

# مطالعهٔ مشخصات آیرودینامیکی یک ایرفویل فوق بحرانی با پیکره‌بندی برآافزای دو المانی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۵/۵

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۵/۲۲

سهیلا عبدالهی‌پور<sup>۱</sup>، محمود مانی<sup>۲</sup>، سیدآرش سیدشمس طالقانی<sup>۳\*</sup>

۱. دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، پژوهشکده علوم و فناوری‌های هوایی، تهران.

۲. استاد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده هوافضا، تهران.

۳. استادیار، پژوهشگاه هوافضا، پژوهشکده علوم و فناوری‌های هوایی، تهران. Arash.Taleghani@gmail.com

## چکیده

در این تحقیق عملکرد آیرودینامیکی مقطع بال NASA SC(2)-0714 با پیکره‌بندی برآافزا شامل المان اصلی بال و فلپ اسلاتی در لبه فرار، به‌طور تجربی مورد تحقیق قرار گرفته است. آزمایش‌ها در تونل باد و در عدد رینولدز  $1 \times 10^6$  در زوایای حملهٔ مختلف در بازه  $10^\circ$  تا  $25^\circ$  درجه، همچنین زاویه انحراف فلپ  $0^\circ$ ،  $20^\circ$  و  $35^\circ$  درجه انجام شده است. در این آزمایش‌ها با استفاده از اندازه‌گیری‌های نیرویی، راندمان آیرودینامیکی و محدوده واماندگی بال در شرایط مختلف تعیین شده است. همچنین با استفاده از اندازه‌گیری توزیع فشار در مقطع میانه بال اصلی و فلپ و افت فشار کل در دنباله، به‌ترتیب موقعیت‌های شروع جدایش جریان و شکل پروفیل دنباله مشخص شده است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که با طراحی پیکره‌بندی برآافزا و به‌کارگیری فلپ اسلاتی در لبه فرار بال، ضریب برآی بیشینه در زاویهٔ انحراف فلپ  $35^\circ$  درجه به میزان  $58\%$  نسبت به حالت پایه ایرفویل افزایش داشته است.

واژه‌های کلیدی: ایرفویل فوق بحرانی، پیکره‌بندی برآافزا، فلپ لبه فرار، ضرایب آیرودینامیکی، ضریب فشار، افت فشار کل، دنباله، آزمایش تونل باد

۵۷

سال دهم - شماره ۱۰

بهار و تابستان ۱۴۰۰

نشریه علمی  
دانش و فناوری هوافضا



## Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Supercritical Two-Element High-Lift Airfoil

Soheila Abdolahipour<sup>1</sup>, Mahmoud Mani<sup>2</sup>, Arash Shams Taleghani<sup>3\*</sup>

1. Ph.D. candidate, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran

2. Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran

3. Assistant professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran

### Abstract

In this research, the aerodynamic performance of a wing with NASA SC (2)-0714 airfoil and a high-lift configuration, including the main element and the slotted flap at the trailing edge, has been experimentally investigated. Experiments were performed in a wind tunnel at a Reynolds number of  $1.01 \times 10^6$  under different angles of attack in the range of  $-10^\circ$  to  $25^\circ$  and also flap deflection angles of  $0^\circ$ ,  $20^\circ$ , and  $35^\circ$ . In these experiments, aerodynamic efficiency and wing stall characteristics in different conditions have been determined using force measurements. Also, by measuring the pressure distribution in the middle section of the main element and flap, as well as the total pressure loss in the wake, the onset of the flow separation and the wake profile have been determined, respectively. The results of this study show that by designing the high-lift configuration and using the slotted flap at the trailing edge, the maximum lift coefficient at the flap deflection angle of  $35^\circ$  has increased by  $58\%$  compared to the airfoil without high-lift configuration.

**Keywords:** Supercritical airfoil, High-lift configuration, Trailing edge flap, Pressure coefficient, Aerodynamic coefficients, Total pressure loss, Wind tunnel test.

## ۱. مقدمه

طراحی ابزار برآفزا<sup>۱</sup>، برای یک هواپیمای مدرن، امری حیاتی است، زیرا سیستم برآفزا می‌تواند به‌طور قابل توجهی بهبود عملکرد و کاهش هزینه عملیاتی را به همراه داشته باشد. رسیدن به مشخصه‌های آیرودینامیکی کافی و مناسب در سرعت پایین، برای فاز برخاستن و نشست هواپیماهای مدرن با عملکرد بالا، یکی از چالشی‌ترین اهداف فناوری آیرودینامیک مادون صوت است [۱]. تغییرات کوچک در مشخصه‌های آیرودینامیکی شامل ضریب برآی بیشینه  $cl_{max}$  و نسبت ضریب برآ به پسا، منافع اقتصادی زیادی را به همراه خواهد داشت.

طراحی سیستم برآفزا، یک بخش بحرانی در طراحی پیکره‌بندی هواپیماست. سیستم‌های برآفزا برای تولید ضریب برآی بیشینه  $cl_{max}$  بالاتر، طبق اصول مشخصی طراحی شده و عمل می‌کنند. این اصول شامل افزایش انحنای ایرفویل<sup>۲</sup>، کنترل لایه مرزی و افزایش مساحت بال است. در این سیستم‌ها کنترل لایه مرزی به وسیله تغذیه جریان هوای پرانرژی به لایه مرزی، بهبود توزیع فشار و حذف لایه مرزی قبلی روی سطح بال، صورت می‌گیرد.

امروزه سیستم‌های برآفزای مختلفی در بال‌های هواپیماها مورد استفاده قرار گرفته است که شامل سیستم‌های برآفزای غیرفعال و فعال و سیستم‌های تک المانی و چند المانی است. در هر صورت طراحان سیستم‌های برآفزا، با توجه به معایب ذاتی وزن، پسای اضافه، پیچیدگی و سختی نصب، به ساختار ساده‌تر و سبک‌تر گرایش دارند تا علاوه بر رسیدن به عملکرد قابل قبول در فاز برخاستن یا نشست، بتوانند هم‌زمان راندمان فاز کروز را نیز حفظ نمایند. یکی از

این سیستم‌ها، سیستم تک المانی فلپ در لبه فرار بال است. این نوع فلپ امروزه بسیار مورد توجه طراحان و محققان قرار گرفته است [۲، ۶]. یکی از انواع فلپ در لبه فرار، فلپ اسلانی<sup>۳</sup> یا شکافی است که نامش را از اسلات یا شکاف بین المان اصلی بال و فلپ گرفته است. در این طرح هوای پرانرژی می‌تواند از طریق شکاف از زیر ایرفویل به روی سطح فلپ راه پیدا کند. این هوا با انرژی بالا، یک لایه مرزی جدیدی روی سطح بالایی فلپ تولید می‌کند که اجازه می‌دهد زاویه انحراف فلپ تا ۴۰ درجه نیز افزایش یابد، بدون اینکه جریان دچار جدایش شود. در نتیجه برآی بیشینه  $cl_{max}$  افزایش می‌یابد و پسا نیز به دلیل تزریق جریان اسلات و حذف جدایش کاهش می‌یابد.

برای آنالیز حد برآی بیشینه  $cl_{max}$ ، لیک [۷] توزیع فشار روی یک ایرفویل تک المانی و چند المانی که می‌تواند شرایط برآی بیشینه در یک رینولدز مشخص ارائه کند را مطالعه کرد. نتایج او بیان داشت که برای دستیابی به برآی بیشینه، بهتر است جریان روی المان اصلی به عدد ماخ بحرانی برسد.

در طول سال‌های ۱۹۶۰ تا ۱۹۷۰ تلاشی جامع در ناسا<sup>۴</sup> برای توسعه ایرفویل‌های کاربردی در محدوده گذر صوتی صورت گرفت که هدف از آن افزایش عدد ماخ طراحی با حفظ برآی بیشینه سرعت پایین و حفظ خصوصیات واماندگی بود. این امر باعث تمرکز تحقیقات بر مفهومی به نام ایرفویل فوق بحرانی<sup>۵</sup> شد [۸]. ایرفویل فوق بحرانی برای اولین بار با هدف به تأخیر انداختن در شروع پسای موجی در محدوده‌های گذر صوتی ابداع شد. این شکل ایرفویل مشخص، بر اساس مفهوم جریان مافوق صوت موضعی با تغییرات فشار آیزنتروپیک طراحی می‌شود و با ویژگی‌های شعاع بزرگ در لبه حمله، کاهش انحنا در ناحیه میانه سطح بالایی و انحنای



اساسی در بخش پسین ایرفویل مشخص می‌شود. ایرفویل‌های فوق بحرانی به توسعه بال‌های فوق بحرانی در جت‌های تجاری<sup>۶</sup>، هواپیماهای نظامی مافوق صوت و هواپیماهای غیرنظامی مسافربری منجر شده است. سرعت‌های کروز بالاتر (در محدوده مادون صوت) و پسای کمتر در هواپیماهای مسافربری و جت‌های تجاری به کاهش بهای بلیت مسافر و هزینه سفر منجر می‌شود [۹]. فناوری بال فوق بحرانی امروزه کاربرد گسترده‌ای دارد و به‌طور نمونه از این ایرفویل‌ها در بویینگ ۷۳۷، ۷۵۷، ۷۶۷ و ۷۷۷، ایرباس ۳۳۰ و ۳۴۰، هواپیمای ترابری هوایی C-17 و هریر AV-8B استفاده شده است [۹، ۱۰]. در این تحقیق نیز از ایرفویل فوق بحرانی NASA SC(2)-0714 استفاده شده است. هدف این تحقیق، استخراج خواص آیرودینامیکی برآفرزای این ایرفویل با پیکره‌بندی دو المانی است که تاکنون در مستندات علمی منتشر نشده است. دلیل انتخاب این است که این یک مقطع بال فوق بحرانی است که امروزه به‌طور گسترده در صنایع حمل‌ونقل گذر صوت<sup>۷</sup> از جمله جت‌های تجاری و جت‌های دور برد<sup>۸</sup> استفاده می‌شود [۱۱].

مقطع ایرفویل فوق بحرانی NASA SC(2)-0714 در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا طراحی شده است. این ایرفویل دارای ضخامت به طول وتر ۰/۱۴ و لبه فرار با پخی به ضخامت ۰/۰۷۷ طول وتر است. ساختار کاسپی<sup>۹</sup> شکل این ایرفویل در لبه فرار باعث افزایش برآ و بهبود عملکرد آیرودینامیکی به‌طور هم‌زمان می‌شود. این ایرفویل به‌گونه‌ای طراحی شده که ضریب نیروی نرمال ۰/۷ در رینولدز  $40 \times 10^6$  را تأمین می‌کند [۱۲]. نتایج تحقیقات این ایرفویل نشان داده است که در زوایای قبل از واماندگی، جدایش جریان به‌صورت تدریجی از لبه فرار ایرفویل شروع می‌شود [۱۳]. در یک

مطالعه اثرات تغییر زاویه حمله بر جدایش جریان روی این ایرفویل با استفاده از شبیه‌سازی دینامیک سیالات عددی نیز انجام شده است [۱۴]. همچنین اثرات برخی از پدیده‌های فیزیکی مثل بافتینگ [۱۵] بر این ایرفویل مطالعه و بررسی شده است. با توجه به اهمیت این ایرفویل، مطالعاتی در زمینه کنترل جریان روی این ایرفویل صورت گرفته است که می‌توان به تغییر شکل در لبه فرار [۱۶]، اعمال مکش و دمش هم‌زمان [۱۷] اشاره کرد. خامدوف و همکارانش [۱۸] مطالعه عددی روی ایرفویل NASA SC(2)-0714 در جریان با رینولدز  $35 \times 10^6$  و عدد ماخ ۰/۷۲ برای زوایای حمله ۲ و ۱۰ درجه انجام داده‌اند. آن‌ها نشان دادند که کنترل فعال جریان روی این ایرفویل در زوایای حمله پایین بی‌نتیجه بوده ولی در زوایای حمله بالا کنترل فعال جریان برای افزایش عملکرد این ایرفویل می‌تواند بسیار مؤثر باشد. علاوه بر این، یک مدل از هواپیمای بدنه با بال یکپارچه<sup>۱۰</sup> با ایرفویل مافوق بحرانی NASA SC(2)-0714 طراحی شده است [۱۰]. عملکرد و زاویه حمله بحرانی این هواپیما با بدنه و بال یکپارچه بعد از استفاده از این ایرفویل، بهبود قابل توجهی یافته است.

همان‌طور که گفته شد ایرفویل‌های فوق بحرانی در هواپیماهای سرعت بالا در فاز کروز کاربرد وسیعی دارند. اما این ایرفویل‌ها در سرعت‌های پایین در فازهای برخاستن و نشست هواپیما، معایبی دارند. از این رو استفاده از پیکره‌بندی برآفرزا با یک فلپ در لبه فرار در این ایرفویل‌ها، راه‌حل مناسبی برای دستیابی به مشخصات آیرودینامیکی مطلوب در سرعت‌های پایین و در فازهای برخاستن و نشست است. امروزه برای دستیابی به راندمان آیرودینامیکی بالاتر در فازهای برخاستن و نشست، مطالعات گسترده‌ای در زمینه استفاده از روش‌های کنترل جریان فعال بر ابزار برآفرزا



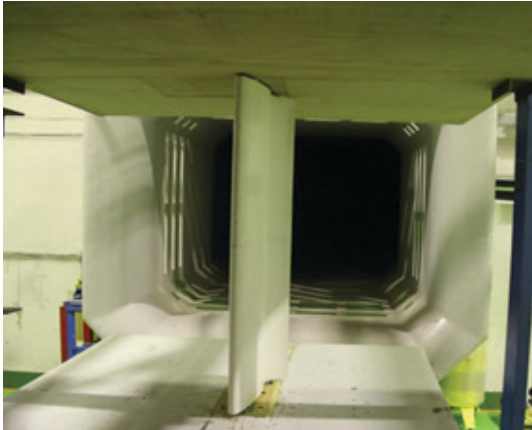


انجام شده است. البته تاکنون تلاش‌های متعددی در داخل کشور برای افزایش برآی ایرفویل‌ها در سرعت‌های پایین باروش‌های کنترل جریان فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [۱۹،۲۵] صورت گرفته است که به دلیل نیاز به قابلیت اطمینان بالا تا به امروز نتوانسته است، به‌عنوان جایگزینی مناسب برای ابزار برآفزا تلقی شود. علی‌رغم داده‌های تجربی کافی در مورد ایرفویل NASA SC(2)-0714 در شرایط ماخ و رینولدز مختلف، داده‌های چندانی در مورد یک مدل ایرفویل با پیکره‌بندی برآفزای دو المانی و دارای فلپ تک شکافه در لبه فرار که از این ایرفویل طراحی شده باشد موجود نیست. لذا در این مقاله هندسه ایرفویل دو المانی تک شکافه NASA SC(2)-0714 به همراه خصوصیات آیرودینامیکی استخراج شده در تونل باد به‌عنوان تشکیل معیاری برای اعتبارسنجی تحقیقات آتی در مورد ایرفویل دو المانی تک شکافه NASA SC(2)-0714 ارائه می‌شود. در این تحقیق ضرایب آیرودینامیکی و توزیع فشار در زوایای حمله و زوایای انحراف فلپ مختلف برای این مدل دو المانی اندازه‌گیری و تجزیه و تحلیل شده است.

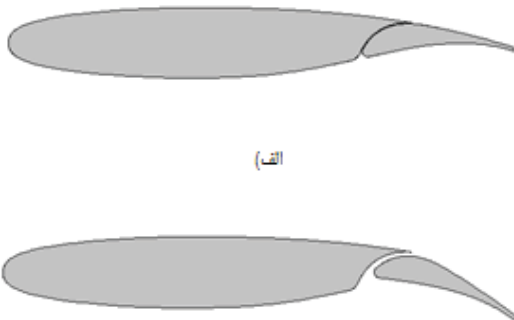
## ۲. تجهیزات آزمایشگاهی

آزمایش‌های تونل باد در تونل باد ملی انجام شده است. این آزمایش‌ها شامل اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی و اندازه‌گیری فشار جریان است. تونل باد گفته شده یک تونل باد مدار بسته با جریان پیوسته است. مقطع آزمون این تونل از نوع مقطع باز و دارای ابعاد  $2/2 \times 2/8$  متر و به طول ۴ متر است. شکل ۱ مدل بال نصب‌شده در مقطع آزمون را نشان می‌دهد. در این آزمون با به‌کارگیری صفحات مهارکننده<sup>۱۱</sup> در دو طرف مدل بال، شرایط بال نامحدود ایجاد شده است. بر اساس نتایج کالیبراسیون جریان، شدت اغتشاش در مقطع

آزمون ۱٪ و غیریکنواختی سرعت نیز کمتر از ۰/۲٪ است. فشار دینامیکی توسط یک لوله پیتوت-استاتیک که در ابتدای مقطع آزمون نصب شده است اندازه‌گیری می‌شود.



شکل ۱. مدل بال نصب‌شده در مقطع آزمون باز تونل باد ملی



(الف)

(ب)

شکل ۲. شماتیک مقطع بال با پیکره‌بندی برآفزا  
الف)  $\delta flap=0^\circ$ ، ب)  $\delta flap=20^\circ$

### ۱-۲. مدل بال

هدف این تحقیق، استخراج خواص آیرودینامیکی یک بال فوق بحرانی با پیکره‌بندی برآفزا است. مدل بال دوبعدی مورد نظر دارای مقطع NASA SC(2)-0714 است. در این تحقیق، مدل بال با پیکره‌بندی برآفزای دو المانی طراحی شده است و یک المان اصلی و یک فلپ در لبه فرار دارد. شماتیک مقطع بال در شکل ۲ و مدل ساخته شده در شکل ۳ نشان داده شده است. فلپ

دارای طولی معادل ۰/۲۵ طول وتر است. مدل تونل باد ساخته شده دارای طول وتر ۰/۶ متر و دهانه بال ۱/۵ متر است که از یک بلوک آلومینیومی برای ایجاد حداکثر دقت در ماشین کاری و مقاومت کافی ساخته شده است.



شکل ۳. مدل بال دو المانی با پیکره‌بندی برآافزا

## ۲-۲. اندازه‌گیری نیرو و فشار

در این تحقیق نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی با استفاده از بالانس سه مؤلفه کرنش‌سنجی خارجی که در زیر محفظه آزمون قرار گرفته، اندازه‌گیری شده است. داده‌ها در فرکانس ۲ کیلوهرتز و در طول بازه زمانی ۲۰ ثانیه جمع‌آوری و متوسط‌گیری شده است. دقت بالانس برای ضریب برآ برابر  $\pm 0/0022$ ، برای ضریب پسا برابر  $\pm 0/0011$  و برای ضریب ممان پیچشی برابر  $\pm 0/0007$  است. همه داده‌های نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی که به صورت ولتاژ خروجی حس‌گرهای اندازه‌گیری است، به وسیله سیستم اخذ اطلاعات ۳۰ کاناله با فرکانس ۳۰ کیلوهرتز دریافت، پردازش شده و با استفاده از ضرایب کالیبراسیون به دست آمده در فرایندهای کالیبراسیون تجهیزات به کمیت‌های فیزیکی متناظر تبدیل شده است.

همچنین در این تحقیق، از حس‌گرهای فشار برای اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیک روی سطح مدل بال استفاده شد. المان اصلی و فلپ بال در دو سمت مکشی و فشاری، به ترتیب مجهز به ۴۷ و ۲۲ حفره فشار استاتیک است که در میانه دهانه بال تعبیه شده است.

تمامی حفره‌های فشار به یک مبدل فشار الکترونیکی (مدل MPX5010/MPXV5010G series piezoresistive از برند MOTOROLA) با دقت ۱/۰٪ متصل شد. داده‌ها در فرکانس ۲ کیلوهرتز برای هر حفره فشار و در طول بازه زمانی ۲۰ ثانیه جمع‌آوری و متوسط‌گیری شده است. در یک مرحله نیز از سیستم ریک دنباله برای جمع‌آوری داده‌های افت فشار کل در دنباله استفاده شده است. در این ریک دنباله، ۶۰ پراب فشار کل (پیتوت تیوب) نصب شده است. طول ریک دنباله ۰/۶ متر است. همان‌طور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، ریک فشاری در فاصله‌ای به اندازه طول یک وتر، پشت لبه فرار بال و در ارتفاع هم‌تراز با میانه دهانه بال نصب شد. تمامی پراب‌های فشار به یک مبدل فشار الکترونیکی (مدل MPXV4006G series piezoresistive از برند MOTOROLA) با دقت ۱/۰٪ متصل شد. داده‌ها در فرکانس ۲ کیلوهرتز برای هر پراب فشار، در طول بازه زمانی ۲۰ ثانیه جمع‌آوری و متوسط‌گیری شده است.



شکل ۴. ریک فشاری نصب شده در پشت مدل در مقطع آزمون تونل باد

## ۳. ارائه نتایج

در این قسمت نتایج به دست آمده از آزمایش‌های تونل باد مدل بال دو المانی ارائه و مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است.





### ۳-۱. نیروهای آیرودینامیکی و ممان پیچشی

شکل‌های ۵ تا ۸ به ترتیب ضریب برآ، ضریب برآ بر حسب ضریب پسا، راندمان آیرودینامیکی بر حسب ضریب برآ و ضریب ممان پیچشی مدل بال را در زاویه انحراف فلپ مختلف در سرعت  $25 \text{ m/s}$  با رینولدز  $1 \times 10^6$  (بر حسب طول وتر در حالت کروز) نشان می‌دهد. نتایج به دست آمده در زاویه انحراف فلپ صفر، مشخصات آیرودینامیکی حالت پایه ایرفویل (بدون فلپ) را ارائه می‌کند. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، ضریب برآ برای ایرفویل فوق بحرانی در زاویه حمله صفر برابر  $0/20$  است و با افزایش زاویه حمله تا  $21$  درجه، ضریب برآ تا حداکثر مقدار خود یعنی  $1/56$  افزایش می‌یابد. سپس در اثر جدایش جریان روی سطح بال، واماندگی اتفاق افتاده و ضریب برآ دچار افت شدیدی می‌شود. پدیده جدایش جریان، سپس واماندگی بال سبب افزایش ضریب پسا شده که در شکل ۶ نشان داده شده است.

با افزایش زاویه انحراف فلپ به  $20$  درجه، کمربند یا انحناى بال افزایش یافته و در نتیجه مقادیر ضریب برآ در زوایای حمله مختلف افزایش قابل توجهی دارد، به طوری که در زاویه حمله صفر، ضریب برآ  $375\%$  افزایش داشته و به مقدار  $0/95$  رسیده است. در این حالت نیز با افزایش زاویه حمله، مقادیر ضریب برآ و پسا افزایش می‌یابد، با این تفاوت که شیب افزایش ضریب برآ در زوایای حمله بالاتر از  $16$  درجه کاهش یافته است. این کاهش شیب ضریب برآ ناشی از ظهور پدیده جدایش روی فلپ است. مقدار ضریب برآ بیشینه در زاویه انحراف فلپ  $20$  درجه، برابر  $2/14$  است که نسبت به زاویه انحراف فلپ صفر (مدل پایه بدون فلپ)  $37\%$  افزایش دارد. با افزایش زاویه انحراف فلپ به  $35$

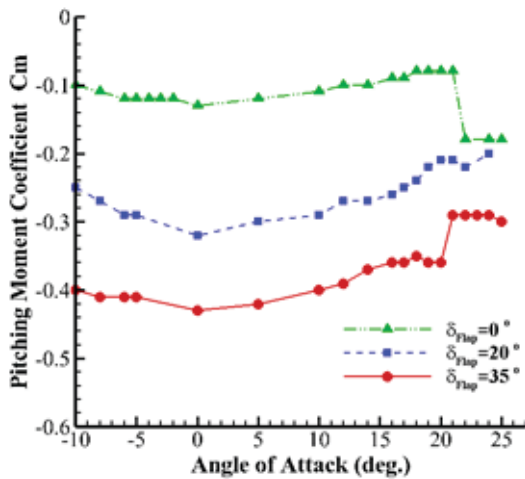
درجه، مقادیر ضریب برآ و پسا متعاقباً افزایش می‌یابد؛ به طوری که بال در زاویه حمله  $20$  درجه، ضریب برآ بیشینه معادل  $2/46$  تولید می‌کند که نسبت به زاویه انحراف فلپ صفر (مدل پایه بدون فلپ)  $58\%$  افزایش داشته است. این سری از آزمایش‌ها نشان می‌دهد که انحراف فلپ به سمت پایین، سبب می‌شود کمربند یا انحناى مؤثر پیکره‌بندی بال افزایش یابد. این موضوع باعث جابه‌جایی منحنی ضریب برآ به سمت بالا و چپ در نمودار برآ بر حسب زاویه حمله شده است. به بیان دیگر مقادیر ضریب برآ بیشینه  $c_{lmax}$  در زاویه انحراف فلپ بالا، افزایش یافته و در زوایای حمله کوچک‌تری رخ داده است.

شکل ۷ منحنی راندمان آیرودینامیکی مدل را بر حسب ضریب برآ نشان می‌دهد. این منحنی نشان می‌دهد، اگرچه ضریب برآ با افزایش زاویه انحراف فلپ افزایش یافته است ولی افزایش بیشتر ضریب پسا باعث کاهش راندمان آیرودینامیکی و جابه‌جا شدن منحنی به سمت پایین نمودار شده است.

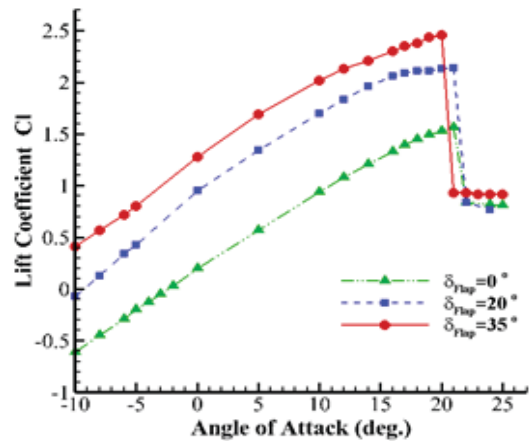
شکل ۹ نیز تغییرات ضریب ممان پیچشی را در زاویه انحراف فلپ مختلف نشان می‌دهد. در این آزمایش‌ها ضریب ممان پیچشی نسبت به مکان  $0/25$  وتر بال محاسبه شده است. همان‌طور که از این منحنی بر می‌آید؛ ضریب ممان پیچشی برای زاویه انحراف فلپ صفر، در تمامی زوایای حمله قبل از واماندگی تقریباً ثابت است که نشان می‌دهد مکان  $0/25$  وتر بال مرکز آیرودینامیکی بال است. با افزایش زاویه انحراف فلپ، مقادیر ضریب ممان پیچشی افزایش قابل توجهی یافته و دیگر ثابت نیست.

از آنجا که هدف از طراحی پیکره‌بندی برآ افزایش دست‌یابی به حداکثر ضریب برآ در فاز برخاستن و نشست هواپیماست، بنابراین در ادامه این تحقیق

مشخصات آیرودینامیکی بال در حالت زاویه انحراف ۳۵ درجه مورد بررسی قرار می‌گیرد که نشان‌دهنده پیکره‌بندی بال در زمان برخاستن و نشست هواپیما است.



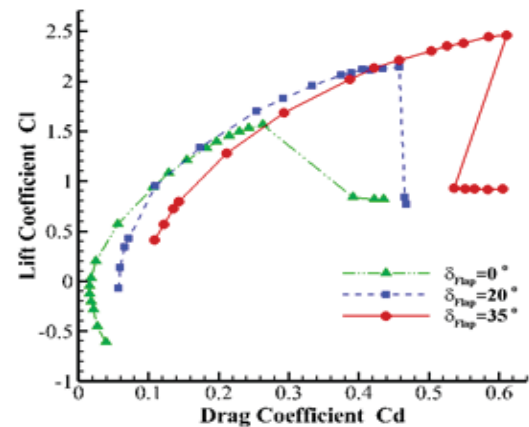
شکل ۸. ضریب ممان‌پیچشی در زاویه انحراف فلپ مختلف



شکل ۵. ضریب برآ در زاویه انحراف فلپ مختلف

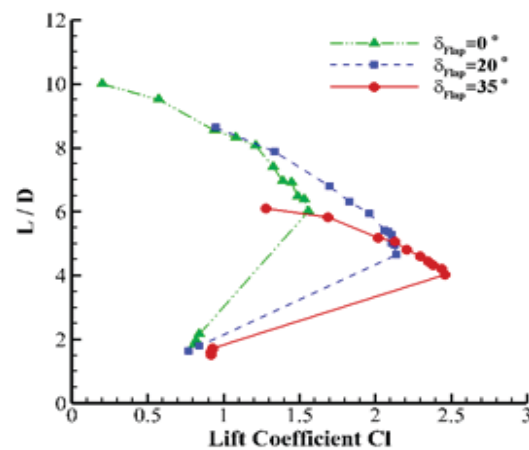
### ۲-۳. بررسی اثر سرعت در نیروهای آیرودینامیکی

در این بخش اثر تغییرات سرعت جریان آزاد بر خواص آیرودینامیکی بال با پیکره‌بندی برآفزا مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای این منظور سرعت جریان آزاد ۱۵ m/s، ۲۵ m/s و ۳۵ m/s که رینولدز آن‌ها بر حسب طول وتر در حالت کروز به ترتیب معادل  $0.6 \times 10^6$ ،  $1.0 \times 10^6$  و  $1.4 \times 10^6$  است، در نظر گرفته شده است. شکل ۹ مقایسه ضریب برآی بال با انحراف فلپ ۳۵ درجه را در سرعت‌های مختلف نشان می‌دهد.

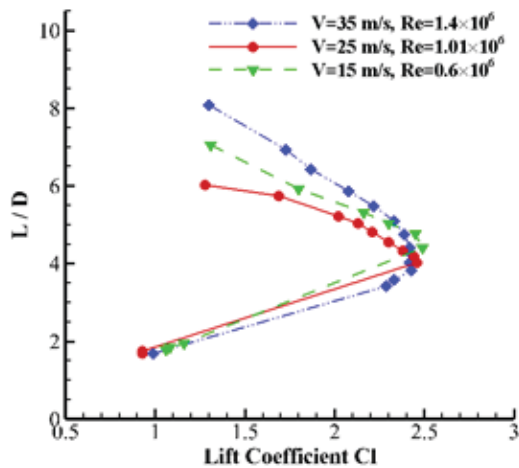


شکل ۶. ضریب برآ بر حسب ضریب پسا در زاویه انحراف فلپ مختلف

نمودار ضریب برآ نشان می‌دهد که بیشترین ضریب برآ با افزایش سرعت کاهش کمی یافته است طوری که ضریب برآی بیشینه از ۲/۴۹ در سرعت ۱۵ m/s به مقدار ۲/۴۳ در سرعت ۳۵ m/s کاهش یافته است. این درحالی است که حداکثر زاویه حمله  $\alpha_{max}$  که در آن  $cl_{max}$  رخ داده، با افزایش سرعت، افزایش یافته است. مقایسه نسبت ضریب برآ به پسای بال با انحراف فلپ ۳۵ درجه در سرعت‌های مختلف نیز در شکل ۱۰ نشان داده شده است. نسبت ضریب برآ به پسا بازده آیرودینامیکی بال را بیان می‌کند و مقدار آن از نظر افزایش درجه شیب



شکل ۷. راندمان آیرودینامیکی بر حسب ضریب برآ در زاویه انحراف فلپ مختلف



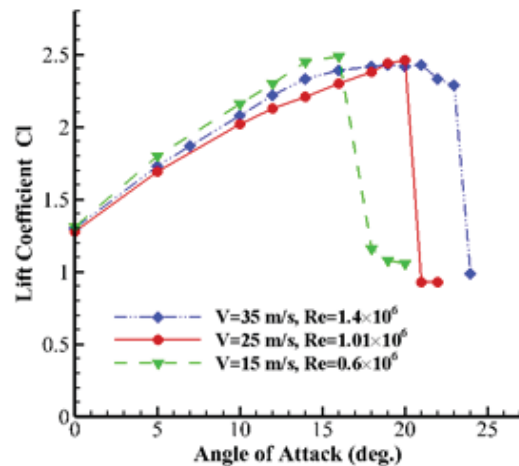
شکل ۱۱. مقایسه راندمان آیرودینامیکی بر حسب ضریب برآ در سرعت مختلف، زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه

### ۳-۳. توزیع فشار روی سطح بال

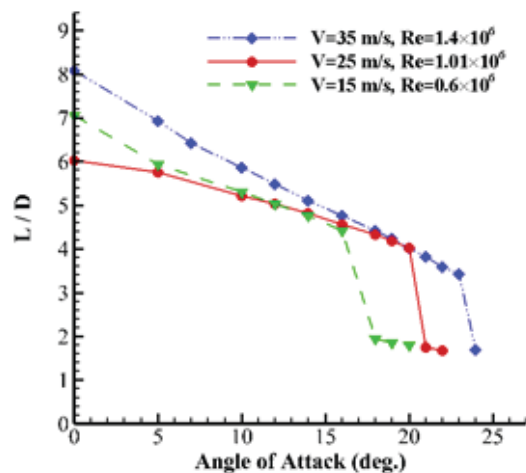
در این قسمت توزیع فشار روی سطح بال در زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه ارائه شده است. در زمان برخاستن هواپیما زاویه حمله در حداکثر برآ تنظیم می‌شود. در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ توزیع ضریب فشار  $C_p$  در موقعیت‌های مختلف وتر بال دو بعدی و در زاویه حمله ۲۰ درجه، به ترتیب برای المان اصلی بال و فلپ، نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود توزیع فشار روی المان اصلی بال یک بیشینه فشار مکش برابر  $10/62$  - به دلیل شتاب‌گیری جریان در لبه حمله، در موقعیت  $x/c_{ref} = 0/00077$ ، از خود نشان می‌دهد. این بیشینه فشار مکش در اثر منطقه بازیابی فشار روی سطح بال کاهش می‌یابد. در میانه وتر المان اصلی بال از  $x/c_{ref} = 0/49$  تا  $x/c_{ref} = 0/64$ ، گرادیان فشار مکش بسیار کم است و از مقدار  $1/39$  - تا  $1/34$  - تغییر می‌کند. سپس با نزدیک‌تر شدن به اسلات و فلپ لبه فرار، مقدار فشار مکش کمی کاهش یافته است. ضریب فشار در سمت فشاری المان اصلی بال نیز بعد از نقطه سکون به دلیل شتاب جریان حول سطح منحنی

صعود هواپیما، اهمیت زیادی دارد. این منحنی نشان می‌دهد که حساسیت تغییر راندمان آیرودینامیکی بال به سرعت جریان آزاد، در زوایای حمله پایین بیشتر است.

مقایسه راندمان آیرودینامیکی بر حسب ضریب برآ در سرعت‌های مختلف، برای زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه نیز در شکل ۱۱ نشان داده شده است. این منحنی نشان می‌دهد با کاهش سرعت، حداکثر مقدار برآ با راندمان آیرودینامیکی بیشتری به دست می‌آید.



شکل ۹. مقایسه ضریب برآ در سرعت مختلف در زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه

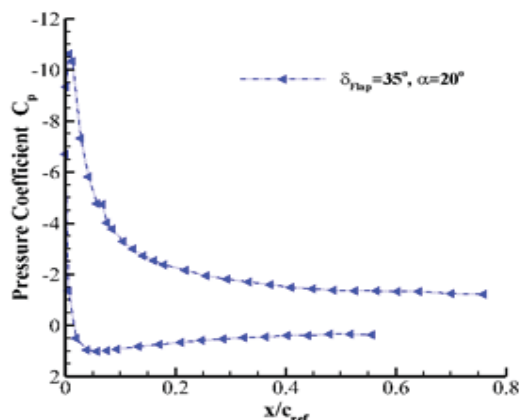


شکل ۱۰. مقایسه ضریب برآ به پسا در سرعت مختلف در زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه

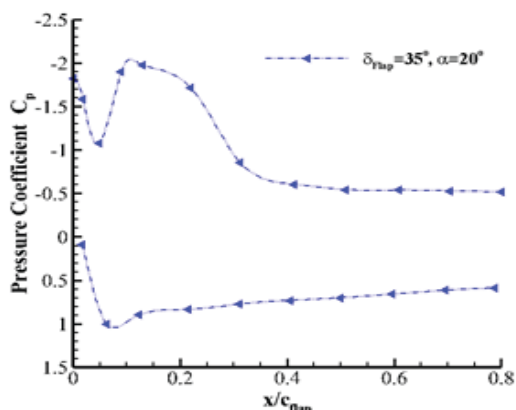


لبه حمله کاهش می‌یابد. سپس گرادیان فشار کاهش یافته و تا زمان برخورد به فلپ تقریباً ثابت می‌ماند. همان‌طور که در توزیع فشار شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، یک بیشینه فشار مکش نیز در لبه حمله فلپ ایجاد می‌شود. مقدار ضریب فشار در بیشینه فشار مکش در حدود  $-1/98$  است. سپس فشار مکش به دلیل وجود گرادیان فشار معکوس شدید در این زاویه فلپ، به سرعت کاهش می‌یابد. در ادامه از مکان  $x/c_{ref} = 0/51$ ، منحنی فشار ناحیه مسطحی را نشان می‌دهد که در آن ضریب فشار تقریباً ثابت و معادل  $-0/53$  است. این ناحیه که ضریب فشار بدون تغییر و ثابت مانده است، نشان‌دهنده ظهور جدایش جریان روی سطح مکشی فلپ است.

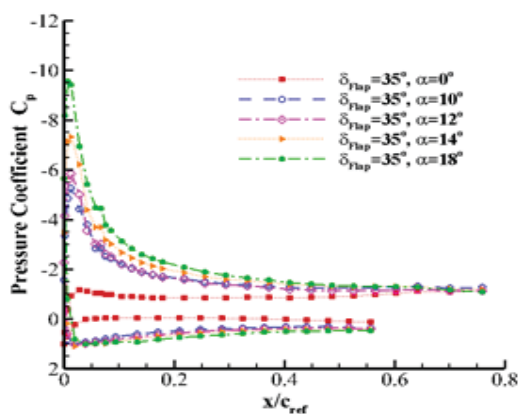
مکان آغاز جدایش از  $x/c_{ref} = 0/70$  به سمت لبه حمله فلپ و بالادست جریان یعنی  $x/c_{ref} = 0/41$  جابه‌جا شده است (در اینجا مکان حفره فشاری است).



شکل ۱۲. ضریب فشار روی سطح المان اصلی بال در زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه و زاویه حمله ۲۰ درجه



شکل ۱۳. ضریب فشار روی سطح فلپ در زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه و زاویه حمله ۲۰ درجه

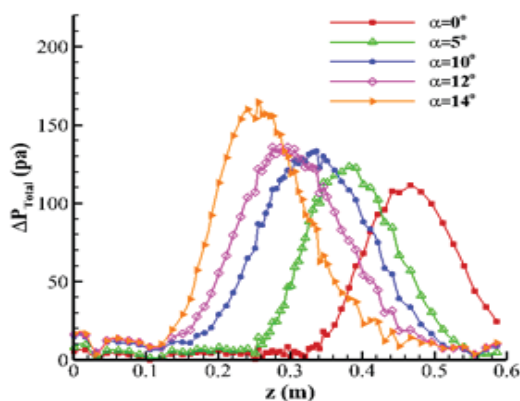


شکل ۱۴. ضریب فشار روی سطح المان اصلی بال در زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه

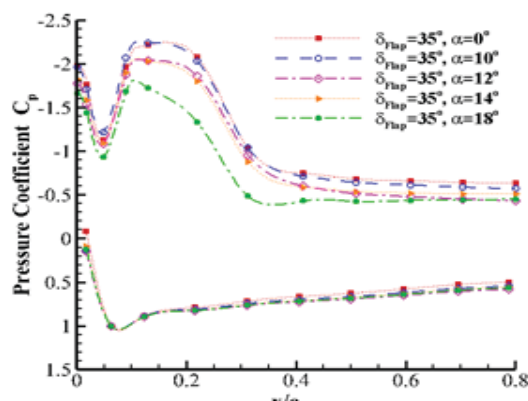
شکل‌های ۱۴ و ۱۵ توزیع فشار را روی المان اصلی بال و فلپ در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. با افزایش زاویه حمله از صفر تا ۱۸ درجه، مقدار بیشینه مکش در لبه حمله المان اصلی بال به مقدار قابل توجهی از  $1/17$  به  $9/55$  افزایش می‌یابد. این در حالی است که مقدار بیشینه مکش ایجاد شده در لبه حمله فلپ با افزایش زاویه حمله از  $2/22$  به  $1/75$  کاهش می‌یابد. این کاهش فشار در زوایای حمله بالا سبب می‌شود که نقطه جدایش جریان روی فلپ با افزایش زاویه حمله به سمت بالادست جریان یعنی به سمت لبه حمله فلپ نزدیک‌تر شود.

جدول ۱ نقطه آغاز جدایش جریان روی سطح فلپ را برای زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. این نقاط تقریبی هستند و نقطه آغاز جدایش جایی در نظر گرفته شده است که گرادیان ضریب فشار بسیار کم بوده و نمودار ضریب فشار تقریباً ثابت شده است. همان‌طور که از جدول ۱ مشخص است، با افزایش زاویه حمله از صفر تا ۱۸ درجه جدایش جریان زودتر اتفاق افتاده و

نظر گرفته شد. شکل‌های ۱۶ و ۱۷ توزیع افت فشار کل در دنباله را برای زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. به طور کلی، فشار کل جریان آزاد به دلیل عبور از سطح مدل بال و ایجاد لایه مرزی بر سطح مدل، کاهش یافته است. عدم تقارن پروفیل دنباله که در شکل ۱۷ به طور واضح قابل مشاهده است، ناشی از انحراف فلپ و ایجاد جریان ثانویه‌ای است که از اسلات بر سطح فلپ جریان می‌یابد و باعث ایجاد نوساناتی در پروفیل دنباله می‌شود. همان‌طور که در بخش قبل مشاهده شد، در زاویه حمله صفر جدایش جریان اتفاق افتاده است. این جدایش جریان، افت فشار کل قابل توجهی در جریان آزاد ایجاد کرده و دنباله بزرگی پدید آورده است. به دلیل محدود بودن طول ریک فشاری، بخش کوچکی از دنباله در زاویه حمله صفر اندازه‌گیری نشده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، مقدار افت فشار کل افزایش یافته است. به عنوان نمونه افت فشار کل در بیشینه پروفیل دنباله از ۱۱۱/۴۴ پاسکال در زاویه حمله صفر به ۱۹۰/۸۷ پاسکال در زاویه حمله ۲۰ درجه رسیده یعنی در حدود ۷۱٪ افزایش یافته است. همچنین با افزایش زاویه حمله مقدار عرض دنباله نیز تغییر کرده و دنباله به سمت سر دیگر ریک فشاری جابه‌جا شده است. در زاویه حمله ۲۲ درجه جریان روی بال به طور کامل جدا شده و واماندگی پدید آمده است.



شکل ۱۶. پروفیل افت فشار کل در دنباله در زاویه حمله ۰، ۵، ۱۰، ۱۲ و ۱۴ درجه



شکل ۱۵. ضریب فشار روی سطح فلپ در زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه

جدول ۱. مقایسه نقطه آغاز جدایش جریان روی سطح فلپ در زوایای حمله مختلف

| زاویه حمله deg. | نقطه جدایش $X/C_{flap}$ |
|-----------------|-------------------------|
| ۰               | ۰/۷۰                    |
| ۱۰              | ۰/۶۱                    |
| ۱۲              | ۰/۶۱                    |
| ۱۴              | ۰/۵۱                    |
| ۱۸              | ۰/۴۱                    |

### ۳-۴. افت فشار کل در دنباله

در این بخش پروفیل فشار دنباله و میزان افت فشار کل در دنباله در زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. هدف از این آزمایش مطالعه شیوه شکل‌گیری دنباله، اندازه پروفیل دنباله و بررسی تغییرات و جابه‌جایی دنباله در اثر تغییرات زاویه حمله است. افت فشار کل در دنباله به وسیله ابزار ریک دنباله، اندازه‌گیری شده و برای این کار از رابطه

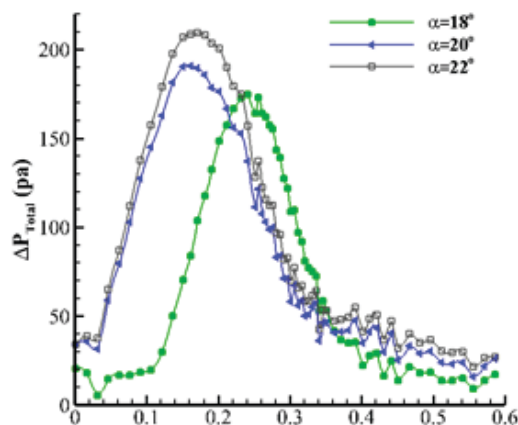
$$(\Delta P_{Total} = P_{Total (Freestream)} - P_{Total (Wake)})$$

استفاده شده است. ریک دنباله در میانه دهانه مدل و در فاصله‌ای به طول یک وتر بال، در پشت لبه فرار قرار گرفته است (جزئیات بیشتر در خصوص تجهیزات در بخش ۲-۲ ارائه شده است). در این آزمایش‌ها سرعت جریان آزاد ۲۵ m/s و زاویه انحراف فلپ ۳۵ درجه در

زاویه حمله صفر به ۱۹۰/۸۷ پاسکال در زاویه حمله ۲۰ درجه رسیده، یعنی در حدود ۷۱٪ افزایش یافته است.

## ۵. قدردانی

نویسندگان این مقاله بر خود لازم می‌دانند که از مسئولان و کارشناسان محترم تونل باد ملی ایران که ما را در انجام آزمایش‌های تونل باد و ارتقای کیفی این پژوهش حمایت و یاری کرده‌اند، تقدیر و تشکر نمایند



شکل ۱۷. پروفیل افت فشار کل در دنباله در زاویه حمله ۱۸، ۲۰ و ۲۲ درجه

## ۶. پی‌نوشت‌ها

1. High-lift Device
2. Airfoil Camber
3. Slotted Flap
4. NASA (National Aeronautics and Space Administration)
5. Supercritical Airfoil
6. Commercial Jets
7. Transonic Transports
8. Long-Range Business
9. Cusped Trailing Edge
10. Blended Wing Body
11. End Plate

## ۴. نتیجه‌گیری

در این تحقیق یک ایرفویل فوق بحرانی NASA SC(2)-0714 با پیکره‌بندی برآزای دو المانی شامل المان اصلی بال و فلپ لبه فرار مورد مطالعه تجربی تونل باد قرار گرفت. هدف از این تحقیق استخراج خواص آیرودینامیکی این پیکره‌بندی و مقایسه آن با حالت پایه ایرفویل است. مقایسه مد عملکردی سیستم برآزاد در لبه فرار (ایرفویل با فلپ) با ایرفویل پایه نشان می‌دهد که بال و فلپ، ضرایب برآی بالاتری در مقایسه با ایرفویل بدون فلپ تولید می‌کند و منحنی برآ به مقادیر بالاتر در نمودار ارتقا می‌یابد؛ البته بدون اینکه زاویه واماندگی افزایش یابد. در این آزمایش‌ها، بررسی اثر زاویه انحراف فلپ نشان داد که با افزایش زاویه انحراف فلپ از صفر به ۲۰ و ۳۵ درجه ضریب بیشینه برآ  $cl_{max}$  به ترتیب ۳۷٪ و ۵۸٪ نسبت به حالت پایه افزایش یافته است. بررسی اثر سرعت نشان داد که بیشترین راندمان آیرودینامیکی بال در رینولدز  $10^6 \times 1/4$  با سرعت ۳۵ m/s اتفاق افتاده است. همچنین اندازه‌گیری افت فشار در دنباله نشان داد که با افزایش زاویه حمله، افت فشار کل در بیشینه پروفیل دنباله از ۱۱۱/۴۴ پاسکال در

## ۷. ماخذ

- [1] J. Wimpres, Aerodynamic Technology Applied to Takeoff and Landing, Annals of the New York Academy of Sciences, Vol. 154, No. 1, pp. 962-981, 1968.
- [2] Aley, K., T. K. Guha, and R. Kumar, Active Flow Control of a High-Lift Supercritical Airfoil with Microjet Actuators, AIAA Journal, 58(5), pp. 2053-2069, 2020.
- [3] B. Steinfurth and F. Haucke, Coherent Structures in the Actively Controlled Wake of a High-Lift Configuration, AIAA Journal, Vol. 56, Issue 10, pp. 3848-3856, 2018.
- [4] Cai, Z., et al. Iterative learning control for trailing-edge flap lift enhancement with pulsed blowing, AIAA Journal, Vol. 53, No. 7, pp. 1969-1979, 2015.
- [5] Haucke, Frank, Matthias Bauer, and Wolfgang Nitsche, Combined Active Separation



- Physics B, 34(14n16), 2040083, 2020.
- [16] Lv, Binbin, Yuanjing Wang, and Pengxuan Lei. "Effects of Trailing Edge Deflections Driven by Shape Memory Alloy Actuators on the Transonic Aerodynamic Characteristics of a Super Critical Airfoil." In *Actuators*, vol. 10, no. 7, p. 160. Multidisciplinary Digital Publishing Institute, 2021.
- [17] Dhakal, Subash, Yunchao Yang, Gecheng Zha, and Jeremy Boling. "Numerical investigation of low speed performance of transonic coflow jet airfoil." In *35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 3249. 2017.
- [18] R. Khamedov, R. Baitlessov, and L. Rojas-Solórzano, CFD Study of Effects of Boundary Layer Suction on Transonic SC (2)-0714 Airfoil Performance, In *ASME 2017 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 2017.
- [19] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, Experimental Investigation of Active Flow Control for Changing Stall Angle of a NACA0012 Airfoil Using Plasma-Actuator, *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, Vol. 1, pp. 89-97, 2012. (in Persian فارسی)
- [20] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of the pressure distribution over NLF0414 airfoil, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 1, pp. 106-114, 2012. (in Persian فارسی)
- [21] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, Experimental investigation of geometric and electrical characteristics by measurements of the induced flow, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 5, pp. 132- 145, 2012. (in Persian فارسی)
- [22] A. Salmasi, A. Shadaram, M. Mirzaei, A. Shams Taleghani, Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils' efficiency after the stall, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 6, pp. 104-116, 2013. (in Persian فارسی)
- [23] A. S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, Active Flow Control on the Leading Edge and on the Trailing Edge Flap of a Slatless High-Lift configuration Configuration, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics X*, Springer, pp. 215-225, 2016.
- [6] Bauer, M., Lohse, J., Haucke, F., & Nitsche, W. High-lift performance investigation of a two-element configuration with a two-stage actuator system, *AIAA journal*, 52(6), 1307-1313, 2014.
- [7] Liebeck, R. H., Design of Subsonic Airfoils for High Lift, *Journal of Aircraft*, Vol. 15, No. 9, pp. 547-561, 1978.
- [8] C. D. Harris, NASA supercritical airfoils: A matrix of family-related airfoils, 1990.
- [9] The Supercritical Airfoil, NASA Technology Facts, TF-2004-13 DFRC, 2004.
- [10] R. Achuthan, S. Gowri Shankar, K.S.K. Sasikumar, Design and Aerodynamic simulation of Blended wing airplane developed using NASA SC (2)-0714 airfoil, *Journal of Xi'an University of Architecture & Technology*, Vol. 13, Issue 3, pp. 165-176, 2021.
- [11] T. C. Corke, Design of Aircraft. Prentice Hall, 2003.
- [12] Jenkins, Renaldo V., NASA SC (2)-0714 airfoil data corrected for sidewall boundary-layer effects in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel, National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division, Vol. 2890, 1989.
- [13] Harris, Charles D., Robert J. McGhee, and Dennis O. Allison., Low-speed aerodynamic characteristics of a 14-percent-thick NASA phase 2 supercritical airfoil designed for a lift coefficient of 0.7, 1980.
- [14] Ravikumar, T. and Prakash, D.S., Aerodynamic analysis of supercritical NACA SC (2)-0714 airfoil using CFD. *Int. J. Adv. Tech. Eng. Sci*, 2, pp.285-293, 2014.
- [15] Zhu, H. Y., Wang, G., Liu, Y., & Zhou, Z. K.. Numerical investigation of transonic buffet on supercritical airfoil considering uncertainties in wind tunnel testing. *International Journal of Modern*



zaei, S. Abdolahipour, Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control, J Braz. Soc. Mech. Sci. Eng., Vol. 40, No. 4, pp.1-13, 2018.

[24] M. Mohammadi, A. S. Taleghani, Active Flow Control by Dielectric Barrier Discharge to Increase Stall Angle of a NACA0012 Airfoil. Arab J Sci Eng, Vol. 39, pp. 2363–2370, 2014.

[25] M. Mirzaei, A. S. Taleghani A. Shadaram, Experimental study of vortex shedding control using plasma actuator, Applied Mechanics and Materials, Vol. 186, pp. 75-86, 2012. Trans Tech Publications Ltd.

