

مطالعه عددی جریان حول دو ایرفویل پشت سر هم و چگونگی توزیع فشار

هیوا حسینی^۱، جابر رگنی لموکی^{۲*}

۱- دانشجوی دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز

۲- دانشجوی دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۲۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۰۸)

چکیده

در تحقیق حاضر جریان حول دو ایرفویل NACA0009 در چیدمانی هم‌راستا و پشت سر هم با فاصله طول وتر از یکدیگر بررسی شده و اثرات آنها روی همدیگر از لحاظ توزیع نیروی فشاری به‌روش عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. از جمله مواردی که کاربرد دو ایرفویل پشت سر هم حائز اهمیت است، در پیکربندی کانارد و بال می‌باشد که در طراحی جنگنده‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. برای انجام حل عددی، هندسه و قلمروی محاسباتی مسئله مورد نظر در نرم‌افزار ANSYS ایجاد و نتایج از طریق استخراج کانتورها و نمودارهای مربوطه مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد نقطه بیشینه فشار برای هر دو ایرفویل در ابتدای سطح زیرین آنها رخ می‌دهد و بیانگر قرارگیری نقطه سکون در این موقعیت می‌باشد. همچنین محدوده فشار منفی و فشار مثبت به ترتیب در بالا و پایین ایرفویل نخست بیشتر و گسترده‌تر از ایرفویل دوم بوده که بیانگر ضریب نیروی برآی بیشتر در ایرفویل نخست می‌باشد. تأثیر گذر جریان از ایرفویل نخست روی توزیع فشار ایرفویل دوم به‌گونه‌ای است که ضریب نیروی برآی این ایرفویل را کاهش می‌دهد. با توجه به کانتور توزیع دما، ایرفویل نخست اثر قابل ملاحظه‌ای بر توزیع دمای ایرفویل دوم ندارد و تنها یک لایه مرزی حرارتی روی هر دو ایرفویل شکل گرفته که در فاصله نه چندان دور از ایرفویل با دمای جریان آزاد برابر می‌گردد. اختلاف دمای بین سطح ایرفویل و جریان هوا یکسان می‌باشد. در حالیکه این اختلاف دما بر میزان ضریب نیروی برشی روی ایرفویل‌ها مؤثر بوده است و نیازمند مطالعه بیشتر می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: ایرفویل هم‌راستا، کانارد، توزیع فشار، پیکربندی بال-کانارد

Numerical Analysis of the Flow around Two Airfoils in a Tandem Configuration Regarding Pressure Distribution

Hiwa Hosseini and Jaber Ragani Lamooki*

Abstract

In the present study, fluid flow around two NACA0009 airfoils in a tandem configuration with a chord length distance from each other was investigated numerically and their mutual effects were studied in case of pressure distribution. One of applications consisting tandem airfoils is a wing-canard configuration which is used in designing fighter aircrafts. In order to solve such a problem numerically, the geometry and computational domain were created in the ANSYS Workbench Software and the results were extracted in terms of force contours and diagrams. According to the results, the point of maximum pressure occurs at the beginning of the lower surface for both airfoils which depicts the stagnation point. Furthermore, zones of negative and positive pressures are more pronounced for the forward airfoil which is an evidence of higher lift coefficient. Effects of the flow behind the forward airfoil and passing the second one are such that its lift coefficient will decrease. Regarding the contours of temperature, the forward airfoil has no considerable influence over the second one and just a temperature boundary layer forms on the surface meeting the free flow values not so far from the airfoil. The temperature difference between the airfoil surface and the air flow does not affect the pressure distribution, and diagrams of pressure distribution are almost the same for hotter-than-air/colder-than-air airfoils. However, it has been observed that the difference in temperature between the air and the airfoil surface has some influence on shear force distribution which needs further investigation.

Key words: Tandem airfoils, Canard, Pressure distribution, Wing-Canard configuration

* نویسنده پاسخگو: جابر رگنی لموکی، پست الکترونیک: J.raganilamooki@mail.um.ac.ir

این مقاله تحت لایسنس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لایسنس از آدرس <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.



مقدمه

مطالعه جریان هوا بر روی مقاطع بال (ایرفویل)^۱ همواره یکی از اساسی‌ترین موضوعات قابل بحث در علم آیرودینامیک بوده و از زمان پیدایش این علم تا کنون مطالعات زیادی با استفاده از روش‌های تحلیلی، عددی و تجربی بر روی مقاطع بال مختلف انجام شده است. در واقع ایرفویل بالی را شبیه‌سازی می‌کند که در جهت عمود بر صفحه مورد نظر تا بی‌نهایت ادامه دارد. ایرفویل‌ها دارای انواع مختلف بوده و به دو دسته اصلی متقارن و نامتقارن تقسیم می‌شوند که خصوصیات آنها از جمله ضخامت بیشینه، طول وتر، محل ضخامت بیشینه و ... با هم متفاوت است. مطالعات انجام شده بر روی ایرفویل‌ها بسیار گسترده بوده و ابتدا بصورت کاملاً تجربی و در تونل‌های باد، نیروهای وارده مورد محاسبه و اندازه‌گیری قرار می‌گرفت. با ارائه تئوری‌های ساده و تحلیلی در اوایل قرن بیستم میلادی، مطالعات تحلیلی بصورت سیستماتیک دنبال شده و تا به امروز ادامه پیدا کرده است. همچنین، با ورود کامپیوترهای دیجیتال در دهه ۱۹۶۰ میلادی، روش‌های عددی بصورت قابل ملاحظه‌ای در تحقیقات دینامیک سیالات بویژه مطالعه جریان روی ایرفویل‌ها مورد استفاده قرار گرفته است و اهمیت خود را نشان داده است. پارامترهای مورد بحث در مطالعه جریان روی ایرفویل شامل مواردی مانند جریان غیر لزج آرام، جریان غیر لزج آشفته، جریان لزج آرام، جریان لزج آشفته، جریان همراه با مکش یا دمش، جریان با انتقال حرارت و مباحث دیگر می‌باشد. از مزایای مطالعه جریان بصورت عددی بر روی ایرفویل، دو بعدی بودن هندسه مورد نظر و کاهش ملزومات زمانی و محاسباتی حل عددی است که اغلب می‌توان آن را بر روی کامپیوترهای خانگی و شخصی نیز انجام داد و نتایج قابل قبولی بدست آورد.

چنگ و ونگ^۲ در سال ۲۰۱۸ با مطالعه ویژگی‌های آیرودینامیکی یک پرنده با پیکره‌بندی دو بال پشت سر هم^۳ با استفاده از تئوری خط برآزای پرناتل^۴ نشان دادند این پیکره‌بندی سبب افزایش ضریب برآی بال ابتدایی و کاهش ضریب برآی بال پایین دست می‌شود^۱. شارپ و مولر (۱۹۹۲) نیز طی مطالعات تجربی روی پیکره‌بندی‌های مختلف بال‌های

پشت سر هم نتایج مشابهی را گزارش کرده‌اند^۲. از جمله کاربردهای مهم دو ایرفویل پشت سر هم در پیکربندی کانارد^۵ و بال می‌باشد که در طراحی جنگنده‌های پیشرفته امروزی بسیار مورد استفاده قرار می‌گیرد. یکی از مناسب‌ترین روش‌ها جهت بهبود چالاکی هواپیما، استفاده از سطح برآ افزای کانارد در قسمت جلوی بال است. همچنین بکارگیری کانارد سبب کاهش محدوده پایداری شده و در نتیجه سبب بهبود مانورپذیری هواپیما می‌گردد^۳. جنگنده‌های نسل‌های گذشته تنها می‌توانستند به زوایای حمله حدود ۳۰ درجه دست یابند، در حالیکه جنگنده‌های امروزی باید بتوانند به صورت پایدار تا زوایای حمله ۶۰ الی ۷۰ درجه و به صورت ناپایدار تا زوایای حمله ۱۰۰ الی ۱۲۰ درجه قابل هدایت و کنترل باقی بمانند^۴. محل قرارگیری کلنارد جهت بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی و دستیابی به پایداری و کنترل مطلوب حائز اهمیت است. به عنوان نمونه هواپیمای ساب‌گرپین دارای کاناردی کوتاه است و در فاصله‌ای عمودی نسبت به سطح بال قرار دارد تا از این طریق مانورپذیری، کروز و حتی فرود هواپیما را بهبود بخشد^۵.

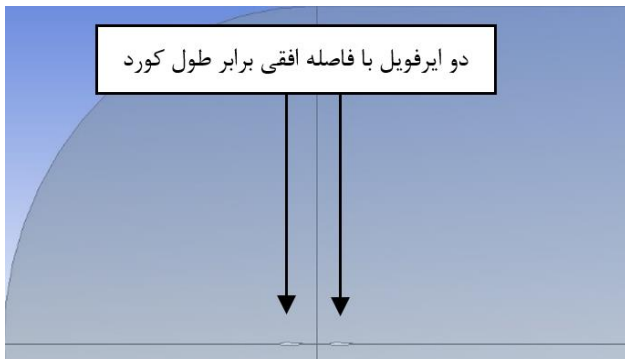


شکل ۱- هواپیمای ساب‌گرپین دارای پیکربندی کانارد و بال^۵

$\left(\frac{w}{m.k}\right)$	۰/۰۲۴۲	h	ضریب انتقال حرارت هدایت
$\left(\frac{kg}{m.s}\right)$	۰/۰۰۰۰۱۷۸۹	μ	لزجت دینامیکی
$\left(\frac{j}{kg.k}\right)$	۱۰۰۶/۴۳	C	گرمای ویژه

هندسه

هندسه مسئله و حجم کنترل انتخاب شده بصورت شماتیک در شکل ۳ ارائه شده است. به منظور مشاهده بهتر ایرفویل‌ها در تصاویر، یک دوم هندسه مسئله در شکل‌ها نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود، دو ایرفویل با فاصله افقی طول وتر از هم قرار دارند. حجم کنترل استفاده شده به گونه‌ای است که ورودی جریان مطابق با شرایط واقعی بوده و اندازه آن جهت بررسی حضور ایرفویل در جریان هوا مناسب باشد.



شکل ۳- هندسه مورد مطالعه

شبکه‌بندی و قلمروی محاسباتی

تولید شبکه قلمروی محاسباتی مورد مطالعه در ماژول شبکه نرم‌افزار ANSYS14 انجام شده است. در تولید شبکه، عوامل مؤثر بر کیفیت آن نظیر نسبت منطری و هموار بودن شبکه مورد توجه بوده است. همچنین بمنظور اطمینان از استقلال نتایج از شبکه، ابتدا از یک شبکه‌بندی نسبتاً درشت استفاده شده و در چند مرحله به تراکم آن افزوده شده است تا جایی که با افزایش تعداد المان‌ها اختلاف در نتایج بسیار کم شده و تفاوت ناچیزی در نتایج ظاهر شده است. در شکل ۴ نمودار روند احراز استقلال نتایج از شبکه نشان داده شده است.

هواپیمای X-29 که زاویه پس‌گرایی^۶ بال آن روبه جلو است نیز دارای پیکربندی از نوع کانارد و بال می‌باشد [۶].



شکل ۲- هواپیمای X-29 دارای پیکربندی کانارد و بال [۶]

توضیح مسئله و روش حل

در این تحقیق، هدف مطالعه جریان حول دو ایرفویل متقارن NACA0009 در حالت هم‌راستا می‌باشد. به همین منظور تأثیر جریان پشت ایرفویل نخست روی ایرفویل دوم مطالعه شده و در شرایطی که سطح ایرفویل‌ها گرم‌تر و یا سردتر از سیال (هوا) باشد اثرات انتقال حرارت نیز بررسی شده است. لازم به ذکر است فاصله افقی بین دو ایرفویل در این حالت برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. با توجه به متقارن بودن ایرفویل مورد مطالعه، لازم است جهت بررسی نیروی برای ناشی از بال حاصل از این ایرفویل، زاویه حمله مخالف صفر باشد. لذا در تحقیق حاضر، زاویه حمله ۵ درجه در نظر گرفته شده است. بدین منظور، هندسه مورد نظر و قلمروی محاسباتی مورد مطالعه در ماژول Design Modeler نرم‌افزار ANSYS14 آماده شده است و شبکه‌بندی هندسه مذکور در ماژول شبکه^۷ محیط Workbench از نرم‌افزار ANSYS صورت پذیرفته است. قابل ذکر است هوای ورودی دارای عدد ماخ ۰/۶ می‌باشد. مشخصات سیال عامل که هوا بوده در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات هوا به‌عنوان سیال عامل

خاصیت	نماد	مقدار	واحد
چگالی	ρ	۱/۲۲۵	$\left(\frac{kg}{m^3}\right)$

تنظیمات نرم افزار

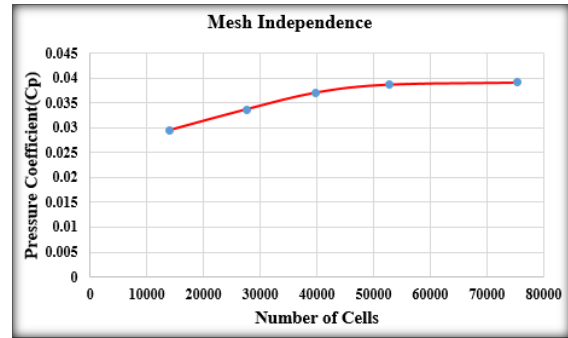
سیال مورد نظر هوا بوده که مشخصات آن در جدول ۱ آمده است. در قسمت تنظیمات حل جریان، از مدل آشفتگی کا-اِپسِلِن نوع Realizable استفاده شده است زیرا این مدل از توانایی خوبی در شبیه سازی جریان آشفته و همچنین جریان کنار دیواره برخوردار است. در قسمت Enhanced Wall Treatment گزینه های Thermal Effects و Pressure Gradient Effects فعال شده است تا اثرات حرارتی و تغییرات فشار در جریان آشفته به درستی پیش بینی شود. در بخش تنظیمات حل گر جریان، الگوی SIMPLE انتخاب شده و روش گسسته سازی معادلات مومنتوم و انرژی بصورت Second Order Upwind انتخاب شده است

شرایط مرزی

در تنظیم شرایط مرزی مسئله، دو منحنی جلوی حجم کنترل و همچنین دو مرز بالایی حجم کنترل به عنوان ورودی سرعت^۸ انتخاب شده است که با توجه به اینکه عدد ماخ جریان آزاد ۰/۶ در نظر گرفته شده است و زاویه حمله ایرفویلها ۵ درجه می باشد و با در نظر گرفتن سرعت صوت برابر ۳۴۰ متر بر ثانیه، سرعت در جهت افقی برابر ۲۰۳ متر بر ثانیه و در جهت عمودی برابر ۱۷/۷۷ متر بر ثانیه محاسبه شده است. دمای ورودی ۳۰۰ کلوین و شدت آشفتگی ۱۰ درصد لحاظ شده است. مرز سمت راست حجم کنترل به عنوان خروجی فشار^۹ با فشار نسبی صفر در نظر گرفته شده است. همچنین، مرز ایرفویلها بصورت دیواره انتخاب شده که دمای ثابت دارند و در یک حالت دمایی آنها برابر ۳۴۰ کلوین و در حالت دیگر برابر ۲۶۰ کلوین در نظر گرفته شده است تا در هر دو حالت اختلاف دمایی ۴۰ درجه بین جریان سیال و مرز ایرفویل داشته باشیم.

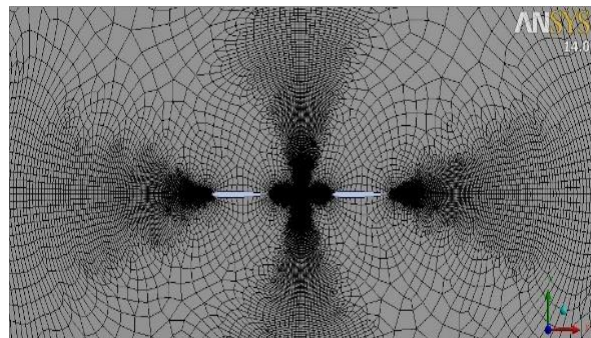
نتایج حل عددی

در این بخش، نتایج مطالعه جریان حول دو ایرفویل NACA0009 که به صورت هم راستا با فاصله افقی برابر با طول وتر از یکدیگر قرار گرفته اند، ارائه شده است. نتایج شامل کانتورهای فشار استاتیکی، دمای استاتیکی، سرعت و همچنین نمودار ضرایب فشار و ضریب انتقال حرارت دیواره ایرفویلها می باشد.

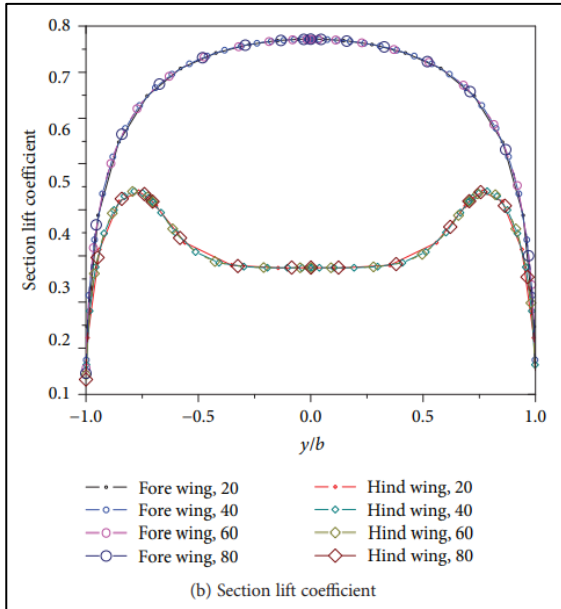


شکل ۴- نمودار بررسی استقلال نتایج از شبکه بندی

حجم کنترل به چهار قسمت تقسیم شده و به منظور دستیابی به شبکه های کوچک تر در نزدیکی لبه های دو ایرفویل، گزینه Mapped Face Meshing انتخاب شده است. نهایتاً لبه های ایجاد شده در حجم کنترل با استفاده از گزینه Edge Sizing با فعال کردن گزینه Bias و Bias Factor ۱۵۰ استفاده شده تا شبکه در نزدیکی ایرفویلها ریزتر شود و نهایتاً تعداد ۵۲۷۰۰ المان ایجاد شده است. در شکل ۵ شبکه بندی به دست آمده، قابل مشاهده است. شایان ذکر است به منظور اطمینان از استقلال حل از وسعت قلمروی محاسباتی و با توجه به هندسه نسبتاً ساده مورد مطالعه، قلمرو محاسباتی نسبت به مطالعات گذشته انجام شده جریان حول ایرفویل، به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفته شده است. بطوریکه فاصله مرز بالادست قلمرو تا لبه حمله ایرفویل ابتدایی، ۱۰ برابر طول وتر ایرفویل و فاصله مرز پایین دست قلمرو تا لبه فرار ایرفویل دوم، ۱۵ برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. فاصله مرزهای بالا و پایین قلمروی محاسباتی تا ایرفویلها نیز ۱۰ برابر طول وتر لحاظ شده است.

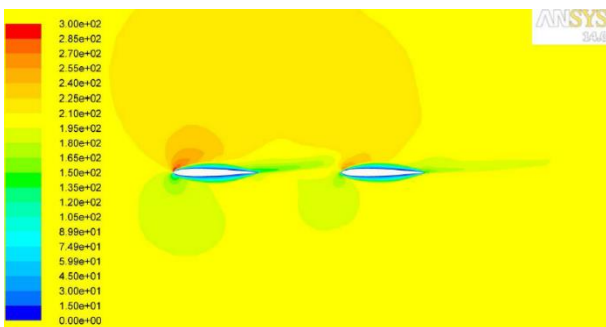


شکل ۵- شبکه بندی قلمروی محاسباتی



شکل ۷- توزیع ضریب برآ روی دو بال پشت سر هم [۱]

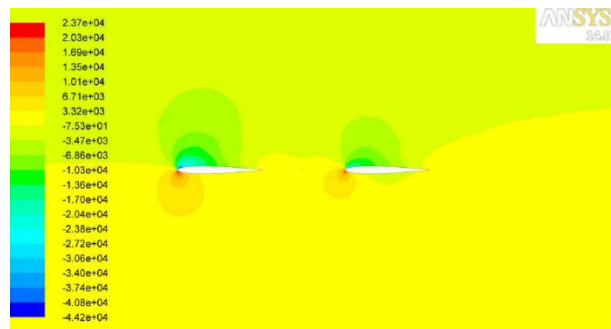
در شکل ۸ کانتور سرعت برای دو ایرفویل هم‌راستا نشان داده شده است. در این شکل نیز اثر جریان گذرنده از ایرفویل جلو بر روی ایرفویل عقب قابل مشاهده است و در سطح بالایی ایرفویل عقب سرعت کاهش یافته است که این امر نشان دهنده کاهش ناحیه کم‌فشار بالا و در نتیجه کاهش نیروی برآ می‌باشد.



شکل ۸- کانتور سرعت برای دو ایرفویل با فاصله افقی طول وتر در زاویه حمله ۵ درجه و ماخ ۰/۶

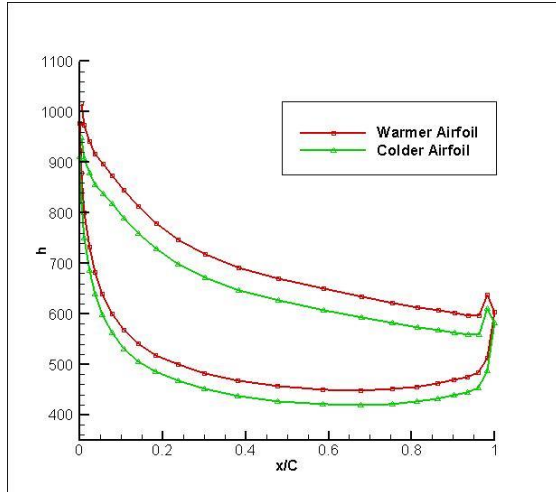
در مورد کانتور دما که در شکل ۹ به نمایش در آمده است، ذکر این نکته ضروری است که ایرفویل اول اثر قابل ملاحظه‌ای بر توزیع دمای ایرفویل دوم ندارد و با توجه به اینکه گرادیان دما بیشتر در جهت عمود بر جریان مطرح می‌باشد، یک لایه مرزی حرارتی بر روی هر دو ایرفویل شکل گرفته که در فاصله نه چندان دور از سطح ایرفویل دما با دمای جریان برابر شده و کانتور دما یکنواخت می‌شود.

در شکل ۶ کانتور فشار استاتیکی برای دو ایرفویل هم‌راستا نشان داده شده است. همانطور که در شکل مشاهده می‌شود نقطه ماکزیمم فشار در ابتدای سطح زیرین ایرفویل می‌باشد که نشان‌دهنده نقطه سکون در این ناحیه است. همچنین محدوده نقاط فشار منفی و فشار مثبت به ترتیب در بالا و پایین ایرفویل اول بیشتر و گسترده‌تر از ایرفویل دوم بوده که نشان می‌دهد نیروی برآ در ایرفویل جلو بیشتر خواهد بود. اثر جریان عبوری از ایرفویل اول بر روی توزیع فشار ایرفویل دوم به گونه‌ای است که نیروی برآی این ایرفویل را کاهش می‌دهد.



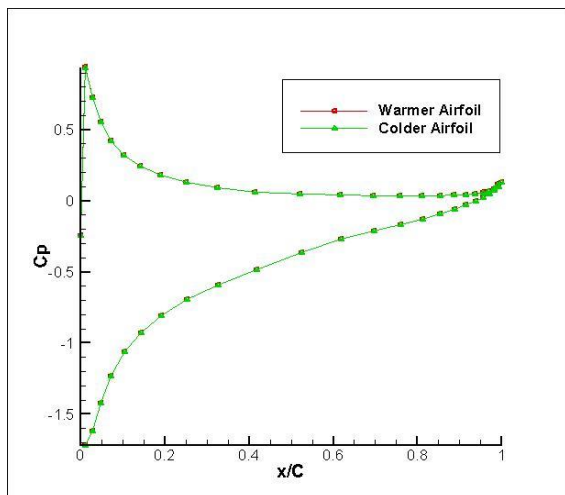
شکل ۶- کانتور فشار استاتیکی برای دو ایرفویل با فاصله افقی طول وتر در زاویه حمله ۵ درجه و ماخ ۰/۶

صحت نتیجه به دست آمده درباره چگونگی نیروی برآ حول دو ایرفویل، با استفاده از تحلیل تئوری ارائه شده در گذشته [۷] قابل تأیید می‌باشد. در تحلیل پیشگفته دلیل بیشتر بودن مقدار نیروی برآ در ایرفویل نخست نسبت به ایرفویل دوم اینگونه بیان می‌گردد که ایرفویل جلویی به دلیل پدیده upwash القایی توسط ایرفویل دوم، نیروی برآی بیشتری خواهد داشت و ایرفویل دوم نیروی برآی کمتری تولید می‌کند [۷]. همسو بودن نتایج حاصل از مطالعه چنگ و ونگ نیز در شکل ۷ قابل مشاهده است [۱].

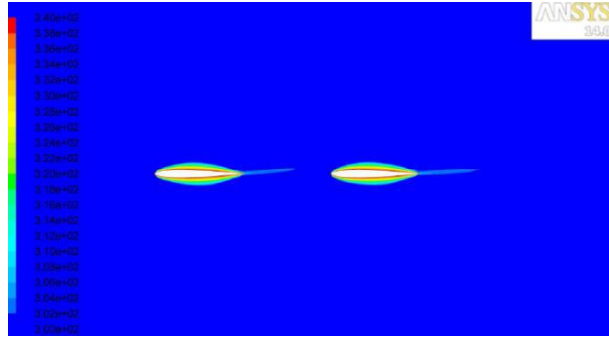


شکل ۱۱- نمودار ضریب انتقال حرارت دیواره ایرفویل دوم در دو حالت گرم‌تر و سردتر از سیال عامل (اختلاف دمای ۴۰ درجه)

نکته جالب توجهی که در مورد توزیع فشار وجود دارد این است که برای هر دو ایرفویل جلو و عقب، اختلاف دمای بین سطح ایرفویل و جریان هوا تأثیری بر ضریب فشار نداشته و منحنی توزیع فشار دو حالت کاملاً برهم منطبق می‌باشند. این مورد را می‌توان در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ مشاهده نمود. در این دو شکل تفاوت توزیع فشار ایرفویل جلو و عقب بصورت واضح‌تر قابل ملاحظه است و دلیل بیشتر بودن نیروی برآ در ایرفویل جلو نسبت به ایرفویل عقب نیز قابل توجه می‌باشد.

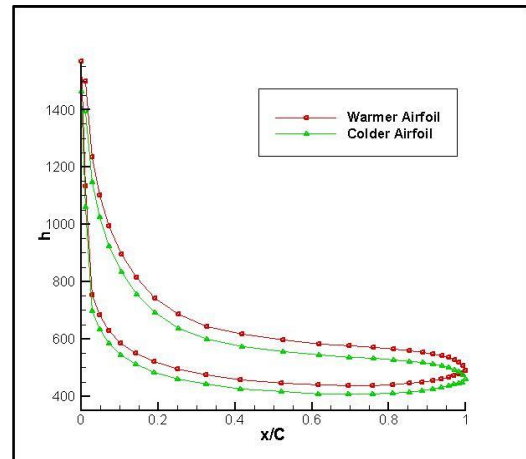


شکل ۱۲- نمودار ضریب فشار ایرفویل اول در دو حالت گرم‌تر و سردتر از سیال عامل



شکل ۹- کانتور دما برای دو ایرفویل با فاصله افقی طول وتر در زاویه حمله ۵ درجه و ماخ ۰/۶

شکل ۱۰ روند تغییر ضریب انتقال حرارت دیواره را برای ایرفویل جلو در دو حالت (ایرفویل گرم‌تر از جریان و ایرفویل سردتر از جریان) نشان می‌دهد. مشاهده می‌گردد که با افزایش فاصله از نوک ایرفویل، ضریب انتقال حرارت کاهش پیدا می‌کند و در ابتدای طول ایرفویل شیب این کاهش بسیار بالا می‌باشد. دلیل آن انحنای زیاد سطح ایرفویل در این ناحیه و تغییرات شدید سرعت و فشار در این ناحیه می‌باشد.



شکل ۱۰- نمودار ضریب انتقال حرارت دیواره ایرفویل اول در دو حالت گرم‌تر و سردتر از سیال عامل (اختلاف دمای ۴۰ درجه)

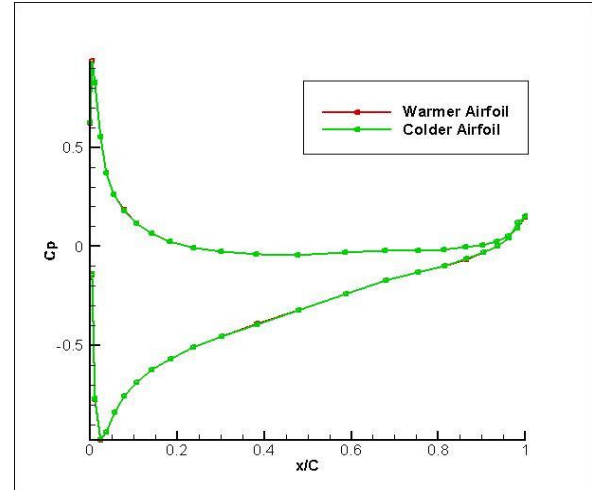
در مورد ایرفویل عقب، همان‌طور که در شکل ۱۱ قابل مشاهده است، با توجه به تأثیری که ایرفویل جلو بر توزیع فشار و سرعت آن می‌گذارد اندازه ضریب انتقال حرارت در جلوی ایرفویل مقداری کاهش می‌یابد اما با فاصله گرفتن از نوک ایرفویل از شدت تاثیر ایرفویل جلو کاسته شده و اندازه ضریب انتقال حرارت مشابه توزیع آن بر روی ایرفویل جلو می‌شود.

قرار گرفته است که نتایج حاصل به صورت زیر جمع‌بندی و ارائه می‌گردد.

- ✓ نقطه ماکزیمم فشار برای این ایرفویل‌ها در ابتدای سطح زیرین ایرفویل می‌باشد که نشان‌دهنده نقطه سکون در این مکان است.
- ✓ محدوده نقاط فشار منفی و فشار مثبت به ترتیب در بالا و پایین ایرفویل اول بیشتر و گسترده‌تر از ایرفویل دوم بوده که نشان‌دهنده نیروی برآی بالاتر در ایرفویل اول می‌باشد و اثر جریان گذرنده از ایرفویل اول بر روی توزیع فشار ایرفویل دوم به گونه‌ای است که نیروی برآی این ایرفویل را کاهش می‌دهد.
- ✓ ایرفویل جلو اثر قابل ملاحظه‌ای بر توزیع دمای ایرفویل عقب ندارد و با توجه به اینکه گرادیان دما بیشتر در جهت عمود بر جریان مطرح می‌باشد، یک لایه مرزی حرارتی بر روی هر دو ایرفویل شکل گرفته که در فاصله نه چندان دور از سطح ایرفویل دما با دمای جریان آزاد برابر شده و کانتور دما یکنواخت می‌شود.
- ✓ با افزایش فاصله از نوک ایرفویل، ضریب انتقال حرارت کاهش می‌یابد و در ابتدای طول ایرفویل شیب این کاهش بسیار بالا می‌باشد. دلیل آن انحنای زیاد سطح ایرفویل در این ناحیه و تغییرات شدید سرعت و فشار در این ناحیه است.
- ✓ دمای سطح ایرفویل‌ها بر میزان ضریب نیروی برشی روی آنها تاثیرگذار بوده ولی بر توزیع فشار وارد بر ایرفویل‌ها اثری نداشته و مقدار ضریب فشار در هر دو حالت ایرفویل گرم‌تر و سردتر برابر می‌باشد.

فهرست علائم

علائم	
C	گرمای ویژه، $\frac{j}{kg.k}$
C	طول وتر ایرفویل، m
h	ضریب انتقال حرارت هدایت، $\frac{w}{m.k}$
x	فاصله نقطه روی وتر از لبه حمله، m
c_p	ضریب فشار
ρ	چگالی، kg/m^3
μ	لزجت دینامیکی، $\frac{kg}{m.s}$



شکل ۱۳- نمودار ضریب فشار ایرفویل دوم در دو حالت گرم‌تر و سردتر از سیال عامل

مقادیر محاسبه شده توسط نرم‌افزار مربوط به ضرایب نیروی برشی در راستای جریان و نیروی فشاری در جهت عمود بر جریان به ترتیب در جداول ۲ و ۳ ارائه شده است. با توجه به مقادیر جدول ۲ مشاهده می‌شود که دمای ایرفویل بر میزان ضریب نیروی برشی روی ایرفویل‌ها تاثیرگذار بوده و اختلاف مقادیر ضرایب نیروی برشی برای ایرفویل جلو و عقب به ترتیب ۴/۴۷ و ۹/۵۹ درصد محاسبه شده است. همانطور که قبلاً ذکر شد، اختلاف دمای بین ایرفویل و جریان هوا بر توزیع فشار اثری نداشته و مقدار ضریب فشار در راستای عمود بر جریان هوا در هر دو حالت ایرفویل گرم‌تر و سردتر برابر می‌باشد.

جدول ۲- ضرایب نیروی برشی در راستای جریان

شرایط	ایرفویل جلو	ایرفویل عقب
ایرفویل گرم‌تر	۰/۰۰۷	۰/۰۰۸
ایرفویل سردتر	۰/۰۰۶۷	۰/۰۰۷۳

جدول ۳- ضرایب نیروی فشاری در راستای عمود بر جریان

شرایط	ایرفویل جلو	ایرفویل عقب
ایرفویل گرم‌تر	۰/۶۱	۰/۳۶
ایرفویل سردتر	۰/۶۱	۰/۳۶

نتیجه‌گیری

همانطور که در متن مقاله قابل ملاحظه می‌باشد، در این تحقیق اثرات انتقال حرارت، توزیع فشار و نیروی برآ روی سطوح دو ایرفویل هم‌راستا با فاصله طول وتر از یکدیگر، مورد بررسی

مراجع

- [1] H. Cheng and H. Wang, "Prediction of Lift Coefficient for Tandem Wing Configuration or Multiple-Lifting-Surface System Using Prandtl's Lifting-Line Theory", *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018.
- [2] D. F. Scharpf and T. J. Mueller, "Experimental study of a low Reynolds number tandem airfoil configuration," *Journal of Aircraft*, vol. 29, no. 2, pp. 231–236, 1992.
- [3] J. Er-El, "Effect of wing/canard interference on the loading of a delta wing", *Journal of Aircraft*, vol. 25, no. 1, 1987.
- [4] A. M. Skow, "An analysis of the Su-27 flight demonstration at the 1989 paris air show", *SAE Paper*, (901001), Apr. 1990.
- [5] K. Andersson, M. Karlsson and M. Staff, "Aerodynamic and flight dynamic real-time analysis during spin and carefree maneuvering tests of the SAAB JAS39 GRIPEN." *ICAS CONGRESS*, 2002.
- [6] M. W. Kehoe, L. J. Bjarke and E. J. Lauire, "An in-flight interaction of the X-29 canard and flight control system", *NASA Tm*, (101718), April 1990.
- [7] J. Katz and A. Plotkin, "Low-speed aerodynamics", *Cambridge University Press*, 2001.