز را به شدت کاهش می‌دهد.

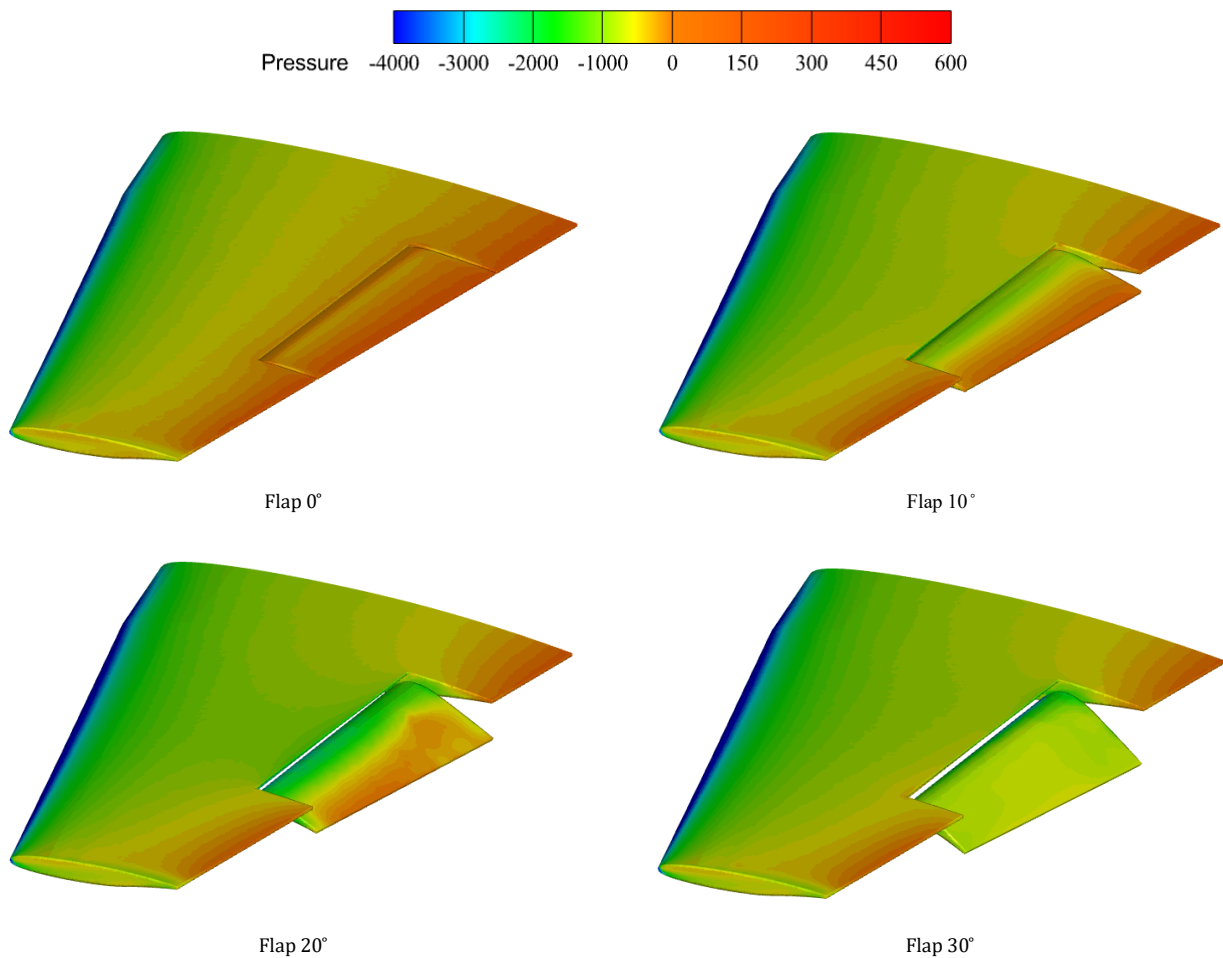
شکل ۱۱ تغییرات ضریب ممان پیچشی را بر حسب زاویه حمله برای چهار حالت مختلف فلپ نشان می‌دهد. نتایج به‌خوبی نشان می‌دهد که افزایش زاویه فلپ تأثیر مستقیمی بر ضریب ممان ایجاد می‌کند و در تمامی حالات باعث منفی‌تر شدن مقدار آن می‌شود، به طوری که خط تعادل ممان به سمت پایین جابه‌جا می‌گردد. در حالت فلپ صفر درجه، مقدار ضریب ممان در زاویه حمله صفر حدود ۰/۰۴۸- است و با افزایش زاویه حمله به تدریج کاهش یافته و حتی در زاویه ۱۷ و ۱۸ درجه به مقادیر مثبت ۰/۰۰۳ و ۰/۰۰۷ می‌رسد که بیانگر تغییر علامت ممان و نزدیک شدن مرکز فشار به محور آیرودینامیکی است. در مقابل، برای فلپ ۱۰ درجه مقدار ممان در زاویه صفر به حدود ۰/۱۰۴- کاهش یافته و در کل بازه زاویه حمله منفی باقی می‌ماند، هرچند روند کاهشی آن ملایم است. این اثر در فلپ‌های بزرگ‌تر شدیدتر می‌شود، به گونه‌ای که برای فلپ ۲۰ و ۳۰ درجه مقادیر ممان در زاویه صفر به ترتیب ۰/۱۹۵- و ۰/۲۴۸- گزارش شده و حتی در زاویه حمله ۱۸ درجه نیز همچنان مقدار آن منفی باقی می‌ماند. این موضوع نشان‌دهنده افزایش تمایل به ایجاد گشتاور دماغه‌پایین با افزایش زاویه فلپ است که پایداری طولی هواپیما را تحت تأثیر قرار می‌دهد و لزوم استفاده از نیروی جبرانی دم یا سطوح افقی پایدارکننده را پررنگ‌تر می‌سازد.

در ادامه، تأثیر زاویه حمله و میزان انحراف فلپ بر توزیع فشار سطحی یک بال مجهز به فلپ مورد بررسی قرار گرفته است. همانطور که در شکل ۱۲ نشان داده شده است، با افزایش زاویه فلپ از صفر تا ۳۰ درجه، میزان مکش (فشار منفی) روی سطح بالایی فلپ به طور چشمگیری افزایش یافته است؛ این روند منجر به افزایش نیروی لیفت می‌گردد.

در زاویه حمله ۱۸ درجه، شدت مکش روی سطح بالایی بال افزایش یافته و علائم جداشدگی جریان به ویژه در زوایای بالاتر انحراف فلپ (۲۰ و ۳۰ درجه) نمایان شده است. این پدیده از طریق کاهش شیب توزیع فشار در مجاورت لبه فرار فلپ قابل تشخیص است. به طور کلی، افزایش همزمان زاویه حمله و انحراف فلپ باعث افزایش بیشتر نیروی لیفت می‌شود، اما احتمال بروز جداشدگی جریان و

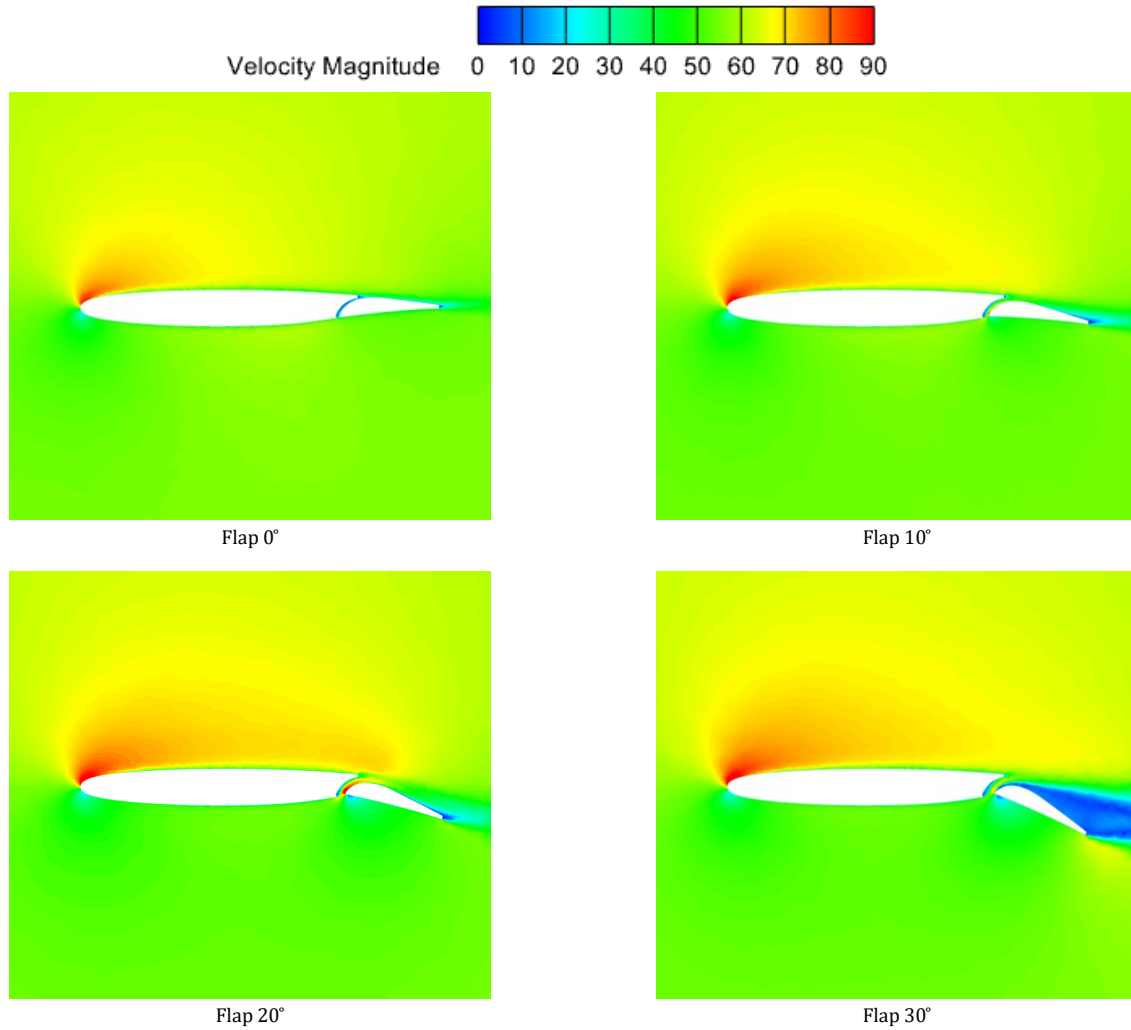
یافته و کارایی آیرودینامیکی کاهش می‌یابد؛ و در فلپ ۳۰ درجه جدایش کامل پشت فلپ همراه با تشکیل جریان‌های گردابه‌ای مشاهده می‌شود که به افت عملکرد منجر می‌گردد. با وجود این، نکته مهم آن است که در فلپ ۳۰ درجه، جدایش هرچند مشهود است اما ماهیت آن موضعی بوده و عمدتاً روی سطح فلپ رخ داده است، در حالی که جریان روی بدنه اصلی بال همچنان چسبیده است، باقی مانده است. از آنجا که سهم فلپ در تولید لیفت نسبت به بال اصلی کمتر است، این جدایش موضعی موجب افت شدید یا ناگهانی ضریب لیفت در نمودارهای مربوطه نشده است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که اگرچه در فلپ ۳۰ درجه نشانه‌های استال موضعی نمایان است، این وضعیت تنها نرخ افزایش لیفت را کاهش داده و هنوز به مرحله استال کامل بال منجر نشده است.

کاهش عملکرد آیرودینامیکی را نیز افزایش می‌دهد که باید در طراحی بهینه سامانه‌های بال دارای فلپ به دقت مدنظر قرار گیرد. در شکل ۱۳، کانتورهای توزیع سرعت پیرامون بال در مقطع میانی برای پیکربندی‌های مختلف فلپ (۰، ۱۰، ۲۰ و ۳۰ درجه) در زاویه حمله ۱۸ درجه ارائه شده است. این کانتورها با نمایش تغییرات سرعت جریان در اطراف پروفیل، امکان تحلیل دقیق رفتار جریان، از جمله نواحی شتاب، رکود و جدایش را فراهم می‌سازند. رنگ‌های کانتور بیانگر بزرگی سرعت جریان اطراف پروفیل بوده و اطلاعات دقیقی درباره رفتار جریان، نواحی شتاب، جدایش و رکود ارائه می‌دهند. در انحراف فلپ ۰ درجه جریان همچنان پایدار بوده اما جدایش موضعی در لبه فرار شکل گرفته است؛ با افزایش فلپ به ۱۰ درجه، شتاب جریان روی سطح بالا افزایش یافته و ناحیه رکود پشت فلپ رشد کرده است؛ در فلپ ۲۰ درجه ناحیه جدایش گسترش



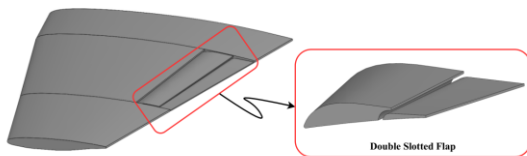
شکل ۱۲) کانتور فشار طرح پایه برای مدل‌های مختلف فلپ در زاویه حمله ۱۸ درجه

Fig. 12 Pressure contour of base design for different flap models at 18° angle of attack



شکل ۱۳) کانتور سرعت طرح پایه در مقطع وسط بال برای مدل‌های مختلف فلپ در زاویه حمله ۱۸ درجه  
 Fig. 13 Velocity contour of base design at the wing mid-section for different flap models at 18° angle of attack

جریان، کاهش گرادیان فشار نامطلوب و در نتیجه جلوگیری از جدایش زودهنگام جریان است. این پیکربندی به دلیل ویژگی‌های منحصر به فرد خود در هدایت مؤثر جریان، یکی از روش‌های مؤثر در بهبود عملکرد سیستم‌های بال-فلپ در طراحی‌های مدرن محسوب می‌شود. علاوه بر این، طراحی جدید می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر کنترل گشتاور پیچشی نیز داشته باشد که به نوبه‌ی خود نقش مهمی در پایداری و قابلیت کنترل وسیله پرنده ایفا می‌کند.

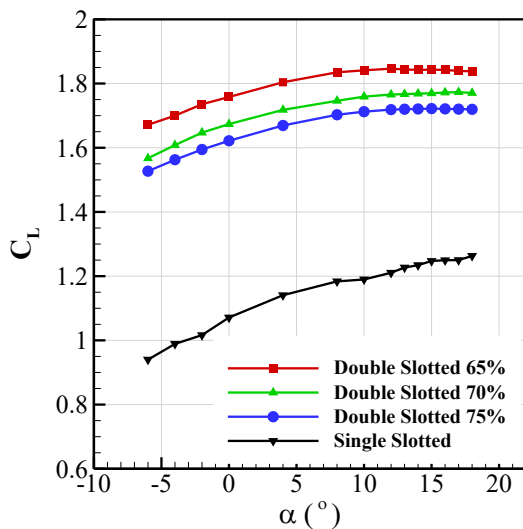


شکل ۱۴) هندسه پیکربندی بال و فلپ دوپل شکاف‌دار  
 Fig. 14 Geometry of the double slotted flap configuration

۴-۶- تأثیر فلپ دوپل بر عملکرد آیرودینامیکی پیکربندی بال و فلپ  
 در ادامه‌ی مراحل تحلیل آیرودینامیکی بال مجهز به فلپ، با هدف بهبود عملکرد در شرایط زاویه حمله بالا، فرآیند بهینه‌سازی هندسی به عنوان گامی تکمیلی و اساسی مدنظر قرار گرفت. تحلیل‌های پیشین نشان داد که در زاویه‌های حمله‌ی متوسط تا زیاد، نواحی جدایش جریان به ویژه در ناحیه میانی سطح بال، تقریباً در فاصله‌ی ۶۰ تا ۸۰ درصدی از لبه‌ی حمله شکل می‌گیرند. این جدایش‌ها تأثیر مستقیم و منفی بر ضریب لیفت، ضریب درگ و در نهایت نسبت لیفت به درگ داشته و باعث کاهش پایداری و کارایی آیرودینامیکی می‌شوند. از آنجا که در طراحی اولیه، فلپ در موقعیت ۷۰٪ از لبه حمله نصب شده بود، این داده‌ها مبنای مهمی برای بازطراحی قرار گرفتند. در پیکربندی جدید، از ساختار فلپ دوپل شکاف‌دار (Double-Slotted Flap) استفاده شده است که شامل یک فلپ ثانویه در امتداد فلپ اصلی و در فواصل ۶۵٪، ۷۰٪ و ۷۵٪ از لبه حمله آن می‌باشد (شکل ۱۴). هدف از افزودن این شکاف و فلپ جدید، ایجاد کانالی برای عبور جریان هوا بین دو فلپ، افزایش شتاب

قابل توجهی در رفتار تعادل طولی ایجاد می‌کند. در حالت فلپ تکی، ضریب ممان در زاویه حمله صفر حدود ۰/۱۹۵- است، در حالی که در فلپ دوپل این مقدار در فلپ ۶۵٪ به حدود ۰/۵۲۷- افزایش یافته است. به عبارت دیگر، افزایش بیش از دو و نیم برابر در مقدار منفی ممان مشاهده می‌شود که بیانگر رشد شدید تمایل به ایجاد گشتاور دماغه‌پایین است. همچنین مقایسه سه حالت جدایش فلپ ثانویه نشان می‌دهد که هرچه مکان جدایش به سمت ۷۵٪ وتر منتقل می‌شود، میزان منفی بودن ضریب ممان کاهش یافته و رفتار پایدارتر و ملایم‌تری حاصل می‌شود. برای نمونه، در زاویه حمله ۱۰ درجه، مقادیر ممان به ترتیب برای ۶۵٪، ۷۰٪ و ۷۵٪ برابر با ۰/۵۰۷-، ۰/۴۶۸- و ۰/۴۴۷- هستند که روندی کاهشی در شدت گشتاور دماغه‌پایین را نشان می‌دهد.

شکل ۱۸ کانتورهای فشار پیرامون طرح پایه و طرح فلپ دوپل را می‌دهد. گرادین فشار معکوس روی فلپ در طرح پایه تشدید شده و نواحی رکود و جدایش موضعی در پشت فلپ توسعه یافته‌اند که بیانگر افت تدریجی کارایی آیرودینامیکی است. در مقابل، در طرح‌های فلپ دوپل و به ویژه پیکربندی ۶۵ درصد، حضور شکاف اضافی موجب تغذیه انرژی به لایه مرزی، کاهش شدت گرادین فشار معکوس و تأخیر در جدایش شده و بدین ترتیب مکش سطح بالا همچنان حفظ شده است. پیکربندی‌های ۷۰ و ۷۵ درصد نیز بهبود محسوسی نسبت به طرح پایه نشان می‌دهند، اما دامنه مکش و توزیع فشار آن‌ها ضعیف‌تر از آرایش ۶۵ درصد است. به‌طور کلی، این شکل نشان می‌دهد که طرح‌های فلپ دوپل با ایجاد توزیع فشار مطلوب‌تر در سطوح بالا و پایین بال توانسته‌اند افزایش لیفت، پایداری جریان در زوایای بالاتر و تأخیر در بروز جدایش گسترده را نسبت به طرح پایه فراهم آورند.

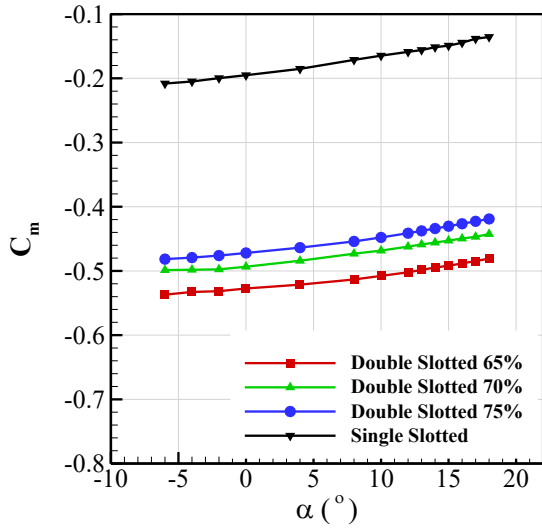


شکل ۱۵ تغییرات ضریب لیفت پیکربندی بال و فلپ دوپل شکافدار بر حسب زاویه حمله

Fig. 15 Lift coefficient of the double slotted flap configuration vs. angle of attack

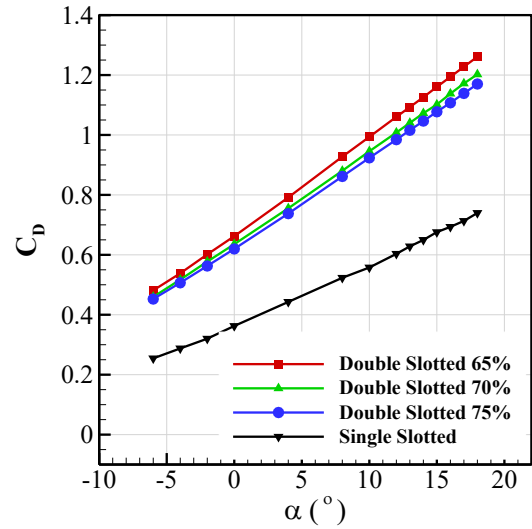
در این بخش، به منظور ارزیابی تأثیر هندسه فلپ دوپل بر عملکرد آیرودینامیکی سیستم، نمودار ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای حالت‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفته است (شکل ۱۵). نتایج شامل زاویه انحراف فلپ ۲۰ درجه برای طرح پایه و طرح فلپ دوپل در فواصل ۶۵٪، ۷۰٪ و ۷۵٪ از لبه حمله می‌باشد. در پیکربندی فلپ دوپل، نتایج نشان می‌دهد که جداسازی فلپ ثانویه در مکان‌های ۶۵٪، ۷۰٪ و ۷۵٪ از وتر فلپ پایه منجر به افزایش محسوس لیفت در تمامی زوایای حمله نسبت به فلپ تکی شده است، به‌گونه‌ای که بیشترین مقدار لیفت مربوط به جدایش در ۶۵٪ وتر است. در حالت فلپ تکی (طرح پایه) لیفت در زاویه حمله منفی شش درجه حدود ۰/۹۴ بوده و در زاویه هجده درجه به ۱/۲۶ می‌رسد، در حالی که با استفاده از فلپ دوپل با جدایش ۶۵٪ همان مقادیر به ترتیب ۱/۶۷ و ۱/۸۳، در جدایش ۷۰٪ به ترتیب ۱/۵۶ و ۱/۷۷ و در جدایش ۷۵٪ به ترتیب ۱/۵۳ و ۱/۷۲ هستند. این نتایج نشان می‌دهد که در بهترین حالت (جدایش ۶۵٪) افزایش لیفت نسبت به فلپ تکی در زوایای پایین بیش از ۷۰ درصد و در زوایای بالاتر حدود ۴۵ درصد است. این افزایش لیفت در فازهای برخاست و فرود اهمیت ویژه‌ای دارد، زیرا باعث کاهش سرعت و طول باند مورد نیاز برای نشست و برخاست می‌شود و ایمنی پرواز را در شرایط سرعت پایین بهبود می‌دهد. در عین حال، توزیع ملایم‌تر لیفت و حفظ پایداری در زوایای بالاتر حمله به معنای تأخیر در وقوع واماندگی و افزایش حاشیه اطمینان خلبان در مراحل بحرانی پرواز است.

در بررسی ضریب درگ (شکل ۱۶)، نتایج نشان می‌دهد که پیکربندی فلپ دوپل در تمامی حالات نسبت به فلپ تکی درگ را به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌دهد. این افزایش درگ نتیجه طبیعی استفاده از دو فلپ است که منجر به ایجاد جدایش‌های بیشتر و افزایش ناحیه فشار منفی در سطح بالا و همچنین افزایش جریان‌های گردابه‌ای در عقب بال می‌شود. از نظر عددی، در زاویه حمله صفر درجه، درگ در فلپ تکی حدود ۰/۳۶۲ است، در حالی که برای طرح فلپ دوپل در جدایش ۶۵٪ مقدار ۰/۶۶۲، در ۷۰٪ حدود ۰/۶۳۶ و در ۷۵٪ حدود ۰/۶۱۹ ثبت شده است. این یعنی افزایش درگ تقریباً دو برابری در حالت فلپ دوپل نسبت به فلپ تکی. از دید عملیاتی، این افزایش درگ در فاز فرود مزیت محسوب می‌شود، زیرا ضمن افزایش لیفت، موجب افزایش نیروی مقاوم در برابر حرکت نیز می‌گردد و در نتیجه باعث کاهش سرعت فرود، کوتاه‌تر شدن فاصله توقف پس از نشست و بهبود کنترل‌پذیری هواپیما در سرعت‌های پایین می‌شود. در مجموع، اگرچه بیشترین لیفت در حالت جدایش ۶۵٪ حاصل شد، اما باید توجه داشت که این حالت بیشترین درگ را نیز ایجاد می‌کند و انتخاب موقعیت بهینه فلپ ثانویه باید بر اساس موازنه بین افزایش لیفت و کنترل میزان درگ انجام گیرد. نتایج ضریب ممان (شکل ۱۷) نشان می‌دهد که استفاده از فلپ دوپل نسبت به فلپ تکی تغییرات بسیار



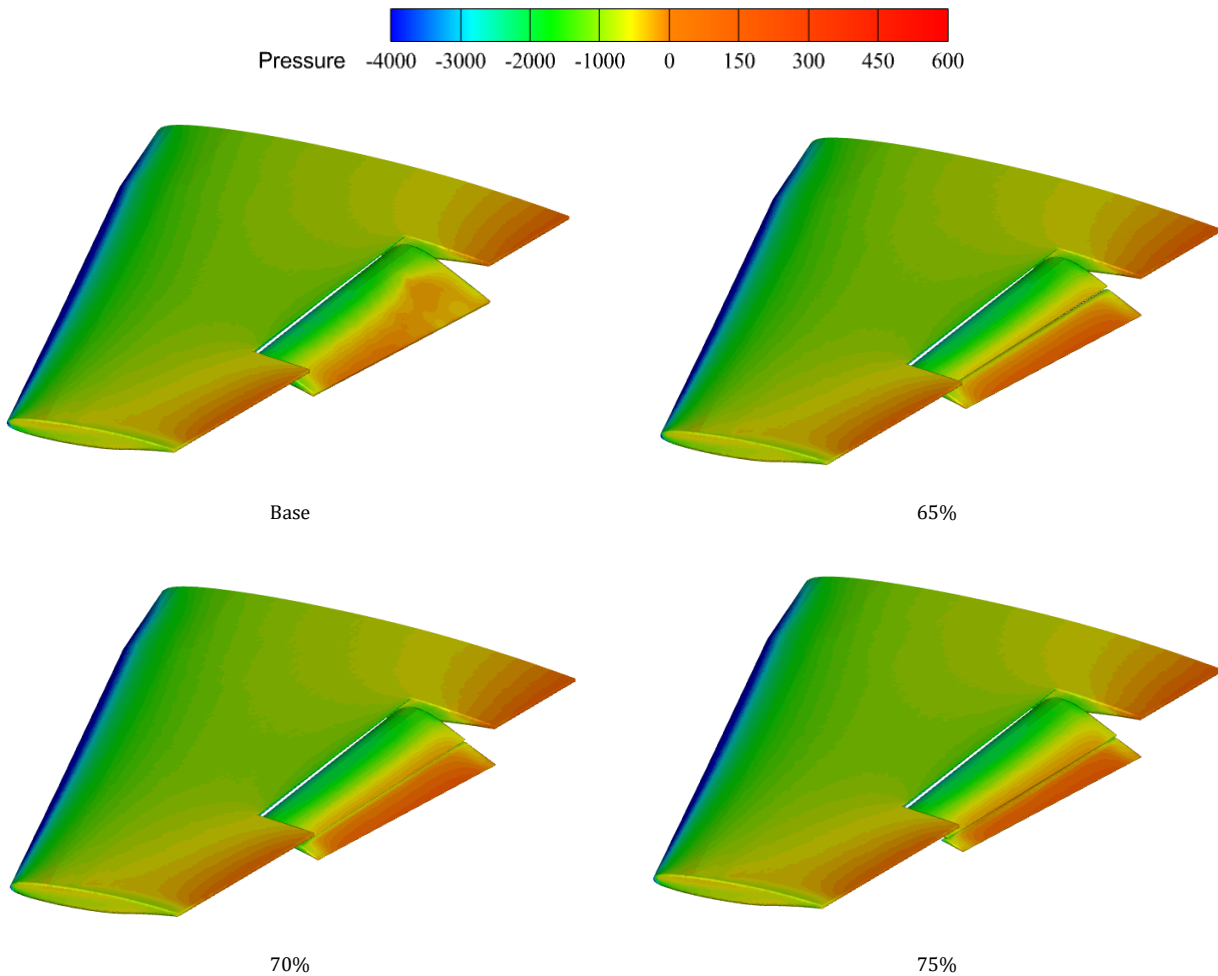
شکل ۱۷) تغییرات ضریب ممان پیچشی پیکربندی بال و فلپ دابل شکافدار بر حسب زاویه حمله

Fig. 17 Pitching moment coefficient of the double slotted flap configuration vs. angle of attack



شکل ۱۶) تغییرات ضریب درگ پیکربندی بال و فلپ دابل شکافدار بر حسب زاویه حمله

Fig. 16 Drag coefficient of the double slotted flap configuration vs. angle of attack



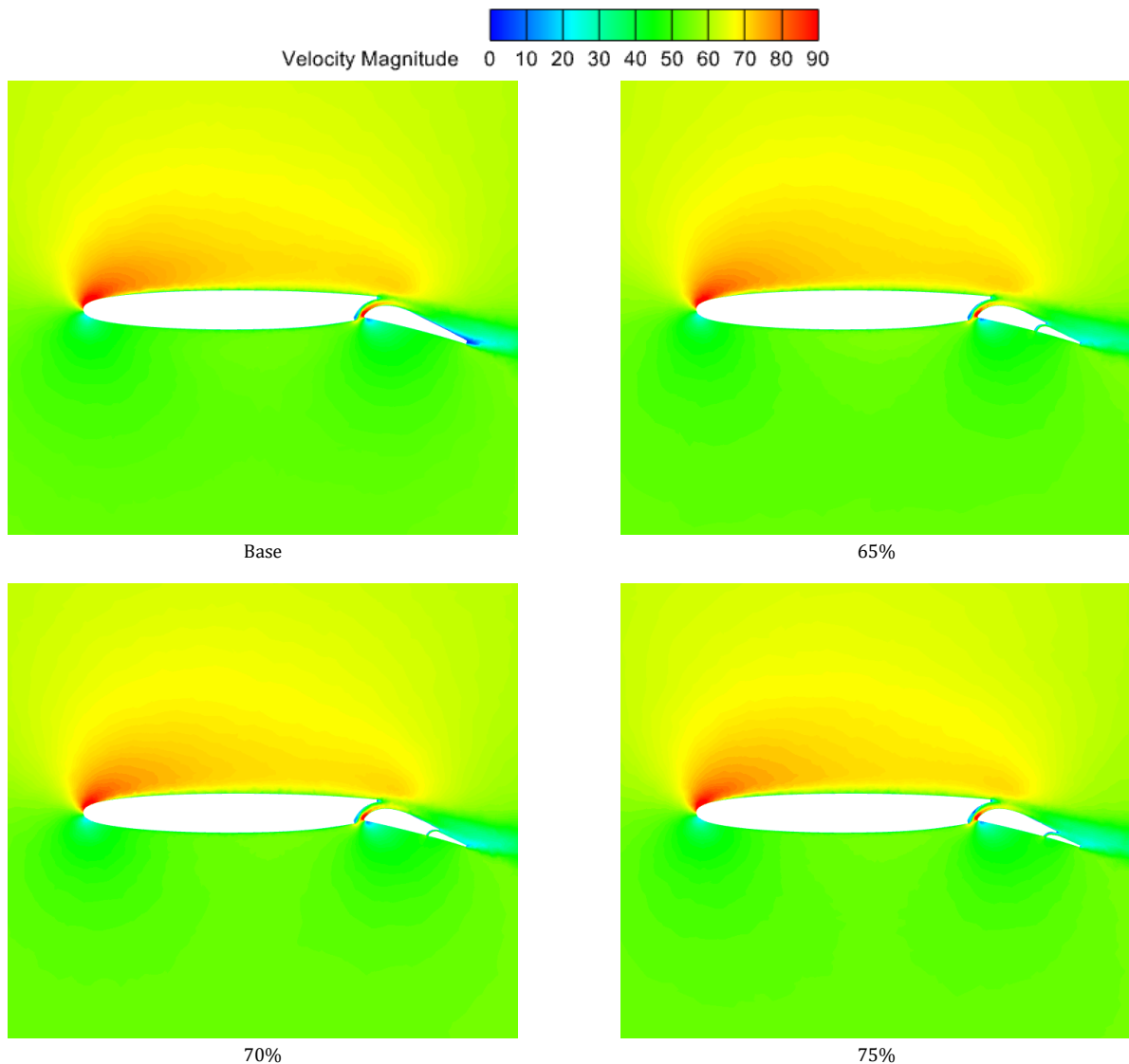
شکل ۱۸) کانتورهای فشار پیکربندی طرح پایه و فلپ دابل شکافدار در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه فلپ ۲۰ درجه

Fig. 18 Pressure contours of the base design and double slotted flap configurations at 18° angle of attack and 20° flap deflection

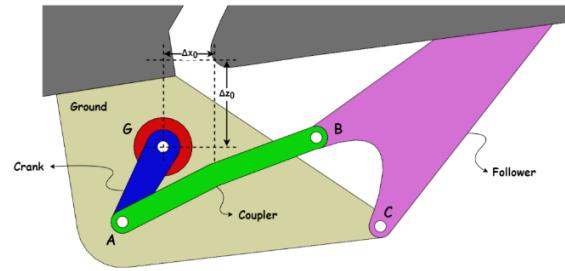
۵-۶- تاثیر تغییر مکانیزم اتصال فلپ بر عملکرد آیرودینامیکی پیکربندی بال و فلپ

در این مرحله، هدف آن است که با بهره‌گیری از یک مکانیزم چهارمیله‌ای (Four-Bar Linkage)، موقعیت و زاویه‌ی فلپ نسبت به بال به‌صورت دقیق و کنترل‌شده تغییر داده شود تا بتوان اثر این تغییرات را بر ویژگی‌های آیرودینامیکی کل پیکربندی بررسی کرد. در بسیاری از سیستم‌های بال و فلپ، موقعیت و زاویه‌ی فلپ تأثیر مستقیم بر توزیع فشار، ضریب لیفت و ضریب درگ دارد. در پیکربندی‌های مرسوم، فلپ حول یک محور ثابت دوران می‌کند که منجر به محدودیت در تغییر گپ و همپوشانی بین بال و فلپ می‌شود.

شکل ۱۹ کانتورهای سرعت را در مقطع میانی بال برای طرح پایه و طرح فلپ دوپل نمایش می‌دهد. در طرح پایه شدت شتاب جریان در لبه حمله بسیار زیاد بوده و در پشت فلپ نواحی وسیعی با سرعت پایین شکل گرفته است. این پدیده نشانه افزایش بار آیرودینامیکی و آغاز روند جدایش در ناحیه مکش فلپ بوده که در نهایت موجب افت تدریجی کارایی و افزایش درگ می‌شود. در مقابل، در طرح‌های فلپ دوپل به‌خصوص پیکربندی ۶۵ درصد، توزیع سرعت متعادل‌تر بوده و جریان بر روی سطح مکش فلپ یکنواخت‌تر دنبال می‌شود. پیکربندی ۷۰ درصد نیز رفتار مشابهی دارد و در زاویه ۱۸ درجه نشانه‌هایی از ضعف موضعی در جریان پایین‌دست فلپ مشاهده می‌شود. در پیکربندی ۷۵ درصد، هرچند عملکرد نسبت به طرح پایه همچنان بهتر است، اما نواحی سرعت پایین پشت فلپ گسترش بیشتری یافته و آغاز جدایش محدودتر نسبت به دو حالت دیگر قابل مشاهده است.



شکل ۱۹) کانتورهای سرعت پیکربندی طرح پایه و فلپ دوپل شکافدار در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه فلپ ۲۰ درجه  
 Fig. 19 Velocity contours of the base design and double slotted flap configurations at 18° angle of attack and 20° flap deflection



شکل ۲۰ مکانیزم چهار میله‌ای متصل به پیکربندی بال و فلپ  
 Fig. 20 Four-Bar linkage mechanism connected to the wing-flap configuration

۱. تغییر طول اعضای مکانیزم طول کرانک (|AG|)، کوپلر (|AB|) و فالور (|BC|) از جمله پارامترهایی هستند که تغییر آنها می‌تواند مسیر حرکت را تغییر دهد و در نتیجه زاویه‌ی خروجی فلپ و گپ بین بال و فلپ را دستخوش تغییر کند. به عنوان مثال افزایش طول کرانک منجر به افزایش دامنه حرکتی نقطه‌ی B و در نتیجه جابجایی بزرگ‌تر فلپ می‌شود. افزایش طول کوپلر معمولاً موجب افزایش گپ افقی (Δx) می‌شود.

۲. تغییر مکان نقاط اتصال در این حالت، مختصات نقاط A، B، C و G نسبت به بال تغییر داده می‌شود. جابجایی افقی و عمودی این نقاط مستقیماً بر موقعیت و زاویه فلپ اثر دارد. برای مثال جابجایی عمودی نقطه‌ی G سبب تغییر ارتفاع محور دوران کرانک و در نتیجه تغییر گپ افقی می‌شود. جابجایی افقی همین نقطه موجب تغییر گپ عمودی و زاویه‌ی نسبی فلپ می‌شود.

**انتخاب پارامتر مؤثر برای مطالعات پارامتریکی و تعریف حالات G**  
 در این بخش، از میان پارامترهای قابل تغییر، نقطه G به دلیل نقش مرکزی در تعیین موقعیت کل مجموعه و سهولت در اعمال تغییر هندسی، به عنوان پارامتر مؤثر اصلی برای مطالعات پارامتریکی انتخاب شد. به منظور بررسی تأثیر تغییر موقعیت نقطه G بر رفتار آیرودینامیکی پیکربندی، مختصات این نقطه در دو راستای افقی (محور x) و عمودی (محور z) تغییر داده شده است. از طرفی با هدف ایجاد شرایط قابل مقایسه، جابه‌جایی‌ها به صورت نسبی و بر اساس طول وتر فلپ (C) تعریف گردید. روابط کلی برای تغییر مکان G به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\Delta x_{total} = \Delta x_0 + \Delta x \quad (11)$$

$$\Delta z_{total} = \Delta z_0 + \Delta z \quad (12)$$

که در آن  $\Delta x_0$  و  $\Delta z_0$  مقادیر اولیه مکان نقطه G در حالت پایه هستند.  $\Delta x$  و  $\Delta z$  نیز بیانگر میزان تغییرات اعمال شده در راستای افقی و عمودی بوده و از طریق معادلات زیر بدست می‌آیند:

$$\Delta x = AC \quad (13)$$

$$\Delta z = AC \quad (14)$$

در این روابط طول وتر فلپ برابر با ۰/۷۴ متر است و A ضریب تغییرات می‌باشد. تغییرات موقعیت نقطه G بر اساس ۱۰ درصد از طول وتر اعمال گردیده است. انتخاب مقدار 0.1C بر پایه‌ی ملاحظات زیر انجام گرفته است:

**الف.** از دید هندسی و مکانیکی این مقدار برای تغییر محسوس در زاویه و گپ فلپ کافی است، بدون آن‌که باعث برخورد یا تداخل بین اجزای مکانیزم و بال شود.

**ب.** از دید آیرودینامیکی این میزان جابجایی موجب تغییر قابل اندازه‌گیری در جریان در ناحیه‌ی گپ و در نتیجه در ضرایب لیفت و درگ می‌شود.

برای غلبه بر این محدودیت، در این پروژه مکانیزمی طراحی شده است که به کمک آن، فلپ بتواند همزمان با دوران، جابجایی انتقالی در راستاهای افقی و عمودی نیز داشته باشد. این رویکرد موجب می‌شود که زاویه‌ی مؤثر حمله، گپ بین بال و فلپ، و توزیع جریان در ناحیه‌ی پس‌گردش (wake) بهینه گردد.

### توصیف ساختار مکانیزم

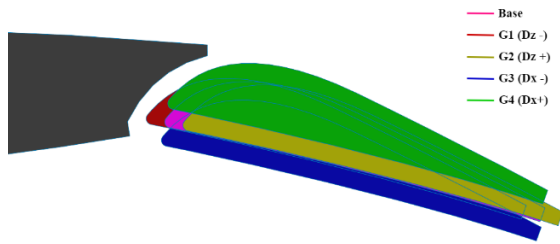
شکل ۲۰ شماتیک مکانیزم چهارمیله‌ای طراحی شده را نشان می‌دهد. این مکانیزم در بخش زیرین بال و فلپ (سمت فشار) قرار گرفته تا ضمن انتقال حرکت به فلپ، از تداخل جریان در سمت مکش جلوگیری شود. اجزای اصلی مکانیزم به شرح زیر هستند:

- نقطه G: محور دوران عضو محرک (Crank) و نقطه‌ی تکیه‌گاه ثابت، متصل به ساختار بال (Ground link).
- میله آبی (AG): عضو محرک که با دوران حول نقطه‌ی G، حرکت ورودی سیستم را فراهم می‌کند.
- میله سبز (AB): میله‌ی واسط (Coupler)، که حرکت دورانی کرانک را به حرکت ترکیبی انتقالی و چرخشی در نقطه‌ی B تبدیل می‌کند.
- میله بنفش (BC): بازوی خروجی (Follower)، که به بدنه‌ی فلپ متصل بوده و باعث دوران یا انتقال فلپ می‌شود.
- بخش‌های خاکستری چپ و راست: به ترتیب بال (بخش ثابت) و فلپ (بخش متحرک) را نشان می‌دهند.

در این مکانیزم، دوران کرانک (AG) موجب حرکت مسیر منحنی شکل نقطه‌ی B می‌شود که از طریق کوپلر به فالور منتقل شده و نهایتاً موجب تغییر زاویه و موقعیت فلپ نسبت به بال می‌گردد. نتیجه‌ی این حرکت ترکیبی، تغییر در گپ افقی (Δx) و گپ عمودی (Δz) بین لبه فرار بال و لبه حمله فلپ است که نقش بسیار مهمی در کنترل رفتار جریان جدا شده و بازیابی فشار دارد.

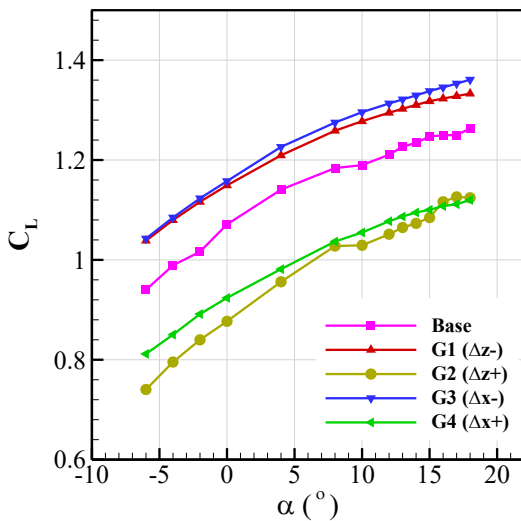
### پارامترهای هندسی قابل تغییر

هندسه‌ی مکانیزم شامل چند پارامتر قابل تنظیم است که هر کدام به نحوی بر موقعیت نهایی فلپ و مسیر حرکتی آن اثر می‌گذارند. این پارامترها به‌طور کلی در دو دسته‌ی اصلی قرار می‌گیرند:



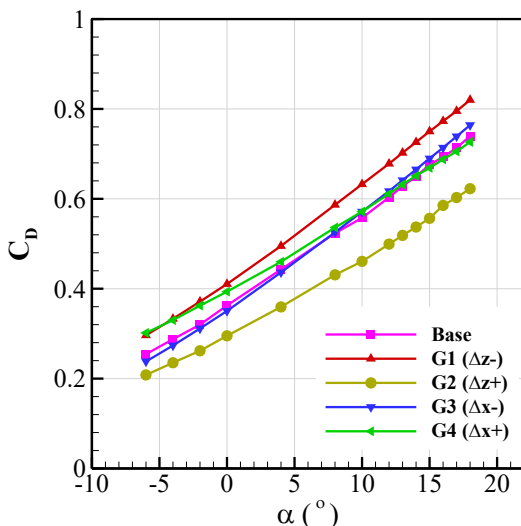
شکل ۲۱) نمایش تغییرات فلپ بر اساس تغییرات نقطه G

Fig. 21 Visualization of flap variation based on G point displacement



شکل ۲۲) تغییرات ضریب لیفت پیکربندی بال و فلپ بر حسب زاویه حمله در طرح مکانیزم چهارمیله‌ای

Fig. 22 Lift coefficient of the wing-flap configuration vs. angle of attack in the four-bar linkage scheme



شکل ۲۳) تغییرات ضریب درگ پیکربندی بال و فلپ بر حسب زاویه حمله در طرح مکانیزم چهارمیله‌ای

Fig. 23 Drag coefficient of the wing-flap configuration vs. angle of attack in the four-bar linkage scheme

ج. از دید پارامتریک، استفاده از درصدی از وتر فلپ موجب می‌شود که تغییرات مقیاس‌پذیر بوده و قابلیت تعمیم به ابعاد مختلف فلپ را داشته باشد.

بر این اساس، چهار حالت مختلف برای موقعیت نقطه G تعریف گردیده که در شکل ۲۱ نمایش داده شده‌اند:

۱. حالت  $G1 (\Delta z^-)$ : انتقال نقطه G به اندازه 0.1C در راستای عمودی به سمت پایین

۲. حالت  $G2 (\Delta z^+)$ : انتقال نقطه G به اندازه 0.1C در راستای عمودی به سمت بالا

۳. حالت  $G3 (\Delta x^-)$ : انتقال نقطه G به اندازه 0.1C در راستای افقی به سمت جلو بال

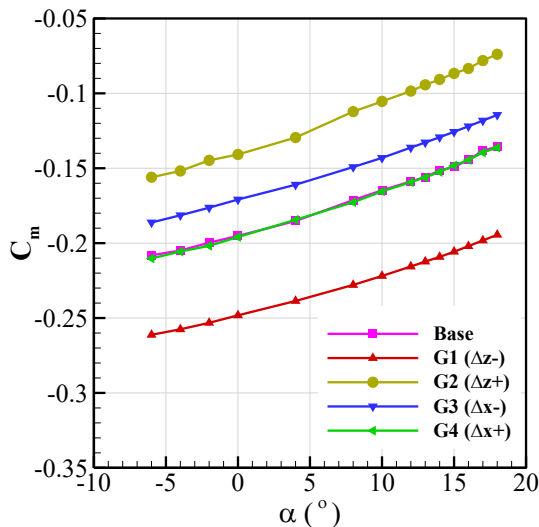
۴. حالت  $G4 (\Delta x^+)$ : انتقال نقطه G به اندازه 0.1C در راستای افقی به سمت عقب بال

موقعیت پایه (Base) مربوط به مکان اولیه نقطه G در هندسه مکانیزم اصلی است که به عنوان مرجع برای مقایسه تمامی حالات در نظر گرفته شد.

نمای کلی از موقعیت‌های مختلف فلپ در زاویه‌ی انحراف ۲۰ درجه برای این حالات در شکل ۲۱ نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، اعمال این تغییرات موجب تغییر محسوس در زاویه قرارگیری و میزان گپ بین بال و فلپ می‌گردد. به عبارت دیگر، تغییر در مختصات نقطه G سبب تغییر در مسیر حرکتی فالوور و در نتیجه تغییر در موقعیت نهایی فلپ نسبت به بال می‌شود.

در ادامه، تحلیل عددی برای مقایسه عملکرد آیرودینامیکی این حالت‌ها نسبت به طرح پایه انجام گرفته است. هدف از این مطالعات، شناسایی موقعیت بهینه نقطه G به گونه‌ای است که ضمن حفظ پایداری مکانیکی مکانیزم، بیشترین افزایش در ضرایب آیرودینامیکی (به‌ویژه ضریب لیفت) حاصل شود.

نمودار ضریب لیفت در برابر زاویه حمله (شکل ۲۲) نشان می‌دهد که تغییر موقعیت نقطه G در مکانیزم چهارمیله‌ای تأثیر قابل توجه و مستقیمی بر عملکرد آیرودینامیکی پیکربندی بال و فلپ دارد. مقادیر عددی نشان می‌دهد که در زاویه حمله ۱۰ درجه، پیکربندی پایه (Base) دارای ضریب لیفت برابر با ۱/۱۸۹۸ است، در حالی که حالت  $G3 (\Delta x^-)$  با پایین آوردن فلپ بیشترین لیفت (۱/۲۹۵۸) را تولید می‌کند و  $G1 (\Delta z^-)$  نیز با ضریب لیفت ۱/۲۷۷۷ افزایش قابل توجهی نسبت به Base دارد. در مقابل، افزایش گپ یا بالا بردن فلپ ( $G2$  و  $G3$ ) باعث کاهش این مقدار نسبت به Base می‌شود. این نتایج نشان می‌دهد که جابجایی افقی نقطه G که فلپ را پایین‌تر قرار می‌دهد ( $G3$ ) بیشترین بهره را از افزایش زاویه مؤثر و تغییرات گپ به نفع تولید لیفت فراهم می‌کند، در حالی که کاهش گپ افقی ( $G1$ ) نیز مفید است اما به اندازه  $G3$  مؤثر نیست. در این شرایط، افزایش لیفت به بهبود عملکرد برخاست، کاهش طول باند لازم و افزایش قابلیت کنترل هواپیما کمک می‌کند، در حالی که کاهش



شکل ۲۴ تغییرات ضریب ممان پیچشی پیکربندی بال و فلپ بر حسب زاویه حمله در طرح مکانیزم چهارمیله‌ای

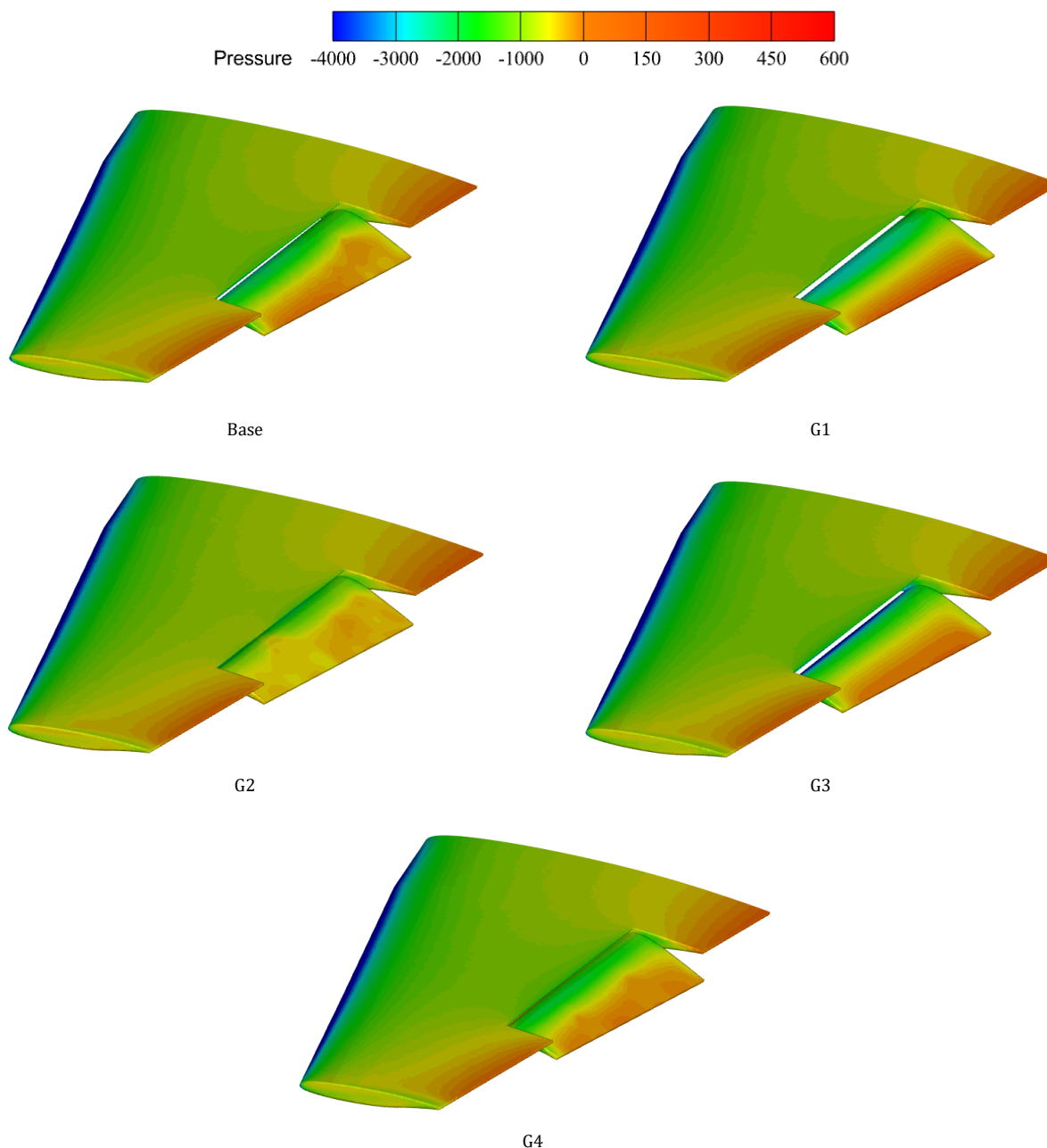
Fig. 24 Pitching moment coefficient of the wing-flap configuration vs. angle of attack in the four-bar linkage scheme

در کانتور فشار ارائه شده (شکل ۲۵)، توزیع فشار به وضوح نشان‌دهنده مکانیزم فیزیکی تولید نیرو و تفاوت عملکرد حالات مختلف مکانیزم است. بر روی سطح بال، یک پیک مکش (حداقل فشار) در ناحیه فوقانی بخش جلویی تا میانی دیده می‌شود که نشان‌دهنده تسریع جریان و سهم اصلی بال در تولید ضریب لیفت است. در امتداد به سمت عقب، این مکش به تدریج بازیابی می‌شود. مقایسه حالات مختلف نشان می‌دهد که حالت‌هایی که فلپ در موقعیت پایین‌تر یا با گپ بهینه قرار دارد (مانند حالت G3) باعث افزایش عمق پیک مکش روی بال و هم‌زمان تشدید مکش موضعی در ناحیه گپ می‌شوند؛ در نتیجه اختلاف فشار بین سطح بالایی بال و سطح زیرین فلپ افزایش یافته و این رفتار کاملاً با افزایش مشاهده شده در ضریب لیفت در نتایج کمی سازگار است. در مقابل، زمانی که گپ بیش از حد کاهش یابد یا فلپ بیش از اندازه به بال نزدیک شود (مانند حالت G1)، ناحیه‌ای با فشار مثبت قوی‌تر در زیر فلپ ایجاد شده و یک شیب فشار معکوس شدید در خروجی گپ شکل می‌گیرد.

لیفت در حالات G2 و G4 نشان‌دهنده کاهش کارایی در این فازهای حساس پروازی است.

نمودار ضریب درگ در برابر زاویه حمله (شکل ۲۳) نشان می‌دهد که تغییر موقعیت نقطه G در مکانیزم چهارمیله‌ای تأثیر قابل توجهی بر مقاومت هوا و کارایی آیرودینامیکی پیکربندی بال و فلپ دارد. مقایسه عددی در زاویه حمله ۱۰ درجه نشان می‌دهد که پیکربندی پایه (Base) دارای ضریب درگ برابر با ۰/۵۵۷۷ است، در حالی که G1 که کاهش گپ افقی فلپ را نشان می‌دهد، بیشترین درگ (۰/۶۳۲۵) را ایجاد می‌کند؛ این افزایش مقاومت در حالی است که لیفت آن نسبت به Base افزایش یافته است. در مقابل G2 که گپ فلپ را افزایش می‌دهد، درگ را کاهش می‌دهد (۰/۴۶۰۸) اما همان‌طور که نمودار ضریب لیفت نشان داد، لیفت کاهش یافته است؛ بنابراین صرف کاهش درگ بدون توجه به تولید لیفت عملکرد آیرودینامیکی کلی را بهینه نمی‌کند. حالات G3 و G4 که با جابجایی افقی نقطه G باعث تغییر موقعیت فلپ در راستای z می‌شوند، نتایج متفاوتی ارائه می‌دهند؛ G3 با پایین آوردن فلپ، لیفت بالایی تولید می‌کند و افزایش درگ (۰/۵۷۱۴) نسبت به G1 کمتر است، بنابراین نسبت لیفت به درگ برای این حالت بهینه‌تر است. G4 نیز افزایش اندکی در درگ (۰/۵۷۱۶) دارد و لیفت آن کمتر از G3 است، بنابراین عملکرد کلی کمتر از G3 است.

نمودار ممان پیچشی در برابر زاویه حمله (شکل ۲۴) نشان‌دهنده تغییرات توزیع نیروهای پیچشی و اثرات آن بر پایداری و کنترل هواپیما است. داده‌های عددی نشان می‌دهد که پیکربندی پایه (Base) دارای ممان پیچشی منفی است و با افزایش زاویه حمله از ۶- درجه تا ۱۸ درجه، از ۰/۲۰۸۱- به ۰/۱۳۵۶- کاهش می‌یابد که بیانگر ایجاد گشتاور نوک-بال رو به پایین است. با اعمال تغییرات مکان نقطه G، ممان پیچشی به‌طور قابل توجهی تغییر می‌کند؛ به عنوان مثال، در حالت G1 که کاهش گپ افقی رخ داده، ممان پیچشی در زاویه حمله ۱۰ درجه به ۰/۲۲۱۹- افزایش یافته است، یعنی ممان پیچشی بیشتری به سمت نوک-بال ایجاد می‌شود که می‌تواند باعث افزایش نیاز به کنترل سطوح پایداری و نیروی هدایت در فازهای برخاست و فرود شود. در مقابل، حالت G2 که فلپ بالاتر قرار گرفته، ممان پیچشی کمتری به وجود می‌آورد (۰/۱۰۵۴-). بنابراین کنترل پیچشی بال آسان‌تر می‌شود و بارگذاری ساختاری کاهش می‌یابد. حالات G3 و G4 نیز اثرات میانگین دارند؛ G3 که پایین آوردن فلپ با جابجایی افقی نقطه G است، ممان پیچشی متوسط و نسبتاً یکنواخت تولید می‌کند (۰/۱۴۳۱-) که هم تولید لیفت بالا و هم کنترل پیچشی متعادل را فراهم می‌آورد، در حالی که G4 کمی بیشتر به سمت Base نزدیک است و ممان پیچشی آن در زاویه‌های بالاتر کمی افزایش می‌یابد.

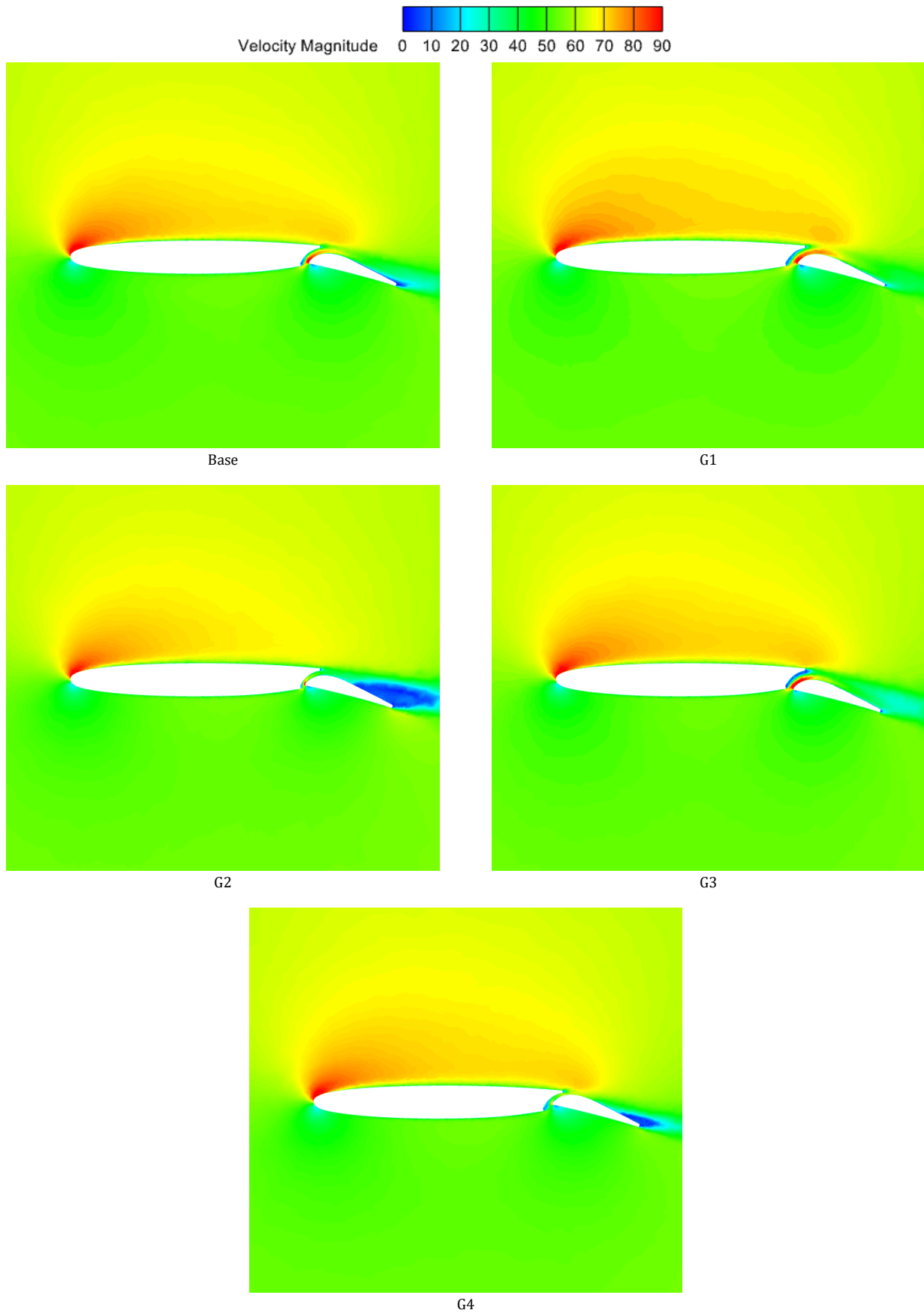


شکل ۲۵) کانتورهای فشار پیکربندی طرح پایه و مکانیزم چهار میله‌ای در زاویه حمله ۱۸ درجه و انحراف فلپ ۲۰ درجه

Fig. 25 Pressure contours of the base design and four-bar linkage configurations at 18° angle of attack and 20° flap deflection

جریان در این ناحیه افزایش یافته و بازیابی فشار به خوبی انجام می‌شود. از سوی دیگر، وقتی فلپ بیش از حد نزدیک به بال قرار گیرد یا گپ بسیار کم شود (مثل حالت G1)، کانتور سرعت نشان‌دهنده منطقه‌ای با سرعت پایین‌تر در گپ و جریان توربولانس بیشتر زیر لبه فلپ است؛ این کاهش شتاب جریان، به معنی افت اختلاف فشار، افزایش مقاومت و احتمال جدایش جریان است. همچنین، در ناحیه wake پشت لبه فرار فلپ، پهنای منطقه سرعت پایین‌تر و برگشت جریان قابل توجه است که نمایانگر حجم بیشتر جریان جدا شده و در نتیجه افت عملکرد آیرودینامیکی است.

در کانتور سرعت (شکل ۲۶)، الگوی جریان اطراف بال و فلپ با تأکید بر ناحیه گپ و زیر فلپ به روشنی قابل مشاهده است. مشاهده می‌شود که در بالای سطح بال، جریان شتاب یافته و منطقه‌ای با سرعت بالا (رنگ‌های گرم) تا نزدیک لبه فرار فلپ امتداد یافته، که بیانگر تولید نیروی لیفت از طریق افزایش سرعت جریان و در نتیجه کاهش فشار است. در ناحیه گپ بین بال و فلپ، مکانیزم چهارمیله‌ای موقعیت فلپ را به گونه‌ای تنظیم کرده که عرض کانال جریان و زاویه آمدن جریان بهینه شود؛ زمانی که فلپ در موقعیت پایین‌تر یا با گپ مناسب (مانند حالت G3) قرار می‌گیرد، مسیر جریان در گپ بازتر و یکنواخت‌تر است و سرعت



شکل ۲۶) کانتورهای سرعت پیکربندی طرح پایه و مکانیزم چهار میله‌ای در زاویه حمله ۱۸ درجه و انحراف فلپ ۲۰ درجه  
**Fig. 26** Velocity contours of the base design and four-bar linkage configurations at 18° angle of attack and 20° flap deflection

## ۷- نتیجه‌گیری

• طرح پایه عملکردی ساده و متعادل دارد، اما از نظر راندمان آیرودینامیکی بهینه نیست.

• طرح مکانیزم چهارمیله‌ای، به‌ویژه پیکربندی G3، بهترین تعادل میان لیفت، درگ و ممان پیچشی را فراهم کرده و بالاترین نسبت لیفت به درگ را در میان سه طرح ارائه می‌دهد.

در یک نگاه کلی، مسیر تکامل از طرح پایه به سمت مکانیزم چهارمیله‌ای نشان می‌دهد که افزایش کنترل‌پذیری هندسی فلپ، عامل کلیدی در بهبود عملکرد آیرودینامیکی سیستم بال-فلپ است. قابلیت تنظیم پیوسته گپ و همپوشانی در مکانیزم چهارمیله‌ای این امکان را فراهم می‌سازد که سیستم در فازهای مختلف پروازی به‌صورت هدفمند تنظیم شود؛ به‌گونه‌ای که در برخاست حداکثر لیفت، در کروز حداقل درگ و در فرود پایداری مطلوب تأمین گردد. از این رو، این پیکربندی می‌تواند مبنایی مناسب برای توسعه سامانه‌های فلپ هوشمند و تطبیقی در طراحی بال‌های نسل آینده باشد.

**تأییدیه اخلاقی:** محتویات علمی این مقاله حاصل پژوهش نویسندگان است و در هیچ نشریه ایرانی و غیرایرانی منتشر نشده است.

**تعارض منافع:** هیچ تعارض منافی برای اظهار وجود ندارد.

## منابع

- [1] W. E. Spreen, Marketing in the international aerospace industry. Routledge, 2016. doi: 10.4324/9781315249681.
- [2] M. Ayar and K. M. Guleren, A short brief on the aircraft history and anatomy (Sustainable Aviation). Springer, 2019, pp. 121-136. doi: 10.1007/978-3-030-14195-0\_6.
- [3] A. D. Young, "The aerodynamic characteristics of flaps," 1947. [Online]. Available: <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/handle/1826.2/3161>.
- [4] B. N. Pamadi, Performance, stability, dynamics, and control of airplanes. Aiaa, 2004. doi: 10.2514/4.102745.
- [5] A. Shmilovich, Y. Yadlin, E. D. Dickey, P. M. Hartwich, and A. Khodadoust, "Development of an active flow control technique for an airplane high-lift configuration," in 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017, p. 0322, doi: 10.2514/6.2017-0322.
- [6] D. Agrawal et al., "Wind tunnel testing of a blown flap wing," in AIAA Aviation 2019 Forum, 2019, p. 3170, doi: 10.2514/6.2019-3170.
- [7] C. D. Goates and D. F. Hunsaker, "Modern implementation and evaluation of lifting-line theory for complex geometries," Journal of Aircraft, vol. 60, no. 2, pp. 490-508, 2023, doi: 10.2514/1.C036748.
- [8] R. Ganguli, D. Thakkar, and S. R. Viswamurthy, Preliminary Studies with Active Flaps (Smart Helicopter Rotors: Optimization and Piezoelectric

در این مقاله، رفتار و عملکرد آیرودینامیکی سه پیکربندی مختلف بال-فلپ شامل طرح پایه، طرح فلپ دوپل و طرح فلپ با مکانیزم چهارمیله‌ای به‌صورت عددی و با استفاده از شبیه‌سازی CFD مورد بررسی قرار گرفت. مقایسه این سه طرح امکان استخراج یک روند روشن از تکامل آیرودینامیکی سیستم بال-فلپ را فراهم می‌کند که در ادامه به‌صورت منسجم جمع‌بندی می‌شود.

در طرح پایه، افزودن فلپ ساده منجر به افزایش محسوس ضریب لیفت در زوایای حمله پایین شده و شرایط مناسبی برای فازهای برخاست و فرود ایجاد می‌کند. با این حال، در زوایای حمله بالا، تشدید جدایش جریان در سطح فوقانی بال باعث افت لیفت، افزایش قابل توجه درگ و افزایش ممان دماغه‌پایین می‌شود که در نهایت به کاهش راندمان آیرودینامیکی منجر می‌گردد. بنابراین، اگرچه این طرح از نظر سادگی ساخت و عملکرد اولیه قابل قبول است، اما در شرایط پروازی با زاویه حمله بالا یا در فاز کروز عملکرد بهینه‌ای ارائه نمی‌دهد.

در طرح فلپ دوپل، افزایش سطح مؤثر انحنای و تشکیل کانال جریان بین دو فلپ موجب بهبود قابل توجه لیفت و تأخیر در جدایش جریان می‌شود. نتایج نشان داد که پیکربندی ۶۵ درصد وتر، بیشترین ضریب لیفت را در کل دامنه زوایای حمله تولید می‌کند. با این وجود، افزایش سطح مؤثر و آشفتگی موضعی جریان باعث رشد درگ و ممان پیچشی شده و پایداری طولی را تحت تأثیر قرار می‌دهد. در این میان، پیکربندی ۷۰ درصد تعادلی مناسب میان افزایش لیفت و کنترل درگ برقرار کرده و برای کاربردهای عملی عمومی مناسب‌تر ارزیابی می‌شود، در حالی که پیکربندی ۷۵ درصد اگرچه پایداری بیشتری فراهم می‌کند، اما با افت لیفت همراه است. به‌طور کلی، طرح فلپ دوپل از نظر تولید لیفت نسبت به طرح پایه کارآمدتر است، اما افزایش درگ و پیچیدگی مکانیکی از محدودیت‌های اصلی آن محسوب می‌شود.

در نهایت، طرح مکانیزم چهارمیله‌ای نسبت به دو طرح دیگر بالاترین سطح انعطاف‌پذیری و کارایی آیرودینامیکی را ارائه می‌دهد. نتایج نشان داد که جابه‌جایی کنترل‌شده نقطه G امکان تنظیم هم‌زمان گپ و اورلپ فلپ را فراهم کرده و به‌این‌ترتیب می‌توان رفتار آیرودینامیکی بال را متناسب با شرایط پروازی بهینه‌سازی کرد. در میان حالات بررسی‌شده، پیکربندی G3 (جابجایی نقطه G به سمت جلو بال) بهترین تعادل میان افزایش لیفت، کنترل درگ، حفظ نسبت لیفت به درگ و پایداری ممان پیچشی را نشان داد. این پیکربندی ضمن تولید لیفت بالا در زوایای حمله کم و متوسط، از تشدید درگ در زوایای بالا جلوگیری کرده و از نظر پایداری طولی نیز عملکرد مطلوبی ارائه می‌دهد.

به‌طور خلاصه:

• طرح فلپ دوپل بیشترین لیفت را تولید می‌کند، اما با هزینه‌ی افزایش قابل توجه درگ.

- [21] D. Jeffrey, X. Zhang, and D. W. Hurst, "Aerodynamics of Gurney flaps on a single-element high-lift wing," *Journal of Aircraft*, vol. 37, no. 2, pp. 295-301, 2000, doi: [10.2514/2.2593](https://doi.org/10.2514/2.2593).
- [22] J. Marchman, "Aerodynamics of inverted leading-edge flaps on delta wings," *Journal of Aircraft*, vol. 18, no. 12, pp. 1051-1056, 1981, doi: [10.2514/3.57599](https://doi.org/10.2514/3.57599).
- [23] A. Krzysiak and J. Narkiewicz, "Aerodynamic loads on airfoil with trailing-edge flap pitching with different frequencies," *Journal of aircraft*, vol. 43, no. 2, pp. 407-418, 2006, doi: [10.2514/1.15597](https://doi.org/10.2514/1.15597).
- [24] A. C. Grantz and J. Marchman III, "Trailing edge flap influence on leading edge vortex flap aerodynamics," *Journal of Aircraft*, vol. 20, no. 2, pp. 165-169, 1983, doi: [10.2514/3.44846](https://doi.org/10.2514/3.44846).
- [25] C. Li, H. Dong, and G. Liu, "Effects of a dynamic trailing-edge flap on the aerodynamic performance and flow structures in hovering flight," *Journal of Fluids and Structures*, vol. 58, pp. 49-65, 2015, doi: [10.1016/j.jfluidstructs.2015.08.001](https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2015.08.001).
- [26] P. Gerontakos and T. Lee, "Dynamic stall flow control via a trailing-edge flap," *AIAA journal*, vol. 44, no. 3, pp. 469-480, 2006, doi: [10.2514/1.17263](https://doi.org/10.2514/1.17263).
- [27] J. Anderson, EBOOK: *Fundamentals of Aerodynamics (SI units)*. McGraw hill, 2011.
- [28] V. Chin, D. Peters, F. Spaid, and R. McGhee, "Flowfield measurements about a multi-element airfoil at high Reynolds numbers," in *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference*, 1993, p. 3137, doi: [10.2514/6.1993-3137](https://doi.org/10.2514/6.1993-3137).
- Vibration Control). Springer, 2015, pp. 71-80. doi: [10.1007/978-3-319-24768-7\\_3](https://doi.org/10.1007/978-3-319-24768-7_3).
- [9] A. Matiz-Chicacausa and C. Sedano, Review on High-Lift Systems for Aerodynamic Applications (Numerical Simulation of the Aerodynamics of High-Lift Configurations). Springer, 2018, pp. 1-8. doi: [10.1007/978-3-319-62136-4\\_1](https://doi.org/10.1007/978-3-319-62136-4_1).
- [10] L. W. Traub, "Effects of plain and Gurney flaps on a nonslender delta wing," *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 2, pp. 469-480, 2019, doi: [10.2514/1.C034929](https://doi.org/10.2514/1.C034929).
- [11] S. H. S. Putro, B. Junipitoyo, Sutardi, and W. A. Widodo, "Effect of flap deflection on single-element wing flow characteristics in wing airfoil NACA 43018," presented at the AIP Conference Proceedings, 2024. doi: [10.1063/5.0227766](https://doi.org/10.1063/5.0227766).
- [12] I. A. Angelov and C. V. Velkova, "Influence of a slotted flap gap size on the aerodynamic characteristics of a light aircraft wing at taking off and landing," in *2020 7th International Conference on Energy Efficiency and Agricultural Engineering (EE&AE)*, 2020: IEEE, pp. 1-5, doi: [10.1109/EEAE49144.2020.9279095](https://doi.org/10.1109/EEAE49144.2020.9279095).
- [13] H. Pang, T.-X. Yu, H. Wang, and B. Song, "Reliability analysis of the flap mechanism with multi-pivots," in *2011 International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering*, 2011: IEEE, pp. 258-262, doi: [10.1109/ICQR2MSE.2011.5976607](https://doi.org/10.1109/ICQR2MSE.2011.5976607).
- [14] L. Weishuang, T. Yun, and L. Peiqing, "Aerodynamic optimization and mechanism design of flexible variable camber trailing-edge flap," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 30, no. 3, pp. 988-1003, 2017, doi: [10.1016/j.cja.2017.03.003](https://doi.org/10.1016/j.cja.2017.03.003).
- [15] S. Pfnür and C. Breitsamter, "Outboard Split Flap Aerodynamics of a Flying Wing Configuration," in *Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences [31<sup>st</sup> st, Belo Horizonte, 2018]*, 2018.
- [16] S. Huang, H. Qiu, and Y. Wang, "Numerical study of aerodynamic performance of airfoil with variable curvature split flap," *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 16, no. 6, pp. 1108-1118, 2023, doi: [10.47176/jafm.16.06.1531](https://doi.org/10.47176/jafm.16.06.1531).
- [17] E. Hussein, H. Azziz, and F. Rashid, "Aerodynamic study of slotted flap for NACA 24012 airfoil by dynamic mesh techniques and visualization flow," *Journal of Thermal Engineering*, vol. 7, no. 2, pp. 230-239, 2021, doi: [10.18186/thermal.871989](https://doi.org/10.18186/thermal.871989).
- [18] K. Chiba, T. Komatsu, and T. Ito, "Aerodynamic efficacy of adding yaw-wise rotational degree of freedom to an airplane flap," *Aerospace Systems*, vol. 3, no. 3, pp. 207-217, 2020, doi: [10.1007/s42401-020-00060-z](https://doi.org/10.1007/s42401-020-00060-z).
- [19] S. Zhu, Y. Qiu, and Z. Bai, "Zhu's Flap and Its Experimental Study in Lift Enhancement of a Wing," in *22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit*, 2004, p. 5080, doi: [10.2514/6.2004-5080](https://doi.org/10.2514/6.2004-5080).
- [20] Y. Tani, K. Miyazaki, S. Aso, H. Ura, and T. Ito, "Aerodynamic noise reduction for high lift devices using morphing flap concept," in *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014, 2014: International Council of the Aeronautical Sciences*.