

بررسی تاثیر فلپ هوشمند در ایرفویل نمونه هواپیمای جنگنده

میثم ایزدی^{*}، رضا خاکی^۲، سید آرش شمس طالقانی^۳ و ارسلان غجر^۴

۱- دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

۲- دانشیار، دانشگاه شهید ستاری، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

۳- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

۴- دکتری هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۲/۰۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۰۸)

چکیده

در طراحی ایرفویل‌ها، ایده‌های مختلفی در گذر زمان ارائه شده است که یکی از این ایده‌ها، ایرفویل‌های هوشمند یا ایرفویل‌هایی با قابلیت تغییر شکل بدون وجود شکاف یا شکستگی در طول پرواز می‌باشد که موجب بهبود قابل ملاحظه‌ی خواص آیرودینامیکی (افزایش برآ، کاهش پسا و ...) می‌شود. در تحقیق حاضر، بعد از معرفی مفهوم هوشمندسازی و بررسی روش‌ها و مدل‌های گوناگون نحوه انجام این کار، از تیر یک‌سرگردار با بارگذاری متغیر و با تکیه‌گاه غلتکی در انتهای آزاد، برای فرآیند هوشمندسازی با استفاده از نرم‌افزار متلب استفاده شده است. سپس، کد هوشمند ساز بر روی ایرفویل موردنظر اعمال شد. بعد از فرآیند مدل‌سازی فلپ، در هر دو حالت دوبعدی و سه‌بعدی، و در زوایای فلپ متفاوت (۰ الی ۱۰ درجه)، فرآیند شبکه‌بندی با استفاده از روش جبری H-grid در نرم‌افزار گمبیت انجام شد. جریان از نوع دائم، متلاطم، بی‌در رو، و تراکم‌ناپذیر فرض شده است و الگوریتم حل معادلات نیز فشار مینا انتخاب شده است. دلیل مطالعه سه‌بعدی در این تحقیق، ایجاد شرایط شبیه‌سازی دقیق‌تر و لحاظ نمودن اثرات سه‌بعدی می‌باشد. علاوه بر این به دلیل نحوه خاص اتصال بال به بدنه در قسمت ریشه، مدل‌سازی بال به طور جداگانه، پیچیدگی‌های زیادی را تحمیل می‌کند. همچنین مدل آشفتگی نیز $k-\epsilon$ در نظر گرفته شده است. در این تحقیق بررسی عملکرد فلپ هوشمند، در هر دو حالت نزدیک به زمین و شرایط آزاد صورت پذیرفته است. مقایسه نتایج و مشخصه‌های آیرودینامیکی بال با فلپ هوشمند و بال با فلپ معمولی در نرم‌افزار فلوئنت، نشان می‌دهد که ضریب برآ به صورت قابل ملاحظه‌ای (در حدود ۱۶ درصد) افزایش یافته است، اما تغییرات ضریب پسا بسیار ناچیز می‌باشد که در نهایت منجر به بهبود چشم‌گیر نسبت ضریب برآ به پسا (L/D) شده است. همچنین بررسی گرادیان‌های فشار و سرعت در مقاطع مختلف، نشان می‌دهند که فرآیند هوشمندسازی بسیار موفق بوده و در مقایسه با فلپ معمولی توزیع بهتری صورت پذیرفته است.

واژه‌های کلیدی: فلپ‌های انعطاف‌پذیر، بال‌های هوشمند، پوسته‌های دگردیس، بهینه‌سازی آیرودینامیکی

A study of the effects of smart flap on model airfoil of fighter

Meysam Izadi*, reza khaki, Seyyed Arash Shams Taleghani and Arsalan Ghajar

Abstract

In the design of airfoils, various ideas have been proposed over time, one of which is smart airfoils or airfoils with the ability of deforming without gaps or fractures during flight, which significantly improves the aerodynamic properties (Increase the lift, reduce the drag, etc.). In the present study, after introducing the concept of smartening and examining various methods and models of how to do this, a cantilever beam with a variable loading and a roller support at the free end has been used for the smartening process using MATLAB software. Then, the smart code is applied to the desired airfoil and after the flap modeling process, in both two-dimensional and three-dimensional modes, and at different flap angles (0 to 10 degrees), the meshing process using the H-grid method was done in Gambit software. The flow is assumed to be constant, turbulent, adiabatic and incompressible, and the equation solving algorithm is pressure-based. The reason for the three-dimensional study in this research is to create more accurate simulation conditions and to consider three-dimensional effects. In addition, due to the special position the wing is attached to the body at the root, modeling the wing separately imposes a lot of complexity. The turbulence

model is also considered k-ε. In this research, the performance of the smart flap has been investigated in both near ground and open conditions. Comparison of the results and aerodynamic characteristics of the wing with the smart flap and the wing with the normal flap in Fluent software, shows that the lift coefficient has increased significantly (about 16%), but the changes in the drag coefficient are very small. Finally, it has led to a significant improvement in the ratio of lift to drag (L/D). Also, the study of pressure and velocity gradients at different sections shows that the intelligentization process is very successful and has a better distribution compared to conventional flaps.

Key words: Flexible flaps, smart airfoils, deformed shell, aerodynamic optimization

مقدمه

در دو دهه اخیر تحقیقات و پژوهش‌های گسترده‌ای، در زمینه‌های مختلف مواد هوشمند صورت پذیرفته است [۱]. اخیراً موضوع استفاده از فناوری مورفینگ در سازه‌های هوایی به منظور افزایش کارایی، بازدهی و مزایای عملیاتی، توجه بسیاری از سازمان‌های تحقیقاتی را به خود جلب کرده است. برای مثال تغییر ریشه‌ای در پیکربندی، مثلاً هندسه‌ی بال، در طول پرواز می‌تواند کل کارایی پرواز را زمانی که ملاحظات حالت‌های کروز و بیشینه‌ی سرعت مورد توجه قرار گرفته است، بهبود ببخشد [۲]. بهینه‌سازی خواص آیرودینامیکی و مزایای کارکردی و در نتیجه صرفه‌جویی در مصرف سوخت به وسیله این فناوری قابل‌دستیابی است [۳]. در علوم مهندسی مورفینگ به سازه‌هایی گفته می‌شود که شکل خود را با توجه به شرایط تغییر می‌دهند [۴]. امروزه استفاده از این نوع سازه‌ها که به آنها سازه‌های هوشمند نیز گفته می‌شود، در صنایع هوایی، مورد توجه بسیاری قرار گرفته است. [۵]. بال‌های سنتی برای راندمان بالا در گستره‌ی کوچکی از شرایط پرواز طراحی شده‌اند، اما یک بال انعطاف‌پذیر می‌تواند خود را با سرعت‌ها و سقف‌های پروازی مختلف وفق دهد و قابلیت‌های پروازی جدیدی را ایجاد کند، همانند فرود و نوبری شهری و پرواز در محیط بسته [۶]. توسعه مدرن ساختارهای هوشمند، مواد تطبیق‌پذیر و تئوری کنترل تطبیق‌پذیر دروازه‌های جدیدی به سمت طراحی‌های هوایی و قابلیت‌های پرواز گشوده است [۷].

شکل مقطع ایرفویل، تأثیر زیادی بر روی ضرایب آیرودینامیک دارد و پیدا کردن بهترین مقطع ایرفویل می‌تواند تأثیر زیادی در طراحی بهینه وسایل پرنده داشته باشد [۸]. به طور خلاصه، بررسی سوابق پروژه بال‌های انعطاف‌پذیر نشان می‌دهد که دلایل استفاده از تکنولوژی مورفینگ عبارتند از:

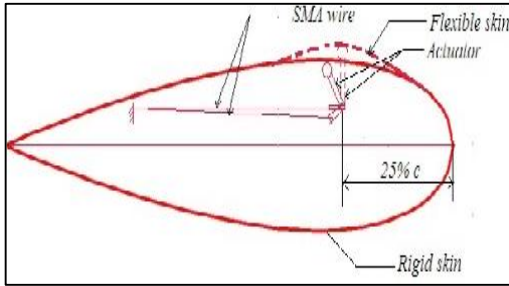
۱. بهبود کارایی هواپیما برای گسترش رژیم پروازی
۲. جابجا کردن سطوح کنترلی رایج برای کنترل پرواز جهت بهبود کارایی و پنهان کاری

۳. کاهش پسا برای افزایش محدوده پروازی [۹]

حوزه بال‌های مورفینگ و به عبارت جامع‌تر بال‌های هوشمند، به شاخه‌های گوناگون تقسیم شده است و در این زمینه طرح‌ها و ایده‌های گوناگونی مطرح شده است. مکانیزم‌های متفاوتی نیز برای بهینه‌سازی و ایجاد تغییر در سازوکار ایرفویل‌های معمولی، برای بهبود خواص آیرودینامیکی و محیط‌زیستی و کاهش هزینه‌ها ارائه شده است که عبارتند از:

- بهینه‌سازی عددی
- کاربرد دینامیک سیالات محاسباتی در طراحی بال هوشمند [۱۰]

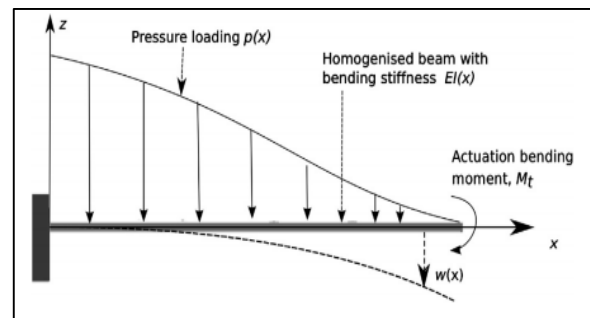
یکی از مباحث مهم این حوزه، بررسی فلیپ هوشمند و تأثیر زمین می‌باشد، زیرا مشخصات آیرودینامیکی در این شرایط بسیار حایز اهمیت بوده و ضریب برآ در کلیه زوایای حمله با حضور زمین افزایش یافته و ضریب پسای القایی نیز کاهش می‌یابد [۱۱]. در این زمینه تحقیقاتی توسط جوارشکیان و



شکل ۲- ایرفویل بهینه شده [۱۷]

در این روش، بال مجهز به سخت‌افزار مکانیزم عملگری مورفینگ با کنترلرهای متناسب می‌باشد. هدف این روش توسعه مکانیزم با استفاده از آلیاژهای حافظه‌دار^۱ برای تغییر ضخامت وتر بال می‌باشد. کارایی آیرودینامیکی بال انعطاف‌پذیر، زمانی که بال‌های معمولی مقایسه می‌شود، بسیار برجسته و قابل ملاحظه است. از توزیع فشار و سرعت واضح است که کارایی بال مورفینگ بسیار بهتر از بال‌های معمولی است [۱۸]. یکی دیگر از شاخه‌های ایرفویل‌های انعطاف‌پذیر که البته از منظر آیرودینامیکی زیاد مورد توجه و بهبود واقع نشده است و در واقع نیازی به بهبود در مشخصه‌های آیرودینامیکی این نوع احساس نمی‌شود، ایرفویل‌های بالونی هستند [۱۹]. در این ایرفویل‌ها، بر روی توانایی‌های ایجاد تغییر شکل بر روی بال‌های قابل تورم^۲ تمرکز شده است تا بتوانند حرکت چرخش را با پیچاندن بال‌ها انجام دهند. وسایلی که از بال‌های قابل تورم استفاده می‌کنند، برای انجام حرکت چرخش به ابزار و مفاهیم دیگری نیاز دارند. انگیزه اصلی برای تغییر دادن شکل ایرفویل، اثبات کارایی آن است. کارایی با افزایش برآ و کاهش پسا و یا افزایش نسبت برآ به پسا به حد بالای خود می‌رسد [۲۰]. در مقاله‌ای در این زمینه که توسط دیوید ماندی و ژاکوب [۱۷] ارائه شده است، ایرفویل تطبیق‌پذیری که بر اساس ایرفویل NACA4415 می‌باشد، مورد بررسی تجربی قرار گرفته است. با استفاده از یک عملگر پیزوالکتریک که پروفیل ایرفویل را تغییر می‌دهد، انحرافات ایرفویل با استفاده از چند ایرفویل صلب پیش بینی شده است. اینها در تونل باد و مخزن تست آبی که نمونه آن در شکل (۳) نشان داده شده است، تست می‌شوند تا تغییر در کارایی بال به خاطر تغییرات پروفیل در اعداد رینولدز پایین را تعیین کنند [۲۱].

همکارانش [۱۲] انجام گرفته است و مشخصات آیرودینامیکی یک فلپ هوشمند دوبعدی، تحت اثر زمین به وسیله شبیه‌سازی عددی ارزیابی شده است. در این روش، مدل توربولنسی K-epsilon به کار رفته است و از شبیه‌سازی یک تیر یک‌سرگردار با توزیع یکنواخت بار متغیر که در سر آزاد آن یک تکیه‌گاه غلتکی وجود دارد، به عنوان فلپ هوشمند استفاده شده است. یکی از مباحث مربوط به این حوزه نیز به‌کارگیری اسپویلرهای هوشمند در ماشین‌های مسابقه‌ای می‌باشد که مورد استقبال بسیاری از متخصصان آیرودینامیک قرار گرفته است و در بیشتر آنها تیرهای یک‌سرگردار با توزیع یکنواخت بار متغیر که در سر آزاد آن یک تکیه‌گاه غلتکی وجود دارد، به عنوان فلپ هوشمند در نظر گرفته شده است [۱۳]. در شکل (۱) مدل یک تیر یک‌سر گردار نمایش داده شده است.

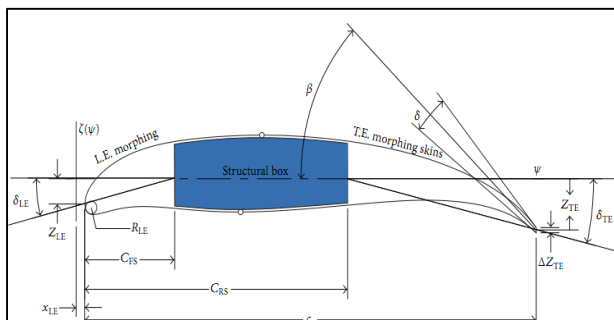


شکل ۱- مدل تیر یک‌سرگردار [۱۴]

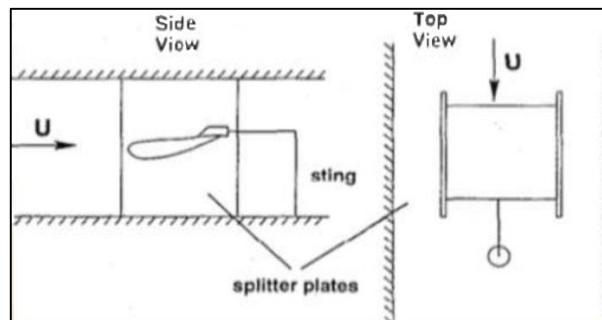
یکی دیگر از ایده‌های مربوط به فلسفه بیومیمتیک یا علم تقلید از طبیعت، در حوزه طراحی ایرفویل با فلپ هوشمند و ایرفویل‌های تطبیق‌پذیر، استفاده از ایرفویل‌های belt-rib می‌باشد که علاوه بر مزایای آیرودینامیکی که همانند همه ساختارهای هوشمند ارائه می‌شود، دارای وزن بسیار سبکی نیز می‌باشند [۱۵]. در حوزه سازه‌های انعطاف‌پذیر، مفهوم belt-rib فلسفه طراحی جدیدی را برای ساختارهای سبک ارائه می‌کند [۱۶]. در بسیاری از تحقیقات، به بررسی نحوه کارکرد سیستم‌های عملگری که وظیفه کنترل و تغییر ساختار بال و در واقع انجام قابلیت انعطاف‌پذیری بال را برعهده دارند، پرداخته شده، که یک نمونه از این سیستم‌ها در شکل (۲) نشان داده شده است.

^۲ Inflatable wing

^۱ Shape memory alloys



شکل ۴- پارامترهای هندسی تعریف شده [۲۳]



شکل ۳- تنظیم تونل باد [۲۲]

در تحقیق حاضر نیز، بعد از معرفی مفهوم هوشمندسازی و بررسی روش‌ها و مدل‌های گوناگون نحوه انجام این کار، از تیر یک سرگیردار با بارگذاری متغیر و با تکیه گاه غلتکی در انتهای آزاد برای عمل هوشمندسازی استفاده شده است. سپس، مدل‌سازی دوبعدی و همچنین مدل‌سازی سه‌بعدی فلپ به صورت هوشمند انجام شده و نتایج توسط نرم‌افزار فلوئنت استخراج شده و با نتایج بال معمولی مقایسه شده است.

روش هوشمندسازی

شکل بال اثر عمیقی بر روی نیروهای آیرودینامیکی سیال دارد که بال هوشمند می‌تواند آنها را بهینه کند. مشاهده نتایج دینامیک سیالات محاسباتی فهم بهتری از اتفاقاتی که اطراف بال با فلپ هوشمند می‌افتد، بدست می‌دهد [۲۴]. مدل پیشنهاد شده که با اثرات مواد هوشمند ترکیب شده است، اطلاعات وابسته به زمان و جزییاتی از طراحی برای نیروهای برآ و پسا، تغییرات سرعت و فشار استاتیکی حول بال را فراهم می‌کند. با استفاده از مواد هوشمند، بال‌ها می‌توانند طوری طراحی شوند که سفتی خود را با گذر زمان تغییر دهند. حرکت خمش بال توسط معادلات دیفرانسیل با ضرایب متغیر مقرر می‌شوند. یک پروفیل خمش‌پذیر از یک فلپ هوشمند با در نظر گرفتن انواع مختلف تیرها طراحی شده است. شبکه‌بندی با استفاده از نرم‌افزار گمبیت ایجاد شده است. سپس تجزیه و تحلیل دوبعدی در زوایای حمله و زوایای فلپ مختلف، با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت برای ارزیابی کارایی بال هوشمند و مقایسه عملکرد آن با بال معمولی صورت پذیرفته است. روش هوشمندسازی که در ادامه به آن پرداخته می‌شود، برای بال‌های متفاوتی اجرا شده و نتیجه‌گیری لازم و صحت‌سنجی انجام شده است، اما بال موردنظر این تحقیق ایرفویل بال هواپیمای F-5

سه ایرفویل از اعداد رینولدز 4×10^5 تا 5×10^5 در زوایای حمله مختلف آزمایش شده اند. مقایسه مقدماتی برای نشان دادن اثرات بال‌های تطبیق‌پذیر در کارایی پروازی و مشکلات پیش‌بینی جریان جدا شده در رینولدزهای پایین، با استفاده از پیش‌بینی‌های عددی انجام شده است. مقایسه نتایج آزمایش‌های تونل باد و مخزن تست آبی به دو نکته اشاره دارند: ۱- تغییرات کم در هندسه (در اینجا افزایش ۳ درصدی تا بیشترین ضخامت) می‌تواند تأثیر زیادی در کارایی آیرودینامیکی داشته باشد.

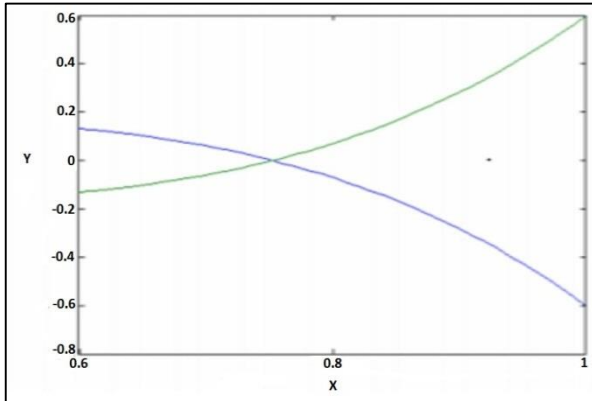
۲- مهم‌تر از همه، پیش‌بینی پارامترهای آیرودینامیکی در رینولدزهای پایین به بهترین وجه می‌باشد، با نیاز به آزمایش‌هایی که در این محدوده رینولدز، کارایی ایرفویل را بررسی می‌کنند.

در حوزه بهینه‌سازی شکل بال‌های مورفینگ نیز تحقیقات زیادی صورت گرفته است. در یکی از تحقیقات که توسط الساندرو دی‌گاسپری و سرگیو ریچی صورت پذیرفته است [۲۳]، یک روش بهینه‌سازی برای طراحی شکل هواپیماهای مورفینگ ارائه شده است. فرآیند بهینه‌سازی شامل نمایش پارامتری هندسه (شکل ۴)، مدل‌سازی چندرشته‌ای^۳ و الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک می‌باشد. در این تحقیق، برای کنترل محلی و کلی^۴ شکل‌ها، چندجمله‌ای برنشتاین بکار رفته است. همچنین جهت بهینه‌سازی نیز از الگوریتم ژنتیک استفاده شده است. در نهایت، چهار پیکربندی مختلف در خصوص نحوه فرآیند تغییر شکل سطوح، ارائه شده و نتایج مربوط به آنها مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.

^۴ Local and global

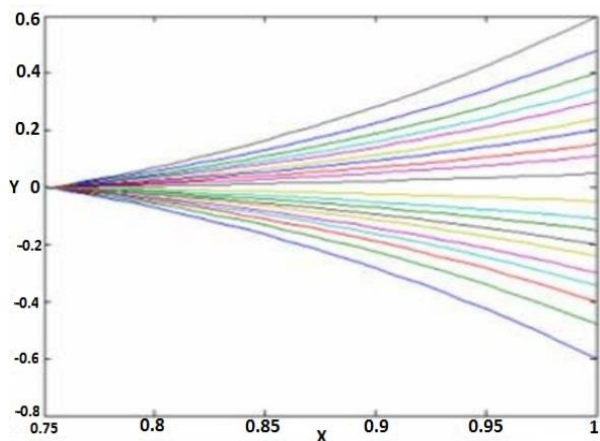
^۳ Multidisciplinary modelling

آید. این معادلات فقط برای شروع فرآیند استفاده می‌شوند و برای رسیدن به بهترین طراحی در ادامه بهبود می‌یابند. جایی که این دو منحنی یکدیگر را قطع می‌کنند (شکل ۶)، برای تعیین موقعیت نقطه‌ی مفصل یا لولا باید معلوم شود.



شکل ۶- تعیین پروفیل خمش (ضریب)

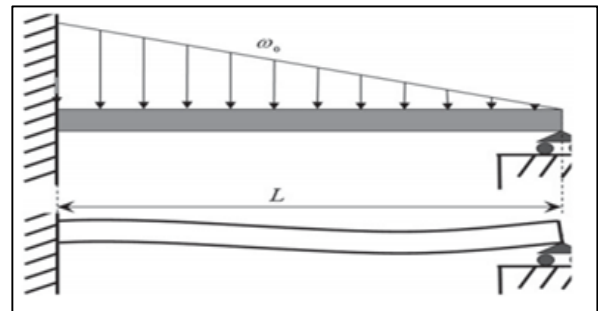
وقتی که معادله حل شد، مختصات x در $0,75$ طول وتر معین می‌شود. مرحله بعدی، یافتن ضرایب معادلات در مکان‌های خمش مختلف است. ضرایب بدست آمده عبارتند از: $0,4$ ، $0,5$ ، $0,333$ ، $0,2857$ ، $0,25$ ، $0,1666$ ، $0,125$ ، $0,0909$ و $0,04$. منحنی‌های خمش، با استفاده از ضرایب بالا در شکل (۷) نشان داده شده است.



شکل ۷- پروفیل های خمش

با معادلات و ضرایبی که وجود دارد، پروفیل خمش بدست آمده است. این پروفیل با ایرفویل F-5 ترکیب شده است، تا نمایان شود، آیا شکل خمش وضعیت منطقی دارد یا خیر. بعد از این، باید چند مساله مهم بررسی شود، از جمله انتخاب منحنی‌های مهم، تنظیم قوس‌های با طول ثابت برای همه‌ی منحنی‌ها و ...

می‌باشد که فرآیند هوشمندسازی در ادامه شرح داده شده است. توابع تیرهای ثابت با بارگذاری نقطه‌ای، تیرهای ثابت با بارگذاری متغیر، تیرهای یک‌سرگردار با بارگذاری نقطه‌ای در انتهای آزاد ایرفویل، تیرهای یک‌سرگردار با تکیه‌گاه غلتکی در انتهای آزاد ایرفویل و تیرهای یک‌سرگردار با بارگذاری متغیر با تکیه‌گاه غلتکی در انتهای آزاد ایرفویل (شکل ۵)، آنالیز شده اند [۲۵].



شکل ۵- پروفیل خمش تیر یک‌سرگردار [۲۵]

پروفیل خمش یک تیر یک‌سرگردار با بارگذاری متغیر با تکیه‌گاه غلتکی در انتهای آزاد ایرفویل، می‌تواند شبیه پروفیل یک بال هوشمند باشد. پروفیل این تیر در زیر داده شده است:

$$y = \frac{W_0}{120EIL} (-X^5 + 2L^2X^3 - L^2X) \quad (1)$$

معادله‌ی خمش بالا می‌تواند با اصلاحات کمی مختصات ایرفویل با فلپ هوشمند را ارائه کند. از آنجایی که یک معادله‌ی پارامتری نیاز می‌باشد، که به ما پروفیل مشابه را خواهد داد، همه نیروها و مقادیر ثابت در معادله‌ی (۱) نادیده گرفته می‌شود. معادله‌ی اصلاح شده در قالب معادلات (۲) و (۳) ارائه شده است:

$$Y_{landing} = -(-X^5 - 1.2X^3 + X)/2 \quad (2)$$

$$Y_{takeoff} = (-X^5 - 1.2X^3 + X)/2 \quad (3)$$

ضرایب معادلات بالا توسط فرآیند تکرار، تعیین می‌شوند. هر پروفیلی با استفاده از نرم‌افزار متلب رسم می‌شود و همچنان مقدار ضرایب افزایش و کاهش می‌یابد تا پروفیل مطلوب بدست

شکل ۸- منحنی‌های با طول وتر برابر

کار بعدی یافتن معادله‌ی منحنی‌های سطح بالا و پایین ایرفویل است. لذا خانواده‌ی معادلات با نقطه‌ی $p(0.75,0)$ به عنوان مبدا در نظر گرفته می‌شود. با استفاده از روش میان‌یابی، مختصات نقاط بهینه در راستای y ، برابر با $y=0.038$ و $y=-0.024$ بدست می‌آید. معادله‌ی منحنی سطح مکش ایرفویل باید به صورت زیر باشد:

$$y = 0.038 + (\text{equation}(2) \times \text{coefficient}) \quad (۶)$$

و معادله‌ی منحنی سطح فشاری به صورت زیر می‌باشد:

$$y = -0.024 + (\text{equation}(2) \times \text{coefficient}) \quad (۷)$$

برای فرمول بندی منحنی‌ها، زمانی که فلپ به سمت پایین خم شود، معادله‌ی (۳) می‌تواند به جای معادله‌ی (۲) در معادله‌ی (۶) و (۷) استفاده شود. ضرایب می‌توانند با استفاده از نتایج طول قوس ثابت نرم‌افزار متلب محاسبه شوند. به همین صورت، ضرایب برای همه‌ی چهار منحنی بدست می‌آید. در نهایت، مختصات منحنی خمش با استفاده از نرم‌افزار متلب رسم می‌شوند و فایل‌های داده ایجاد می‌شوند و در قسمت‌های جداگانه برای ادامه فرآیند ذخیره می‌شوند.

بعد از ایجاد فایل‌های داده، آنها را در محیط نرم‌افزار گمبیت^۵ وارد کرده و ایرفویل‌های دوبعدی ایجاد شده است. دامنه‌ی جریان تعریف شده است. با استفاده از ابزارهای مختلف نرم‌افزار گمبیت، شبکه‌بندی با موفقیت انجام شده است. شرایط مرزی نیز تعریف شده است. سپس مدل به نرم‌افزار فلونت فرستاده می‌شود.

تجزیه و تحلیل دوبعدی

همان‌طور که در ابتدای این مقاله بیان شد، شکل مقطع ایرفویل در پرواز نزدیک سطح تأثیر زیادی بر روی ضرایب آیرودینامیکی دارد و پیدا کردن بهترین مقطع ایرفویل نیز می‌تواند تأثیر زیادی در طراحی بهینه وسایل پرنده داشته باشد. از این رو در این بخش از تحقیق حاضر، به بررسی وضعیت

اکنون که چندین معادله برای آنالیز خمش ایرفویل وجود دارد، انتخاب بهترین‌ها سخت است. منحنی‌های نشان داده شده در شکل (۷) به صورت نظری برای آنالیز انتخاب شده اند که در آن مشاهده می‌شود که منحنی‌ها دارای طول قوس متفاوتی می‌باشند. از آنجایی که معادله‌ی خمش از معادله‌ی چندجمله‌ای از مرتبه پنجم می‌باشد، یافتن مختصات در جایی که طول قوس ثابت است، توسط روش‌های عددی تعیین می‌شود.

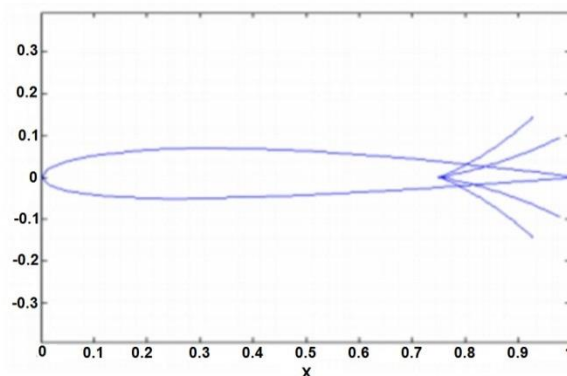
طول قوس، فاصله‌ی بین نقطه‌ی مفصل (لولا) و نقطه‌ی انتهایی در $Y=0$ می‌باشد، که برابر با 0.25 است. این مقدار باید برای همه‌ی منحنی‌ها ثابت باشد. مختصات y در $x=1$ به 26 قسمت مساوی تقسیم شده است. از آنجایی که طول کمان 0.25 است، $dx=0.001$ می‌باشد. وقتی که مقدار N تعیین شده باشد، مجهولات به سادگی می‌توانند محاسبه شوند. یک کد در نرم‌افزار متلب، جهت یافتن مختصات در جایی که طول قوس ثابت است، نوشته شده است. N شماره‌ی تفاضل‌هاست، بنابراین وقتی در dy ضرب شود، طول قوس ثابت برای منحنی موردنظر را می‌دهد. مقدار N با استفاده از معادلات (۴) و (۵) بدست می‌آید. سپس مختصات نقاط (X_e, Y_e) در طول قوس ثابت بدست می‌آید.

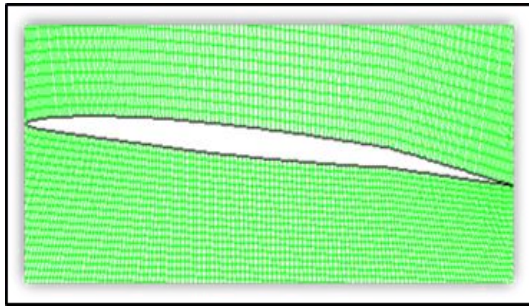
$$N * \sqrt{(dx^2 + dy^2)} = 0.25 \quad (۴)$$

بنابراین :

$$N = (0.25) / \sqrt{(dx^2 + dy^2)} \quad (۵)$$

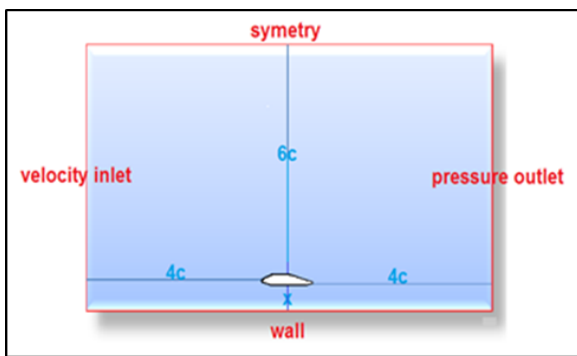
نتایج در شکل (۸) برای همه‌ی چهار منحنی نشان داده شده است.





شکل ۱۰- شبکه جبری H-grid مورد استفاده در شبیه‌سازی

تعیین شرط مرزی مناسب، نقشی بسیار مهمی را در درستی یک حل عددی ایفا می‌کند. در این بخش به تبیین شرایط مرزی اعمال شده روی میدان حل پرداخته شده است. با توجه به شکل (۱۱) برای ورودی شرط سرعت^۶ و برای سطح بالایی شرط مرزی تقارن^۷ مفروض شده است. سطح پایینی نیز که زمین در نظر گرفته شده، شرط مرزی صلب^۸ تعیین شده است. فشارهای خروجی و کارکرد^۹ برابر فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است. در ضمن شرط عدم لغزش نیز بر روی سطوح ایرفویل و دیواره پایینی رعایت شده که این به معنی صفر بودن سرعت روی این دو قسمت می‌باشد.



شکل ۱۱- میدان حل عددی جریان

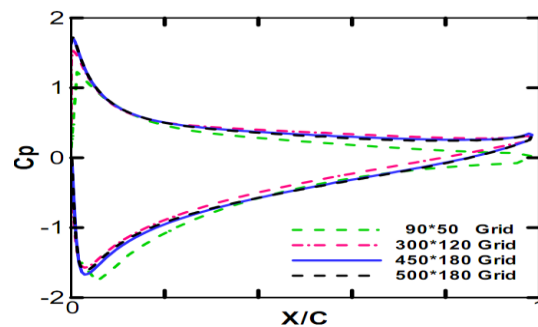
در این شبیه‌سازی جریان دائم، مغشوش، بی دررو و تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است. در حل عددی، ضرایب زیر تخفیف^{۱۰} نیز با توجه به شرایط مسئله تعیین شده‌اند. جدول (۱) شرایط کلی شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.

^۶ Operating Pressure

^{۱۰} Under Relaxation Factors

نیروهای آیرودینامیکی ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در نزدیکی سطح زمین و مقایسه عملکرد این دو نوع ایرفویل پرداخته شده است.

برای اینکه بازده وسایل پرنده افزایش یابد و از نظر اقتصادی بهینه باشد، لازم است که نسبت برآ به پسا بیشینه باشد که این امر مزایای زیادی را به دنبال دارد که از جمله مهمترین آنها می‌توان به بهینه‌سازی مصرف سوخت (از طریق کاهش توان مورد نیاز برای پیشراننده وسیله پرنده) و کاهش سروصدا و کاهش لرزش وسیله پرنده و... اشاره کرد [۲۶]. در این قسمت، رفتار آیرودینامیکی ایرفویل با فلپ هوشمند و فلپ معمولی در نزدیکی سطح در شرایط گوناگون از جمله تغییر زاویه حمله، زاویه فلپ و میزان فاصله از زمین بررسی شده است. شکل (۱۲) میدان جریان پیرامون ایرفویل را در نزدیکی سطح نمایش می‌دهد. با توجه به شکل (۱۲)، میدان محاسباتی قابل مشاهده بوده و از میان چندین حالت، این حالت طبق مقاله مرجع [۱۲] انتخاب شده است. به منظور بررسی استقلال از شبکه، به ازای تعداد سلول‌های مختلف حول ایرفویل NACA0015، شبیه‌سازی انجام شده که اثر آن بر توزیع فشار در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل ۹- توزیع فشار در زاویه حمله ۱۰ درجه به ازای سلول‌های مختلف

در نهایت شبکه با تعداد ۴۵۰*۱۸۰، به عنوان یک شبکه مناسب تعیین شده و در حل عددی مورد استفاده قرار گرفت. همچنین شبکه‌ای که در اینجا مورد استفاده قرار گرفته است، شبکه جبری H-grid می‌باشد که در شکل (۱۰) نشان داده شده است.

^۶ Velocity inlet

^۷ Symmetry

^۸ Wall

خوبی را با ضرایب برآی مقاله مرجع نشان می‌دهد و اختلاف ۰,۴ درصدی با مقاله مرجع را نشان می‌دهد. همچنین در مورد ضریب پسا نیز سازگاری مطلوبی (حدود ۰,۳ درصد) مشاهده می‌شود. با توجه به موارد بیان شده می‌توان به درستی شبیه‌سازی عددی در این تحقیق اطمینان نمود.

جدول ۲- مقایسه ضرایب برآ و پسا برای ایرفویل NACA0009 در زاویه حمله ۵ درجه و در فاصله ۰,۰۵

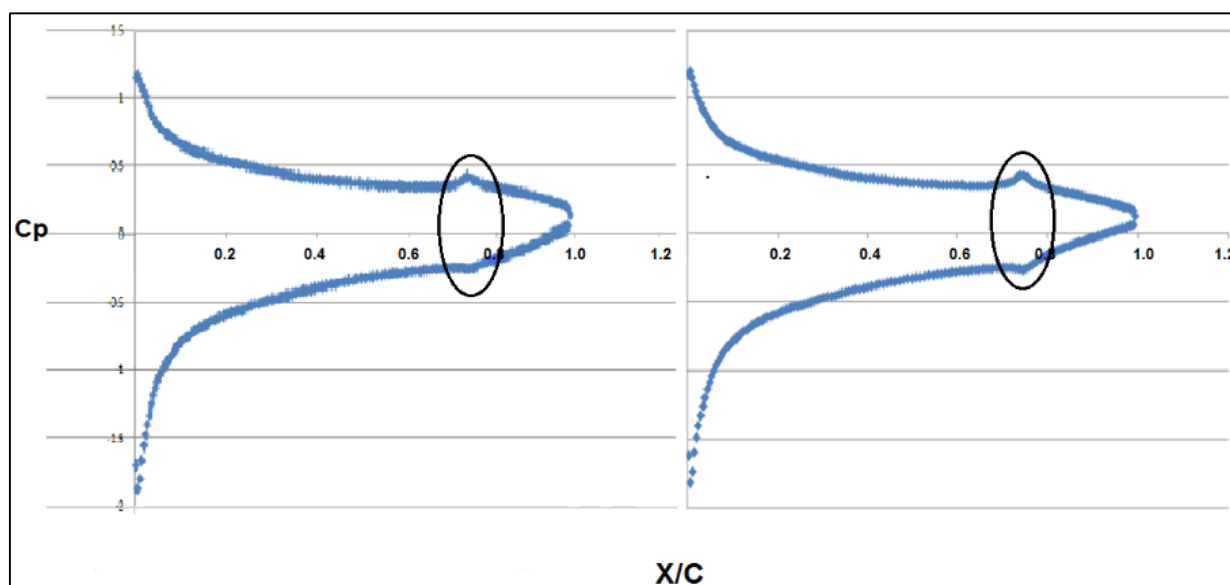
ضریب	منبع	زاویه فلپ=۱۰	زاویه فلپ=۵
ضریب برآ	مقاله مرجع	۰,۷۲۸۰	۰,۸۸۰۰
ضریب برآ	تحقیق حاضر	۰,۷۲۵۰	۰,۸۸۴۰
ضریب پسا	مقاله مرجع	۰,۰۳۱۱	۰,۰۳۶۳
ضریب پسا	تحقیق حاضر	۰,۰۳۱۰	۰,۰۳۶۸

در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) نمودارهای توزیع ضرایب فشار برای ایرفویل معمولی و هوشمند F-5 با زاویه فلپ ۵ و در زاویه حمله ۵ درجه و با فاصله ۰,۳ و ۰,۷ متر از زمین نشان داده شده است.

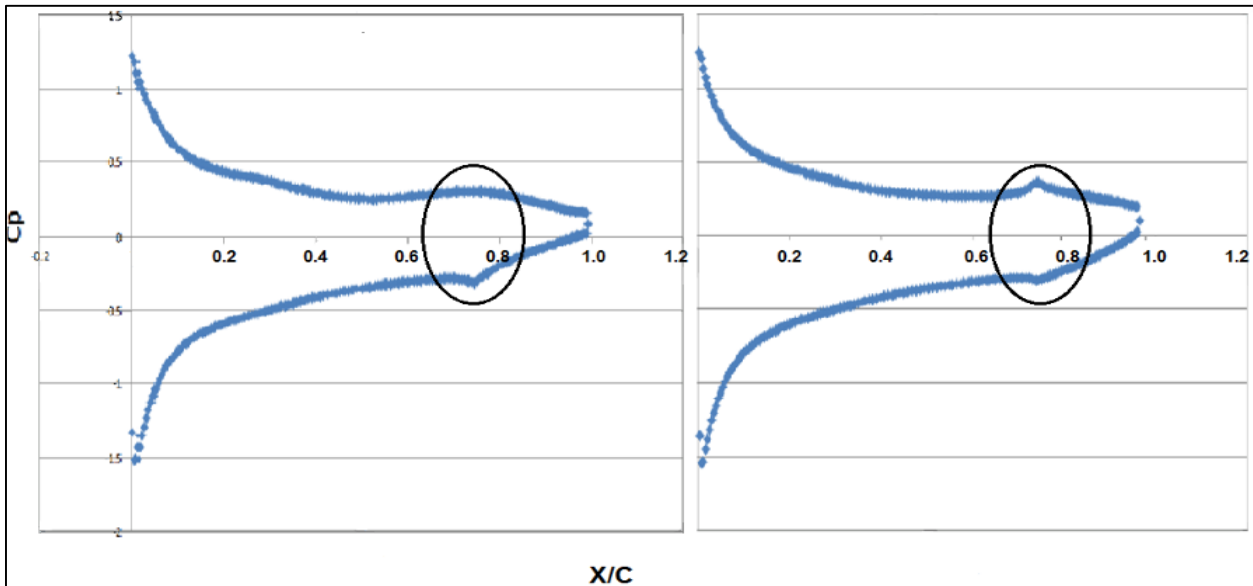
جدول ۱- شرایط شبیه‌سازی

ابعاد جریان	دوبعدی
جریان	مغشوش
شدت آشفتگی جریان آزاد	0.8
فشار کارکرد	۱ اتمسفر
عدد رینولدز	2.4×10^5
دقت	double precision
حلگر	سیمپل
مدل اغتشاشی	Standard K-ε

در این تحقیق، از مرجع [۱۲]، برای اعتبارسنجی استفاده شده است. در این تحقیق ایرفویل متقارن NACA0009 به صورت عددی در نزدیکی سطح مطالعه شده است و توزیع فشار بر روی سطح ایرفویل، ضریب برآ، ضریب پسا و توزیع سرعت در اطراف ایرفویل در زوایای حمله مختلف و فواصل مختلف از زمین به دست آمده است. ضرایب برآ و پسا به دست آمده در زوایای حمله مختلف و در فاصله ۰,۰۵ متر از زمین، با داده‌های موجود در مقاله مرجع مربوطه در جدول (۲) مقایسه گردیده است. مشاهده می‌شود که ضرایب برآی استخراج شده، سازگاری



شکل ۱۲- توزیع ضرایب فشار برای ایرفویل با فلپ‌های هوشمند (سمت چپ) و معمولی (سمت راست) F-5 با زاویه فلپ ۵ و در زاویه حمله ۵ درجه و فاصله ۰,۳



شکل ۱۳- توزیع ضرایب فشار برای ایرفویل با فلپ هوشمند (سمت چپ) و فلپ معمولی (سمت راست) F-5 با زاویه فلپ ۵ و در زاویه حمله ۵ درجه و فاصله ۰,۷

جدول ۴- ضرایب پسا برای ایرفویل‌های با فلپ هوشمند و

معمولی در زاویه حمله ۵ درجه و زاویه فلپ ۵ درجه

درصد بهبود	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	ارتفاع از سطح زمین (متر)
۰,۱۵	۰,۰۶۲۹	۰,۰۶۲۸	۰,۳
۰,۳۰	۰,۰۶۴۳	۰,۰۶۴۱	۰,۷

جدول ۵- نسبت برآ به پسای ایرفویل‌های با فلپ هوشمند و

معمولی در زاویه حمله ۵ درجه و زاویه فلپ ۵ درجه

درصد بهبود	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	ارتفاع از سطح زمین (متر)
۲,۱۰	۱۳,۲۹	۱۳,۵۸	۰,۳
۲,۲۳	۱۲,۱۴	۱۲,۴۱	۰,۷

همان‌طور که در جداول (۳)، (۴) و (۵) نمایش داده شده است، ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل‌های هوشمند بهینه شده و نسبت‌های ضرایب برآ به پسا نیز افزایش داشته است. هم‌چنین در اینجا می‌توان به وضوح مشاهده کرد که هر چقدر فاصله ایرفویل نسبت به زمین افزایش می‌یابد، ضرایب برآ کاهش می‌یابد و بالعکس ضرایب پسا افزایش می‌یابد که به دنبال آن نسبت برآ به پسا نیز کاهش می‌یابد. این مفهوم دلیلی می‌باشد برای پرواز نزدیک به سطح پرندگان، زیرا با این روش پرندگان می‌توانند مدت زمان طولانی‌تر و با سرعت بیشتری را پرواز کنند و به صورت طبیعی با بهینه کردن ضرایب آیرودینامیکی

همان‌طور که در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) قابل مشاهده است، توزیع فشار در ایرفویل با فلپ هوشمند هموارتر از ایرفویل معمولی می‌باشد. در ناحیه دارای فلپ، اختلاف توزیع فشار بین سطح بالا و پایین فلپ هوشمند، بیشتر از فلپ معمولی می‌باشد که همین پدیده باعث افزایش نیروی برآ می‌شود که یکی از خواسته‌های اصلی آیرودینامیک می‌باشد. دلیل این پدیده این است که در ایرفویل‌هایی با فلپ معمولی یک شکاف وجود دارد و یا به عبارت دیگر ایرفویل و فلپ دو قسمت جدا از هم می‌باشند، اما در ایرفویل‌هایی با فلپ هوشمند این دو قسمت (ایرفویل و فلپ) یک تکه می‌باشند و لولا و شکافی در اینجا وجود ندارد. با مقایسه مشخصه‌های آیرودینامیکی دیگر از جمله ضریب برآ و پسا نیز می‌توان مشاهده کرد که در ایرفویل با فلپ هوشمند وضعیت ضرایب برآ و پسا نسبت به ایرفویل معمولی بهبود یافته است، یعنی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل با فلپ هوشمند بهتر از ایرفویل با فلپ معمولی می‌باشد.

جدول ۳- ضرایب برآ برای ایرفویل‌های با فلپ هوشمند و

معمولی در زاویه حمله ۵ درجه و زاویه فلپ ۵ درجه

درصد بهبود	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	ارتفاع از سطح زمین (متر)
۲,۰۷	۰,۸۳۶	۰,۸۵۳	۰,۳
۱,۹۰	۰,۷۸۱	۰,۷۹۶	۰,۷

دو نوع بال استخراج شده و نتایج با هم مقایسه شده‌اند. با توجه به اینکه دیواره‌ها به اندازه کافی دورتر از ایرفویل در نظر گرفته شده است، شرایط مرزی اعمال شده برای تمام قسمت‌ها، شرط *pressure-far-field* منظور شده است.

جدول ۶- شرایط شبیه‌سازی

ابعاد جریان	دو بعدی
جریان	مغشوش
شدت آشفتگی جریان آزاد	0.8
فشار کارکرد	۱ اتمسفر
عدد رینولدز	2.4×10^5
سرعت	۲۰۸ متر بر ثانیه
دقت	double precision
حلگر	سیمپل
مدل اغتشاشی	Standard K-ε

رفتار جریان هوا به ازای زوایای حمله مختلف و زوایای فلپ متفاوت روی ایرفویل با فلپ هوشمند و فلپ معمولی بررسی شده است. ضرایب آیرودینامیکی برای هر دو نوع ایرفویل، با فلپ ۵ درجه و در زاویه حمله صفر درجه، بهبود یافته است.

جدول ۷- ضرایب آیرودینامیک دو ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۰ و با زاویه فلپ ۵ درجه

نسبت برآ به پسا	ضریب پسا	ضریب برآ	نوع ایرفویل
۲۴٫۶۳	۰٫۰۱۶	۰٫۳۹	ایرفویل با فلپ هوشمند
۲۰٫۷۰	۰٫۰۱۶	۰٫۳۳	ایرفویل معمولی

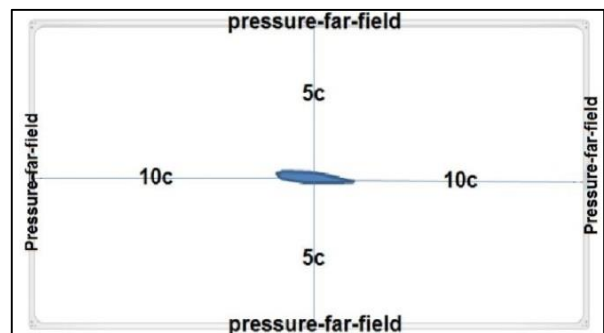
ضرایب آیرودینامیکی نیز در ایرفویل با فلپ هوشمند نسبت به ایرفویل معمولی بهینه شده‌اند. در جداول (۷) و (۸) میزان ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل با فلپ هوشمند و فلپ معمولی آورده شده است.

جدول ۸- ضرایب آیرودینامیکی برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۰ و فلپ ۱۰ درجه

نسبت برآ به پسا	ضریب پسا	ضریب برآ	نوع ایرفویل
۲۶٫۷۰	۰٫۰۳۰	۰٫۸۰	ایرفویل با فلپ هوشمند
۲۲٫۴۰	۰٫۰۲۹	۰٫۶۵	ایرفویل معمولی

و صرفه‌جویی در انرژی، مدت زمان بیشتری را به پرواز ادامه می‌دهند. این مورد نیز گونه‌ای از الهام‌گیری از طبیعت یا بهره‌گیری از علم بیومیمتیک می‌باشد. افزایش برآی حاصل از نزدیکی ایرفویل به زمین، معلول حبس شدن و فشردگی هوا بین سطح پایینی بال و زمین می‌باشد و هرچه فاصله نسبت به زمین کمتر شود، این پدیده ملموس‌تر و مؤثرتر می‌شود [۲۷]. در این حالت چیزی شبیه به یک بالشتک هوا در قسمت زیرین بال پدید می‌آید. علاوه بر این با نزدیک شدن ایرفویل به زمین، گردابه‌های نوک ایرفویل ضعیف می‌شود و سرعت فروزش^{۱۱} بر روی ایرفویل کاهش می‌یابد و این امر موجب افزایش زاویه حمله مؤثر می‌شود. دلیل کم شدن ضرایب پسا نیز اثر گردابه‌های نوک بال و پسای القایی می‌باشد که به صورت کلی پسای کل را نیز کاهش می‌دهد.

با توجه به شکل (۱۴)، میدان محاسباتی به ازای طول ۱۰ برابر وتر و عرض ۵ برابر وتر انتخاب شده است. شبکه با ابعاد ۹۰*۶۰ سلول، ۸۰*۱۵۰ سلول، ۱۶۰*۴۰ سلول جهت بررسی‌های عددی استفاده شد، تا در نهایت میدان جریان با ابعاد شبکه ۱۶۰*۴۰ سلول به عنوان یک میدان حل عددی مناسب و با توجه به مقایسه نمودار توزیع فشار تعیین شده است.



شکل ۱۴- میدان حل عددی

در این شبیه‌سازی جریان از نوع دائم، متلاطم، بی‌دررو و تراکم‌ناپذیر می‌باشد. در حل عددی فاکتورهای مادون‌رهای مربوط به مؤلفه‌های سرعت در جهت X و Y و ضرایب زیر تخفیف مربوط به انرژی آشفتگی و نرخ اتلاف آن بسته به شرایط شبیه‌سازی تعیین شده است. در جدول (۶) شرایط کلی شبیه‌سازی آورده شده است. مقادیر فشار و برآ و پسا برای این

^{۱۱} Downwash

همچنین در جداول (۹)، (۱۰) و (۱۱)، ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۰، ۵ و ۱۰ درجه و زاویه فلپ ۵ و ۱۰ درجه نمایش داده شده است. همان طور که از این جداول می توان دریافت، در ایرفویل با فلپ هوشمند، ضریب برآ نسبت به ایرفویل معمولی بسیار بهبود یافته و تغییرات ضریب پسا بسیار کم و در حالت منفی می باشد، لذا در مجموع نسبت ضریب برآ به پسا تغییرات مثبت خوبی را نشان می دهد. همانطور که در جداول نشان داده شده است، ضریب برآ در حالت فلپ ۵ درجه و زاویه حمله صفر درجه، حدود ۱۸ درصد بهبود یافته است که عدد قابل توجهی می باشد.

جدول ۹- ضرایب برآ، برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه فلپ ۵ درجه و زوایای حمله مختلف

زاویه حمله	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	درصد بهبود
۰	۰,۳۳	۰,۳۹	۱۸,۰
۵	۰,۸۶	۰,۸۹	۳,۹
۱۰	۱,۱۰	۱,۱۷	۶,۳

جدول ۱۰- ضرایب پسا، برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه فلپ ۵ درجه و زوایای حمله مختلف

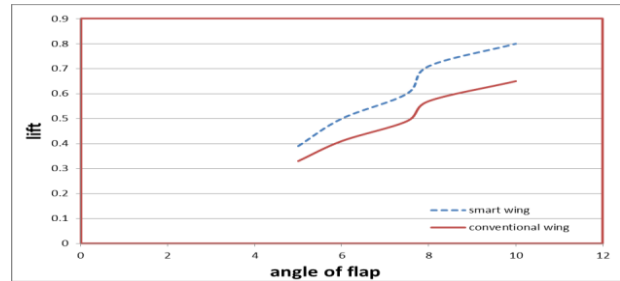
زاویه حمله	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	درصد بهبود
۰	۰,۰۱۶	۰,۰۱۶	۰
۵	۰,۰۶۰	۰,۰۶۱	-۱
۱۰	۰,۱۵۰	۰,۱۵۵	-۳

جدول ۱۱- نسبت برآ به پسا، برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه فلپ ۵ درجه و زوایای حمله مختلف

زاویه حمله	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	درصد بهبود
۰	۲۰,۶۲	۲۴,۴۰	۱۸,۰
۵	۱۴,۳۳	۱۴,۵۹	۱,۷۵
۱۰	۷,۳۳	۷,۵۵	۳,۰۰

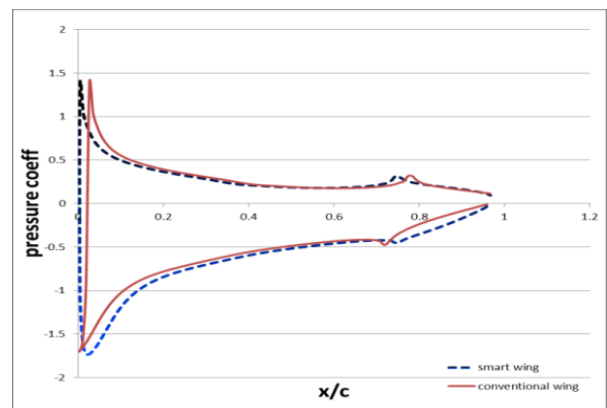
در جداول (۱۲)، (۱۳) و (۱۴) نیز، ضرایب برآ، پسا و نسبت ضرایب برآ به پسا برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زوایای حمله مختلف به نمایش درآمده است.

همچنین شکل (۱۵) نمودار ضریب برآی ایرفویل های معمولی و هوشمند، در زاویه حمله صفر و زوایای فلپ مختلف را نشان می دهد. همان طور که از نمودار مشخص است، میزان ضریب برآ در ایرفویل با فلپ هوشمند نسبت به ایرفویل معمولی بیشتر می باشد.



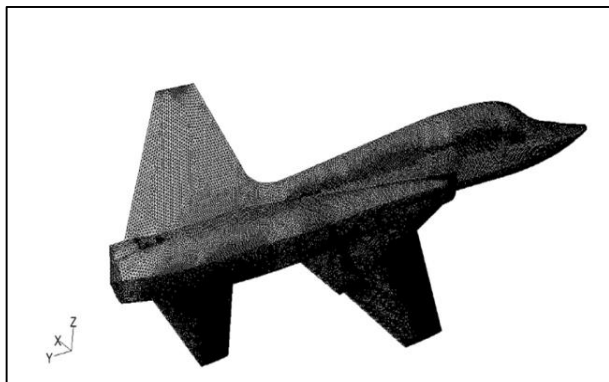
شکل ۱۵- نمودار ضرایب برآ در ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۰ و زاویه فلپ مختلف

همچنین جریان بر روی ایرفویل های هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۵ درجه و زوایای فلپ ۵ و ۱۰ درجه نیز بررسی شده است که نتایج همان طور که انتظار می رفت، گواهی بر برتری عملکرد ایرفویل با فلپ هوشمند بر ایرفویل معمولی می دهد. در شکل (۱۶)، توزیع فشار اطراف ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی را نشان می دهد. در این شکل مشاهده می شود که نمودار توزیع فشار در اطراف ایرفویل با فلپ هوشمند هموارتر از ایرفویل معمولی می باشد. قسمت نوک تیز که در ایرفویل معمولی بسیار برجسته می باشد، در محل نصب فلپ می باشد و دلیل این ناهموازی نیز جدا بودن فلپ از ایرفویل می باشد، در حالی که در ایرفویل با فلپ هوشمند، فلپ و ایرفویل یک تکه می باشند.



شکل ۱۶- نمودار توزیع ضریب فشار بر روی ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۵ و زاویه فلپ ۵ درجه

نرم افزار دینامیک سیالات محاسباتی فلونت در دستور کار قرار گرفته است. هم چنین مدل سازی فیزیکی محدوده حل، با بکارگیری نقشه‌ی موجود سطوح خارجی هواپیما در نرم افزار گمبیت انجام شده است.



شکل ۱۷- شماتیک کلی پس از ورود به نرم افزار مدل سازی

شکل (۱۷) شماتیک کلی سطوح خارجی هواپیما پس از مدل سازی را نشان می دهد. پس از ورود به نرم افزار گمبیت، با بررسی سطوح مختلف و در صورت لزوم اصلاح آن ها، حجم کلی مدل تولید شده است. هم چنین برای مدل سازی سطوح کنترلی و تهیه مدل های با زاویه فلپ، پس از مشخص کردن مکان قرارگیری این سطوح حجم آن ها مدل سازی شده و سپس از مدل کلی کسر گردیده است تا پس از تغییر زاویه فلپ به حجم اصلی افزوده شود. بطور کلی، به ازای اضافه کردن هر یک از سطوح کنترلی و برای هر تغییر زاویه در نظر گرفته شده روی آن یک مدل جداگانه ساخته شده است. پس از تهیه مدل های فیزیکی، فضای محاسباتی با بکارگیری فضای فیزیکی و تولید شبکه، مدنظر قرار گرفته است. با توجه به شرایط گوناگون پروازی و تجزیه و تحلیل مورد نیاز، پارامترهای زیادی در دستیابی به یک شبکه بندی مناسب و بهینه تأثیرگذار می باشند. در برخی از شرایط، در قسمت هایی از مدل ها، سیال مورد بررسی با تغییرات شدید خواص و گرادیان های بزرگ دمایی، فشاری و ... روبرو می گردد. به همین دلایل در این قسمت ها می بایست تراکم شبکه نسبت به سایر مناطق و قسمت ها افزایش یافته و شبکه های ریزتری تولید شود. به همین منظور و برای وصول یک شبکه بندی بهینه که موارد مورد بحث بالا در آن رعایت شده باشد، ابتدا تولید شبکه در لبه های ریز و مشکل ساز انجام شده است. سپس المان بندی در روی سطوح انجام شده است. با توجه به پیچیدگی سطوح

جدول ۱۲- ضرایب برآ، برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زوایای حمله مختلف

زاویه حمله	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	درصد بهبود
۰	۰,۶۵۰	۰,۸۰۰	۲۳,۰۰
۵	۱,۰۵۰	۱,۱۱۰	۵,۷۱
۱۰	۱,۱۰۰	۱,۱۶۰	۵,۴۵

جدول ۱۳- ضرایب پسا، برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زوایای حمله مختلف

زاویه حمله	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	درصد بهبود
۰	۰,۰۲۹	۰,۰۳۰	-۳,۴۴
۵	۰,۰۹۰	۰,۰۹۳	-۳,۳۳
۱۰	۰,۱۸۰	۰,۱۸۶	-۳,۳۳

جدول ۱۴- نسبت برآ به پسا، برای ایرفویل با فلپ هوشمند و معمولی در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زوایای حمله مختلف

زاویه حمله	فلپ معمولی	فلپ هوشمند	درصد بهبود
۰	۲۲,۴۰	۲۶,۷۰	۱۹,۱۹
۵	۱۱,۶۲	۱۱,۹۳	۲,۶۶
۱۰	۶,۱۱	۶,۲۳	۱,۹۷

خروجی های جداول و نیز همه داده های بدست آمده، عملکرد بهتر ایرفویل با فلپ هوشمند را تایید می کنند. با تحلیل داده های جداول و شکل ها، در جهت بررسی تأثیر تغییرات زاویه فلپ بر عملکرد ایرفویل هوشمند و مقایسه آنها با نتایج ایرفویل معمولی، می توان دریافت که با افزایش بسیار زیاد زاویه فلپ، ضرایب آیرودینامیکی با شیب بسیار ملایم تغییر می کند. اما مشهود است که عملکرد ایرفویل با فلپ هوشمند در زاویه فلپ ۵ درجه بهتر از زاویه فلپ ۱۰ درجه می باشد.

تجزیه و تحلیل سه بعدی

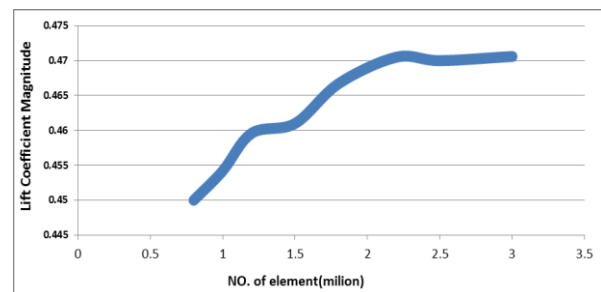
به منظور رسیدن به نتایج حل های عددی، جهت تعیین مشخصات آیرودینامیکی بال، نیمه ی متقارن هواپیمای مورد نظر شبیه سازی شده است، زیرا در صورتی که فقط قسمت بال به صورت سه بعدی مدل سازی شود، اثرات دیگر اجزای ساختار هواپیما نادیده گرفته می شود و با مدل سازی نیمه متقارن این نقص نیز رفع می شود. برای اجرای حل های عددی استفاده از

شبهه‌سازی تعیین شده است. الگوریتم حل معادلات سیمپل بوده و به منظور مدل‌سازی آشفتگی از مدل آشفتگی $k-\epsilon$ استفاده شده است. برای هر دو نوع بال هوشمند و معمولی، شرایط جدول (۱۵) در نظر گرفته شده است.

ابعاد جریان	سه بعدی
جریان	مغشوش
شدت آشفتگی جریان آزاد	۰٫۸
فشار کارکرد	۱ اتمسفر
سرعت	۱۳۸ متر بر ثانیه
دقت	double precision
حلگر	سیمپل
مدل اغتشاشی	K-ε

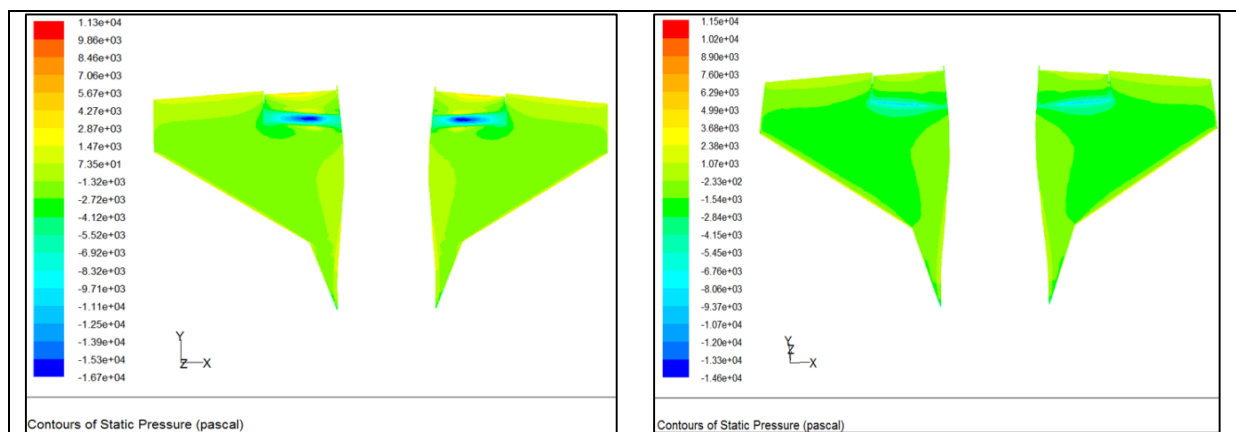
با شرایط مذکور مقادیر فشار و برآ و پسا برای این دو نوع بال استخراج شده و نتایج با هم مقایسه شده‌اند. اعمال شرایط مرزی مناسب نقش مهمی را در صحت حل عددی بازی می‌کند. در این قسمت شرایط مرزی اعمال شده روی میدان حل بیان شده است. با توجه به اینکه دیواره‌ها به اندازه کافی دورتر از بال در نظر گرفته شده، شرایط مرزی اعمال شده برای ورودی و دیواره بالایی و خروجی شرط $pressure\ far\ field$ و برای دیواره پایینی شرط تقارن در نظر گرفته شده است. رفتار جریان هوا به ازای زوایای حمله مختلف و زاویه فلپ ۱۰ درجه روی بال معمولی و هوشمند بررسی شده است. شکل (۱۹) توزیع فشار بر روی بال هوشمند و معمولی، در زاویه فلپ ۱۰ و زاویه حمله ۰ درجه را نشان می‌دهد.

هوایمای نیاز به دقت بالا در تجزیه و تحلیل‌ها، نیاز است تا المان‌های روی سطح به اندازه کافی ریز گردند. این ریز شدن موجب افزایش تعداد المان‌ها در مناطقی از فضای محاسباتی که نیاز به ریز شدن شبکه در آن نمی‌باشد نیز می‌گردد و در نتیجه زمان اجراها در نرم‌افزار فلونتست افزایش می‌یابد. همچنین در رابطه با بررسی استقلال از شبکه چند مدل با تعداد شبکه‌های متفاوت (مدل‌هایی با المان‌های درشت و ریز) طراحی شد. چند نمونه شبکه‌بندی مختلف با تعداد ۰٫۸ میلیون، ۱٫۵ میلیون، ۲٫۲ میلیون، ۲٫۵ میلیون و ۳ میلیون المان بررسی شد. بعد از تجزیه و تحلیل در زاویه حمله ۵ درجه و ماخ ۰٫۴، نمونه با تعداد المان ۲٫۲ میلیون مورد تایید واقع شده و انتخاب شد. همان‌طور که در شکل (۱۸)، نمودار بررسی استقلال از شبکه نشان داده شده است، مشهود است که در تعداد ۲٫۲ میلیون المان به بالا، ضریب برآ ثابت می‌شود.



شکل ۱۸- بررسی استقلال از شبکه

در این شبهه‌سازی نیز، جریان از نوع دائم، متلاطم، بی در رو، و تراکم‌ناپذیر می‌باشد. در حل عددی فاکتورهای مادون رهایی مربوط به انرژی آشفتگی و نرخ اتلاف آن بسته به شرایط



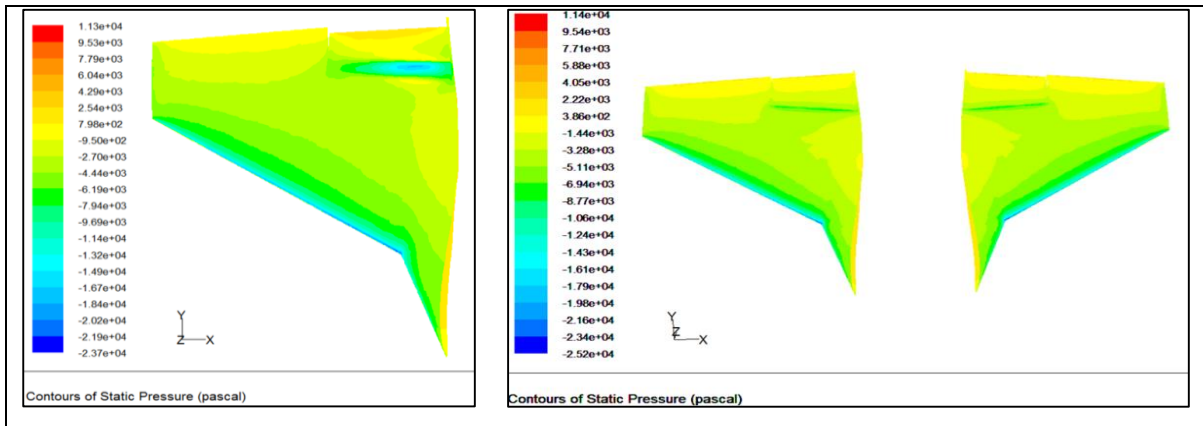
شکل ۱۹- توزیع فشار بر سطح بالایی بال هوشمند (سمت چپ) و بال معمولی (سمت راست) در زاویه حمله ۰ درجه

در شکل (۲۰) نیز مشاهده می‌شود که وضعیت توزیع فشار روی سطح بال هوشمند در زاویه حمله ۵ و زاویه فلپ ۱۰ درجه نیز مناسب‌تر از بال معمولی می‌باشد. بدین صورت که با مقایسه توزیع فشار در قسمت اتصال فلپ به بال بین دو نوع معمولی و هوشمند، مشخص است که در قسمت اتصال فلپ، میزان فشار در بال هوشمند نسبت به بال معمولی در سطح بالایی کمتر از بال معمولی می‌باشد. به همین صورت، شکل (۲۱) نشان می‌دهد که در قسمت زیرین بال هوشمند، میزان فشار بیشتر از بال معمولی می‌باشد که این شرایط موجب می‌شود تا میزان نیروی برآ در بال هوشمند نسبت به بال معمولی بهینه شود.

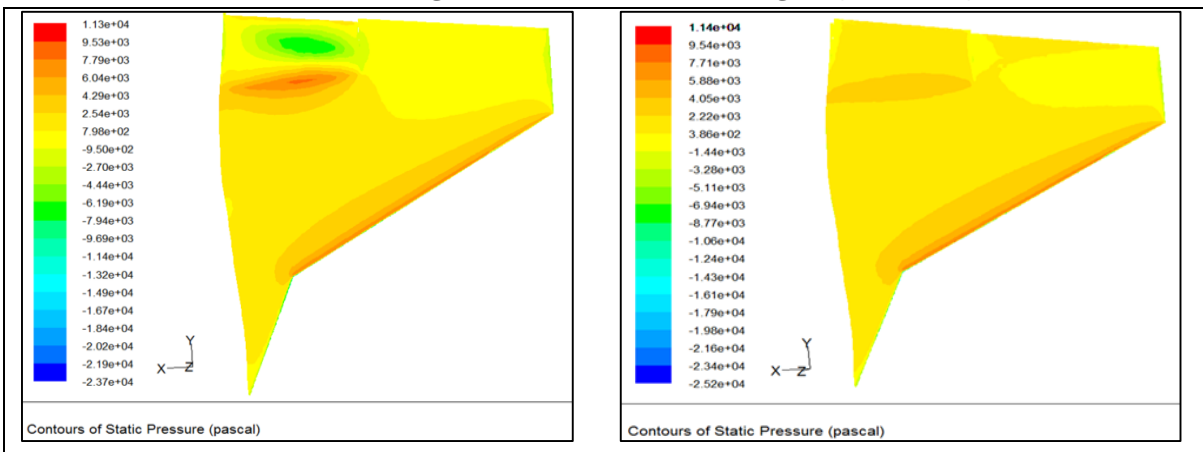
با مقایسه توزیع فشار در قسمت اتصال فلپ به بال، مشخص است که در سطح بالایی، میزان فشار در بال هوشمند نسبت به بال معمولی کمتر می‌باشد. در قسمت زیرین بال هوشمند نیز، فشار بیشتر از بال معمولی می‌باشد که موجب می‌شود تا میزان نیروی برآ در بال هوشمند نسبت به بال معمولی بهبود یابد. همان‌طور که در جدول (۱۶) آمده است، در شرایط فلپ ۱۰ درجه و زاویه حمله صفر، نسبت ضریب برآ به پسا، در بال هوشمند ۱۶٫۶۰ و در بال معمولی ۱۳٫۶۳ می‌باشد که نشان‌دهنده بهبود ۲۱٫۸ درصدی این نسبت می‌باشد.

جدول ۱۶- ضرایب آیرودینامیکی برای دو بال هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۰ و زاویه فلپ ۱۰ درجه

نوع بال	ضریب برآ	ضریب پسا	نسبت برآ به پسا
بال هوشمند	۰٫۱۶۶	۰٫۰۱۰	۱۶٫۶۰
بال معمولی	۰٫۱۵۰	۰٫۰۱۱	۱۳٫۶۳



شکل ۲۰- توزیع فشار بر سطح بالایی بال هوشمند (سمت چپ) و بال معمولی (سمت راست) در زاویه حمله ۵ درجه



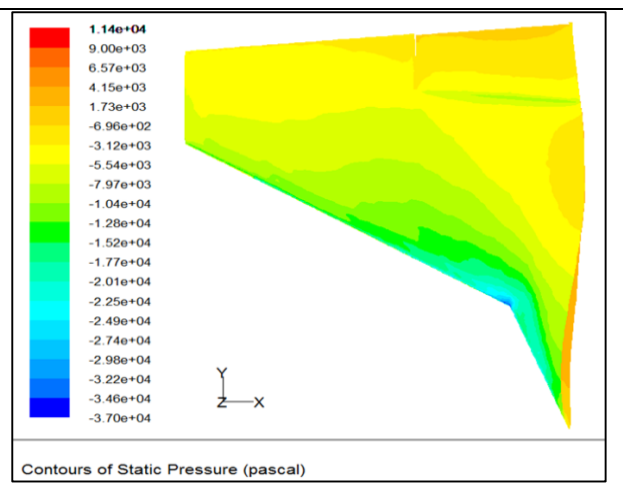
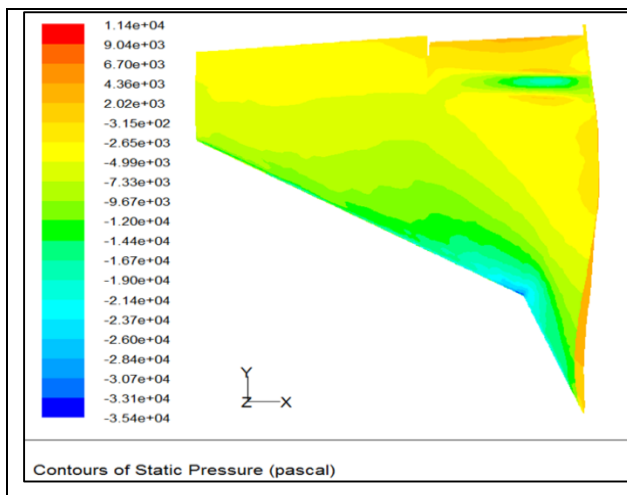
شکل ۲۱- توزیع فشار در سطح زیرین بال هوشمند (سمت چپ) و بال معمولی (سمت راست) در زاویه حمله ۵ درجه

همچنین در شکل (۲۲) توزیع فشار بر روی بال معمولی و هوشمند در زاویه فلپ ۱۰ و زاویه حمله ۱۰ درجه نمایش داده شده است. با مقایسه توزیع فشار در قسمت اتصال فلپ به بال بین دو نوع معمولی و هوشمند، مشخص می شود که در قسمت اتصال فلپ، میزان فشار سطح بالایی در بال هوشمند نسبت به بال معمولی کمتر می باشد. همان طور که قبلا هم بیان شد، این شرایط موجب می شود تا میزان نیروی برآ در بال هوشمند نسبت به بال معمولی بهبود یابد.

همچنین مشاهده می شود که نسبت برآ به پسا در بال هوشمند نسبت به بال معمولی، در شرایط فلپ ۱۰ درجه و در زاویه حمله ۵ درجه نیز، حدود ۴ درصد بهبود یافته است که مقادیر آن ها در جدول (۱۷) آمده است.

جدول ۱۷- ضرایب آیرودینامیکی برای دو بال هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۵ و زاویه فلپ ۱۰ درجه

نسبت برآ به پسا	ضریب پسا	ضریب برآ	نوع بال
۱۵,۶۶	۰,۰۳	۰,۴۷۰	بال هوشمند
۱۵,۱۰	۰,۰۳	۰,۴۵۳	بال معمولی



شکل ۲۲- توزیع فشار بر سطح بالایی بال هوشمند (سمت چپ) و بال معمولی (سمت راست) در زاویه حمله ۱۰ درجه

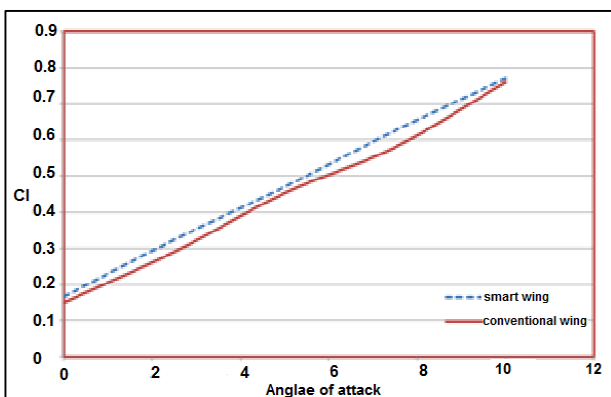
همان طور که از نمودار مشخص است، میزان ضرایب برآ در بال هوشمند به طور قابل ملاحظه ای، نسبت به بال معمولی افزایش یافته است.

در جدول (۱۸)، ضرایب آیرودینامیکی در بال هوشمند و بال معمولی، در حالت فلپ ۱۰ درجه و در زاویه حمله ۱۰ درجه نشان داده شده است که در مجموع، نسبت برآ به پسا در این حالت حدود ۴,۱ درصد بهبود یافته است.

جدول ۱۸- ضرایب آیرودینامیکی برای بال هوشمند و معمولی در زاویه حمله ۱۰ و فلپ ۱۰ درجه

نسبت برآ به پسا	ضریب پسا	ضریب برآ	نوع بال
۷,۰۰	۰,۱۱۰	۰,۷۷	بال هوشمند
۶,۷۲	۰,۱۱۳	۰,۷۶	بال معمولی

میزان نیروی برآ در زوایای حمله ۰ تا ۱۰ درجه بدست آمده است. شکل (۲۳) نمودار ضرایب برآ، برای بال های معمولی و هوشمند در زاویه حمله صفر تا ۱۰ درجه را نشان می دهد.



شکل ۲۳- مقایسه ضرایب برآ بین بال هوشمند و معمولی در زوایای حمله ۰ تا ۱۰ درجه

است. بدین صورت که نیم تنه بدنه هواپیمای جنگنده F-5 مدل سازی شده است که یکی از دلایل آن افزایش دقت شبیه سازی و دلیل دیگر نیز، در نظر گرفتن دقیق تأثیرات بدنه بر روی ایرفویل می باشد. به دلیل نحوه خاص اتصال ایرفویل به بدنه در قسمت ریشه، در این هواپیمای جنگنده، مدل سازی جداگانه ایرفویل به مراتب با پیچیدگی های بیشتری همراه می شد، علاوه بر اینکه با مدل سازی بدنه همراه با ایرفویل، شبیه سازی دقیق تر انجام شده و تأثیرات بدنه بر روی ایرفویل نیز لحاظ شده است.

به طور کلی، در این تحقیق تلاش شده است تا پس از تولید بهترین شکل ممکن برای هوشمندسازی یک ایرفویل، به بررسی موارد زیر بر روی آن پرداخته شود:

۱. بررسی عملکرد ایرفویل با فلپ هوشمند در نزدیکی سطح زمین (بررسی پدیده اثر سطحی) و مقایسه نتایج با عملکرد ایرفویل معمولی
۲. بررسی عملکرد ایرفویل با فلپ هوشمند و مقایسه نتایج با ایرفویل معمولی

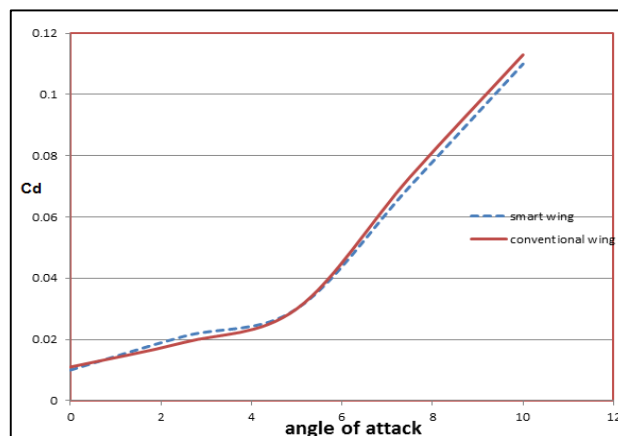
۳. استخراج نتایج از نرم افزار فلوئنت و مقایسه نتایج

۴. در آخر نیز با توجه به اهمیت اثرات سه بعدی، بررسی ها و نتایج حاصل از هوشمندسازی سه بعدی ایرفویل نیز مورد بررسی قرار گرفته است.

با توجه به نمودارها و جداول نمایش داده شده و استدلال های موجود، کاملاً روشن است که استفاده از فلپ هوشمند تأثیر بسیار خوبی بر عملکرد آیرودینامیکی هواپیما داشته است و ضرایب آیرودینامیکی و نسبت های برآ به پسا و هم چنین توزیع فشار در فلپ هوشمند، بهینه می شود. علاوه بر این با بررسی های صورت پذیرفته و مقایسه نتایج، می توان دید که بهره گیری از ایرفویل با فلپ هوشمند، شرایط آیرودینامیکی در نزدیکی سطح زمین را نیز بهبود می بخشد. در وضعیت دوبعدی، در نزدیکی سطح زمین و در شرایط آزاد، مشاهده شد که در حالت هوشمند نیروی برآ و همچنین نسبت های نیروی برآ به پسا در زوایای حمله و زوایای فلپ مختلف بهینه شده است.

در پایان پیشنهادهای جهت ادامه کار علاقمندان به این حوزه و هم چنین توسعه و گسترش این مفهوم، به شرح زیر ارائه می شود:

شکل (۲۴) نمودار ضرایب پسا، برای بال های معمولی و هوشمند در زاویه حمله صفر تا ۱۰ درجه را نشان می دهد. با توجه به نتایج استخراج شده برای زوایای حمله ۰ تا ۱۰ درجه، می توان گفت تفاوت بسیار اندکی در ضرایب پسا بین دو بال هوشمند و معمولی وجود دارد، اما با توجه به نسبت برآ به پسا می توان گفت باز هم به شکل قابل قبولی کارکرد آیرودینامیکی در بال هوشمند بهینه شده است.



شکل ۲۴- مقایسه ضرایب پسا بین بال هوشمند و معمولی در زوایای حمله ۰ تا ۱۰ درجه

نتیجه گیری

این مقاله به معرفی جامع و کامل مفهوم هوشمندسازی و مواد هوشمند و انواع روش های مختلف به کارگیری این مواد جهت هوشمندسازی ایرفویل ها، پرداخته است. حل عددی جریان سیال لزج، آشسته و غیر قابل تراکم، در اطراف ایرفویل هایی که از جنس مواد هوشمند ساخته شده است، هم در نزدیکی سطح زمین و هم در حالت آزاد، بررسی شده است. الگوریتم حل این شبیه سازی نیز الگوریتم فشار مبنا و مدل توربولانسی مورد استفاده مدل k-epsilon می باشد. با توجه به توسعه مفهوم ایرفویل های هوشمند و افق روشن پیشروی صنعت مواد هوشمند، در این مقاله سعی شده است تا برای اولین بار، از کاربرد این مفهوم در بهینه سازی ایرفویل هواپیمای جنگنده F-5 استفاده شود. هم چنین تأثیر فلپ های هوشمند در بهبود کارکرد آیرودینامیکی ایرفویل در شرایط آزاد، شبیه سازی شده و مقایسه ی دقیقی بین ایرفویل هایی با فلپ معمولی و ایرفویل هایی با فلپ های هوشمند انجام شده است. این اقدام، علاوه بر حالت دوبعدی، در حالت سه بعدی نیز بررسی شده

- [7]. C.Thill, I. Bond, K. Potter and P. Weaver, "Morphing skins", The aeronautical journal, page, 23 2008.
- [8]. Xiaolong He, Jichao Li, Charles A. Mader, Anil Yildirim, Joaquim R.R.A. Martins, "Robust aerodynamic shape optimization—From a circle to an airfoil", Aerospace Science and Technology Journal, Volume 87, pages 48-61, April 2019.
- [9]. David Burdette, Joaquim Martins, "Design of a transonic wing with an adaptive morphing trailing dge via aerostruct uraloptimization", Aerospace Science and Technology Journal, Volume 41, page5, April 2018.
- [10]. John P. Jasa, "Design and Trajectory Optimization of a Morphing Wing Aircraft", Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, January 2018.
- [۱۱]. ارسلان فخر، سید آرش سید شمس طالقانی، محمدرضا سلطانی، مهران مصدری، "مطالعه تجربی اثرات زمین بر روی مشخصه های آیرودینامیکی مدل هواپیمای بال مثلثی"، ماهنامه مهندسی مکانیک مدرس، سال هفدهم، شماره ۹، آذر ۱۳۹۶.
- [12]. M.H. Djavareshkian, A.Esmaeli, A.Parsani, "Aerodynamics of Smar Flap under Ground Effect", Aerospace Science and Technology Journal, Volume 75, page3, 2011.
- [۱۳]. محمدحسن جوارشکیان، احمد پارسانیا، علی اسماعیلی، "بهینه سازی شکل بال در نزدیکی سطح با استفاده از الگوریتم کوچ پرندگان"، نوزدهمین همایش سالانه مهندسی مکانیک ایران، اردیبهشت ۱۳۹۰.
- [14]. Senthil Murugan, B.K.S. Woods, M.I. Friswell, "Hierarchical modeling and optimization of camber morphing airfoil", Aerospace Science and Technology Journal, Volume 42, Page 3, Jan 2015.
- [15]. E. Dileep, M. Nebish, V. Loganathan, "Aerodynamic Performance Optimization of Smart Wing Using SMA", Research Journal of Recent Sciences Journal , Vol. 2(6), 17-22, page2, June 2011.
- [16]. Lucio Flavio Campanilea, Stefan Anders, "Aerodynamic and aeroelastic amplification in adaptive belt-rib airfoils", Aerospace Science and Technology Journal, Pages 55-63, September 2004.
- [17]. D. Munday, J.D. Jacob, "Flow Control Experiments for Low Re Airfoils", 38th Aerospace

۱. هوشمند سازی ایرفویل های هواپیماهای مسافربری و هواپیماهای جنگنده دیگر
۲. تجزیه و تحلیل سطوح بال هوشمند و تأثیر آن بر امواج ضربه ای
۳. بررسی اثر هوشمند سازی بال و دیگر سطوح هواپیما بر آکوستیک جریان
۴. شبیه سازی عددی بال هوشمند با استفاده از نرم افزارهای متن باز از جمله نرم افزار اپن فوم
۵. بررسی انواع روش های بهینه سازی تغییر شکل ایرفویل ها

منابع و مراجع

- [1]. Jian Sun, Leng Jinsong, Qinghua Guan, "Morphing aircraft based on smart materials and structures: A state of the art review", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, page4-5, 2016.
- [2]. Jonathan M.Weaver-Rosen, Pedro B. C. Leal, Darren J. Hart, Richard J. Malak Jr, " Parametric optimization formorphing structures design: application tomorphing wings adapting to changing flight conditions ", springer Structural and Multidisciplinary Optimization Journal, pages 2995–3007, july 2020.
- [3]. John Valasek, "Morphing Aerospace Vehicles & Structures", AIAA progress series, Page 250, 2012.
- [۴]. پویان قابضی، محمد گلزار، مهدی انصاری، " فناوری مورفینگ"، نشریه علمی ترویجی مهندسی مکانیک، سال بیستم، شماره ۷۹، صفحات ۴-۶، ۱۳۹۰.
- [5]. Poyan Ghabezi, Mohammad Golzar, "Corrugated Composites as Flexible Structures Theory and FEM Analysis", 32th Riso International Symposium on Materials Science, September 2011.
- [6]. Daochun Lia, Shiwei Zhaoa, Andrea Da Ronchb, Jinwu Xiang, Jernej Drofelnikb, Yongchao Lia, Lu Zhanga, Yining Wua, Markus Kintscherc, Hans Peter Monnerc, Anton Rudenkoc, Shijun Guod, Weilong Yine, Johannes Kirnf, Stefan Stormf, Roeland De Breuker, "A review of modelling and analysis of morphing wings", Progress in Aerospace Sciences Journal, Volume 100(46-62), page3, September 2017.

- State of the Art in Science and Engineering, Vol 4, page15, 2006.
- [23]. Alessandro De Gaspari, Sergio Ricci, “*Knowledge-Based Shape Optimization of Morphing Wing for More Efficient Aircraft*”, International Journal of Aerospace Engineering, Volume 2015, Article ID 325724, 19 pages, 2015.
- [24]. J.N. Kudva, C.A. Martin, L.B. Scherer, A.P. Jardine, A.R. McGowan, R.C. Lake, G. Sendecky, B. Sanders, “*Overview of the DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program*”, Proceedings Of SPIE, Vol.3674, pp.230-236, 2003.
- [25]. Parthasarathy Chinnasamy; Yitung Chen; “*Application of Computational Fluid Dynamics on Smart Wing Design*”, 43th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit10-13, 2005.
- [26]. Fangzheng Chen, Jianqiao Yu, Yuesong Mei, “*Aerodynamic design optimization for low Reynolds tandem airfoil*”, Aerospace Engineering Journal, Vol. 232, June 2017.
- [27]. G.Doig, “*Transonic and supersonic ground effect aerodynamics*”, Progress in Aerospace Sciences Journal, February 2014.
- Sciences Meeting & Exhibit, page 6, January 2006.
- [18]. Sridhar Kota, Russell Osborn, Gregory Ervin, Dragan Maric, “*Mission Adaptive Compliant Wing – Design, Fabrication and Flight Test*”, NATO Conference, 2006.
- [19]. Mostefa Bouchak, Yousef Dobah, “*Design and Analysis of a Morphing Composite Airfoil Using Unbalanced Layup and Unconventional Ply Angles*”, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 57, No. 2,Pages 79–85, March 2014.
- [20]. S.Miller, “*SMorph– Smart Aircraft Morphing Technologies Project*”, 51th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, page 14, 2010.
- [21]. , R.W. Wlezien, G.C. Horner, A.R. Padula, S. L. McGowan, M.A. Scott, R. J. Silcox, J.O. Simpson, “*The Aircraft Morphing Program*”, AIAA-1998-1927, 39th. AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Forum, Apr 1998.
- [22]. L.F.Campanile, “*Shape adaptive wings-the unfulfilled dream of flight*”, WIT Transactions on