

ایرفویل موج‌دار و تأثیرات آن بر ضرایب آیرودینامیکی

امروزه طراحی ایرفویل‌ها با توجه به روش‌های نوین شبیه‌سازی دچار تحول شگرفی شده است که به طراح امکان سنجیدن تأثیر عوامل مختلف بر کارایی ایرفویل را می‌دهد. بنابراین، انتخاب نوع بال امری حیاتی و مهم قلمداد می‌شود. به عبارت دیگر، طراحی یک بال خوب دغدغه اصلی یک طراح هوابیماست. در پروژه حاضر، تأثیر موج‌دار کردن سطح ایرفویل بر تغییرات ضریب برآ و پسا مورد مطالعه قرار گرفته است. نمودارهای ضرایب برآ و پسا، کانتور توزیع فشار و توزیع سرعت در زوایای حمله متفاوت مورد بررسی قرار گرفته‌اند. نتایج به دست آمده حاکی از آن است که ایرفویل‌های موج‌دار در زاویه حمله مشخص و نزدیکی زاویه واماندگی از عملکرد بهتری نسبت به ایرفویل بدون سطح موج برخوردارند. همچنین، نتایج کارایی ایرفویل در زوایای حمله متفاوت که در قالب نمودار آورده شده است که بیانگر عملکرد مطلوب بال موج‌دار است.

واژه‌های کلیدی: ایرفویل موج‌دار، ضریب برآ، ضریب پسا

فهیمة معظمی*، مربی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد سیرجان
محمود پسندیده‌فرد، استاد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد
کرامت ملک‌زاده‌فرد، استاد، پژوهشکده سازمان صنایع هوایی ایران

*نویسنده مخاطب، آدرس سیرجان، کدپستی:

۷۸۱۸۸۱۳۹۵۵

moazzami.mech@gmail.com

Effect of Airfoil Wavy Surface on Aero Dynamic Coefficients

Nowadays, with regard to the new methods of simulation, the design of airfoils have greatly changed and this allows the evaluation of the effect of various factors on the efficacy of airfoils. Thus, choosing the type of wing would be so important; in another term, designing a proper wing is what an airplane designer is mainly concerned with. In this project, the effect of airfoil wave surface on the changes of coefficients of lift and drag are studied. Graphs of lift and drag coefficients, Cantor Distribution Pressure and Cantor Distribution speed are also inspected in different attack angles. The achieved results indicate that wavy airfoils at specific attack angle and also near the angle of extinction have a better performance than airfoils without wavy surface. The results of airfoil performance in different attack angles shown through graphs indicate the proper performance of wavy wing.

Keywords: Wavy airfoil, Drag Coefficient, Lift Coefficient

F. Moazzami*, Academic Trainer,
Department of Mechanics
Engineering, Sirjan Branch, Islamic
Azad University Sirjan

M. Pasandide-Fard, Professor,
Department of Mechanics
Engineering, Ferdosi University
Mashhad

K. Malekzade -Fard, Professor,
Research Center of Air Industries

*Corresponding Author, Postal
Code: 7818813955, Sirjan, IRAN

moazzami.mech@gmail.com

مقدمه

انتخاب و طراحی بال هواپیما، به دلیل تأثیری که بر پارامترهای مهم هواپیما دارد، روز به روز در حال پیشرفت است. بحث طراحی بال یکی از اساسی‌ترین و پیچیده‌ترین مسائلی است که یک طراح هواپیما با آن درگیر است. بال هواپیما بیشترین نقش را در کنترل پرواز (بلند شدن و فرود هواپیما و قدرت مانور هواپیما) دارد. امروزه، در انتخاب و طراحی بال‌ها بیشتر به دنبال بال‌هایی با بهترین عملکرد در زمینه هزینه ساخت، مصرف سوخت هستند و به‌طور کلی بالی مناسب است که دارای بهترین ضرایب آیرودینامیکی جهت یک مأموریت خاص باشد. تغییر پارامترهایی متفاوت طراحی به صورت جداگانه، زمینه تحقیقات مناسبی جهت مطالعات آتی است.

سرهنگی، بال سنجاقک شبیه‌سازی شده را به عنوان مثالی از یک ایرفویل موج جهت‌دار که در راستای دهانه خود دارای موج‌های کوچک است، مورد بررسی قرارداد است. وی دریافت جریان گردشی چین‌ها را بر می‌کند. همچنین، با توجه به عدد رینولدز پایین و زوایای حمله کم، ضریب برآ افزایش و واماندگی در زاویه حمله بزرگتری اتفاق می‌افتد [۱]. سنگ^۱ و همکارانش، دو ایرفویل موج‌دار و مشابه هموار آن را در یک شبیه‌سازی عددی در عدد رینولدز ۲۰۰۰ مقایسه کردند. در زوایای حمله متفاوت و با استفاده از روش سرعت‌سنجی تصویری ذرات^۲ در اطراف ایرفویل به این مهم دست یافتند که در زوایای ۸ و ۱۲ درجه روند تشدید گردابه در ایرفویل موج‌دار افزایش می‌یابد و ناحیه دنباله بزرگ‌تر است [۲]. مای جونگ^۳ و همکارانش، دو ایرفویل موج‌دار و مشابه هموار آن را در یک شبیه‌سازی عددی در عدد رینولدز ۱۰^۶ و با سیال عبوری آب را مقایسه کردند. نکته قابل توجه این بود که در زاویه واماندگی هر دو ایرفویل، ضریب برآ تقریباً یکسان بوده است [۳]. دی سرسون^۴ و همکارانش، در یک کار عددی با عدد رینولدز ۱۰۰۰، دو ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ موج و همتای هموار آن را شبیه‌سازی و مقایسه کردند. نتیجه جالب این تحقیق، وابستگی کامل ضریب برآ به جدایش جریان در پشت هر برآمدگی در سطح ایرفویل است [۴]. تی جی فلنت^۵ و همکارانش، در یک کار عددی با عدد رینولدز پایین، بال سنجاقکی را شبیه‌سازی کردند. نتایج حاکی از آن بود که کارایی ایرفویل موج به خوبی و حتی بهتر از ایرفویل‌های هموار است [۵].

معادلات حاکم

در تحقیق عددی حاضر تأثیر سطح موج ایرفویل بر ضرایب آیرودینامیکی با تغییر پارامتر مؤثر زاویه حمله در جریان کاملاً مغشوش با عدد رینولدز ۱۶۰,۰۰۰ بررسی شده است. با توجه به عدد ماخ جریان سیال، گاز کامل تراکم‌پذیر و نیوتونی فرض شد و ضریب هدایت حرارتی، ظرفیت گرمایی و ضریب فشار وابسته به دما نبوده و ثابت فرض شده‌اند. ویسکوزیته و چگالی به صورت تابعی از دماست. بنابراین، برای محاسبه لزجت جریان از مدل ساترلند^۶ استفاده شده است. جریان مورد بررسی در این تحقیق جریانی ناپایا، سه‌بعدی و مغشوش فرض شده است. بنابراین، معادلات حاکم برای جریان سیال اطراف مدل، معادلات ناویه استوکس (پیوستگی، مومنتوم و انرژی) است. این معادلات برای حالت تراکم پذیر حل شده و برای مدلسازی توربولانس از روش ویسکوز مدل^۷ و مدل k-ε استفاده شده است.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (۱) \text{ پیوستگی:}$$

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \vec{\nabla}) \vec{V} = -\vec{\nabla} P + \vec{\nabla} \cdot \tau + \rho \vec{g} \quad (۲) \text{ مومنتوم:}$$

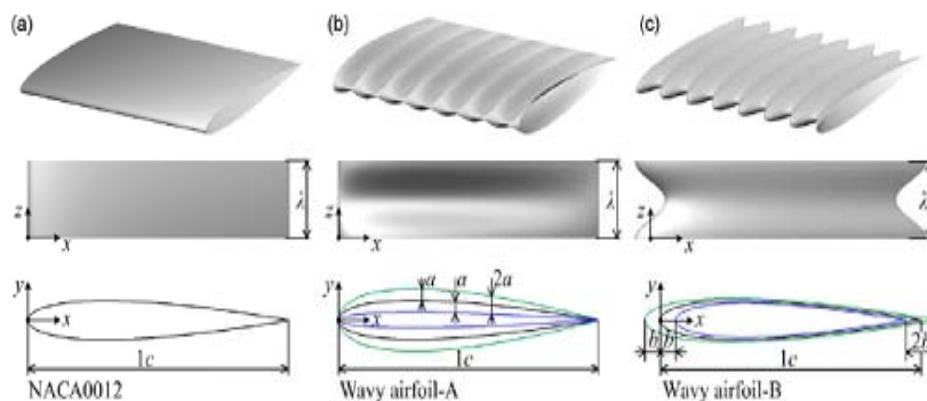
$$\rho \frac{Dh}{Dt} = \frac{DP}{Dt} + \text{div}(KV^2T) + \tau \quad (۳) \text{ انرژی:}$$

انتخاب پارامتر مسئله

مقطع بال بررسی شده در این پژوهش ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با طول وتر یک متر و عرض دهانه ۲۴ سانتی متر و عدد رینولدز جریان ۱۶۰,۰۰۰ و زوایای حمله از صفر تا ۲۵ درجه متغیر فرض شده است. تولید هندسه با نرم‌افزار گمبیت انجام شده است. دامنه محاسباتی و مرزهای ورودی خروجی و دیواره (شکل ۲ و ۳) برای دو ایرفویل موج دار (ارتفاع برآمدگی‌ها بر روی ایرفویل در سطح بالابیدر شکل و جدول (۱) قابل مشاهده است) نیز مثل همین شرایط مرزی اعمال می‌شود. دامنه محاسباتی در این شبیه‌سازی برای ایرفویل سه بعدی در جهت x کمترین مقدار ۱۲- تا بیشترین مقدار ۱۹+ متر و در جهت y از مقدار ۱۲- تا ۱۲+ متر متغیر است. همچنین، برای بعد سوم z این مقدار بین ۰ تا ۴۵ سانتی متر در نظر گرفته شده است. شبکه برای بهتر مشخص شدن تغییرات در نزدیکی ایرفویل ریز شده است نهایتاً پس از انجام شبکه‌بندی باتوجه به موارد ذکر شده و تعیین شرایط مرزی مناسب، که در جدول (۲) آورده شده‌اند فایل سه بعدی آماده برای تحلیل، وارد فلوئنت می‌شود.

6. Sutherland
7. Viscous model

1. Sheng
2. PIV
3. Mijeong
4. D.serson
5. T.j.Filent



شکل ۱- شماتیک مدل محاسباتی (الف) NACA0012 (ب) ایرفویل موج دار A (ج) ایرفویل موج دار B

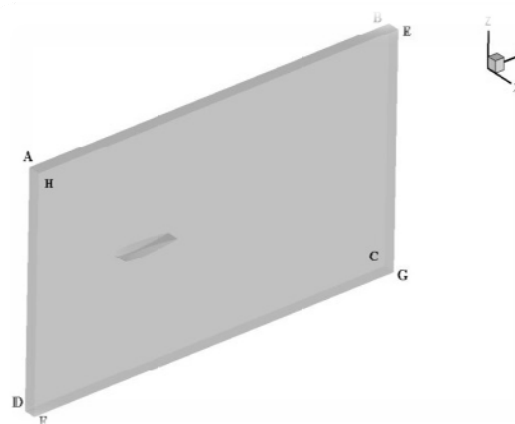
جدول ۲- شرایط مرزی براساس مرز هندسی داده شده در شکل ۲

مرز هندسی	شرط مرزی
ADFH,ABEH,DCFG	Velocity inlet
Blade Surface	Wall (no slip)
BECG	Outlet Pressure
ABCD,EHFG	Periodic

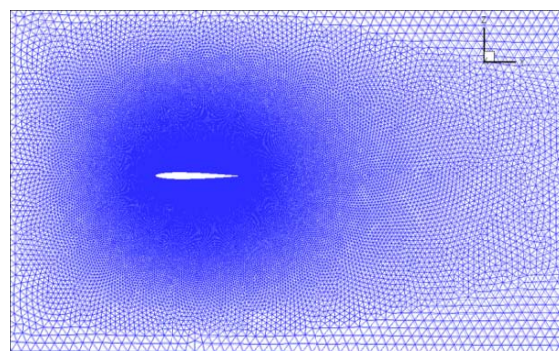
جدول ۱- مشخصات ایرفویل‌ها

مدل	λ/c	a/y	b/c
ایرفویل موج دار A	۰/۲۴	۰/۶	-
ایرفویل موج دار B	۰/۲۴	-	۰/۶

شرط مرزی بر روی دو سطح ایرفویل با فرض شرط مرزی عدم لغزش (سرعت جریان برابر با صفر) یا همان Wall در نظر گرفته شده است. محدوده حل ایرفویل برای جریان پایین دست ۱۱ برابر طول وتر است. در شرط مرزی ورودی جریان رینولدز $160,000$ و زمان همگرایی حدوداً ۶ ساعت محاسبه شده است. جهت بررسی شبکه تولید شده سه مش متفاوت با تعداد سلول‌های 547644 و 1091602 و 1963245 شبیه‌سازی شد. بین دو مش با سلول‌های محاسباتی 1091602 و 1963245 که در شکل (۴) که در ادامه آورده شده است، تغییر بسیار ناچیزی حدود ۰/۵ درصد مقدار ضریب فشار دیده می‌شود به همین دلیل شبکه با تعداد سلول محاسباتی 1091602 به عنوان شبکه اصلی انتخاب شد. با توجه به فیزیک مسئله (جریان تراکم‌پذیر و سرعت بالا) و ارتباط شدید بین سرعت، چگالی و فشار با تکیه بر روش حجم محدود از الگوریتم حل (فشار مینا) ^۸ و ارتباط بین فشار با چگالی و دما با انتخاب گزینه Coupled برقرار شده است. شیوه محاسباتی حل معادلات روش صریح ^۹ و گسسته‌سازی معادلات برای همگرایی بهتر با توجه به فیزیک مسئله (همراستا نبودن جریان با شبکه) روش پیشرو



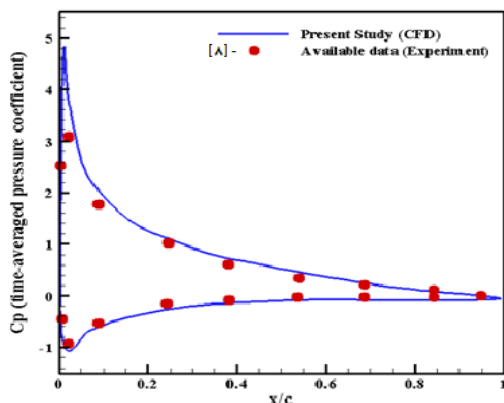
شکل ۲- ایرفویل در دامنه محاسباتی



شکل ۳- مرزهای واقع در دور دست و نحوه قرارگیری آنها نسبت به ایرفویل

8. Pressure-Based
9. Implicit

می‌شود تنها ۵ درصد خطا با داده‌های آزمایشگاهی مشاهده می‌شود. اعتبارسنجی در زاویه ۴ درجه و با عدد رینولدز ۱۶۰,۰۰۰ انجام شده که شکل (۵) نشان دهنده این مقایسه و مقدار ناچیز خطا می‌باشد. در جدول (۴) نیز برای ضریب پسا اعتبارسنجی در عدد رینولدز ۶,۰۰۰,۰۰۰ انجام شده است.



شکل ۵- صحت‌سنجی نتایج عددی حاضر (ضریب فشار) با نتایج آزمایشگاهی ابوت و همکاران

جدول ۴- صحت‌سنجی نتایج عددی حاضر (ضریب پسا) با نتایج آزمایشگاهی ابوت و همکاران

نسبت طول به وتر (متر)	ضریب پسا (تجربی)	ضریب پسا (عددی)
۰	۰/۰۱۱۸	۰/۰۱۱۹
۰/۱۴۶	۰/۰۰۹	۰/۰۰۹۱
۰/۲۲	۰/۰۰۸	۰/۰۰۸۲
۰/۳	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷۰۴
۰/۴	۰/۰۰۶۲	۰/۰۰۶۴
۰/۶	۰/۰۰۵۸	۰/۰۰۵۹
۰/۶۵	۰/۰۰۶	۰/۰۰۶۸
۰/۷	۰/۰۰۵۴	۰/۰۰۵۵
۰/۷۲	۰/۰۰۵	۰/۰۰۵
۰/۸	۰/۰۰۴۹	۰/۰۰۴۹۸
۱	۰/۰۰۸	۰/۰۰۹

نتایج

در تجربه حاضر با تکیه بر نتایج تجربی جهت اعتبارسنجی و یکسانی شرایط در محیط مجازی برای دو ایرفویل موج بدون موج نتایجی چون کانتور فشار (شکل‌های ۶ تا ۸)، سرعت (شکل‌های ۹ تا ۱۱) و ضریب پسا (شکل ۸) و برا (شکل ۱۲) به دست آمده است که در ادامه آورده شده‌اند.

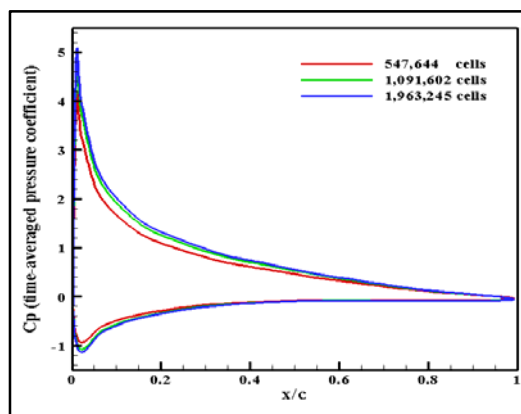
مرتبه دوم^{۱۰} انتخاب شده است. از آنجاکه شبیه‌سازی و نتایج عددی در این جریان به شدت به دیوار وابسته است، باید از روش ارتفاع مش استفاده شود. بنابراین، با توجه به رژیم جریان اطراف ایرفویل و مدل انتخابی باید مقدار کمیت y^+ محاسبه شود.

مطلوب‌ترین جواب‌ها در مدل اغتشاشی ویسکوز مدل مقادیر ۱ یا بزرگ‌تر از ۴ است به شرط آنکه به خوبی در زیر لایه لزوج قرار گرفته باشند مقدار ارتفاع میانگین مش طبق فرمول ۴ محاسبه می‌شود [۷]. با توجه به مقادیر به دست آمده در جدول (۳) مش نوع ریز و متوسط در حالت قابل قبول قرار دارند.

$$y^+ = \frac{y}{\mu} \sqrt{\rho \tau_w} \quad (4)$$

جدول ۳- مقدار میانگین y^+ روی سطح ایرفویل

ریز	متوسط	درشت	نوع مش
۰/۰۹۸	۰/۹۱	۱/۰۴	y^+



شکل ۴- بررسی حساسیت حل به تعداد سلول محاسباتی با مقایسه ضریب فشار برای سه شبکه محاسباتی

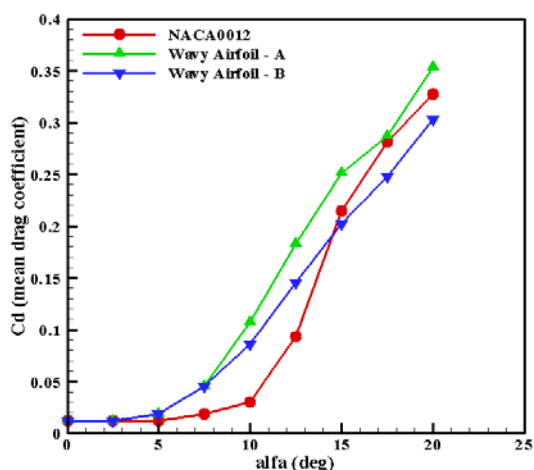
اعتبارسازی نتایج

برای اطمینان از نتایج به دست آمده در محیط شبیه‌سازی فلونت ناگزیر به مقایسه این نتایج با پژوهش‌های مشابه قبلی هستیم. بنابراین لازم بعد از همگرا شدن حل نتایج به دست آمده با نتایج پژوهش‌های گذشته مقایسه و در صورت معتبر نبودن نتایج حل مسئله و یا حتی شبکه مورد استفاده اصلاح شوند. در سال ۱۹۴۵، ابوت^{۱۱} و همکارانش به صورت تجربی این ایرفویل را در تونل باد مورد آزمایش قرار داده و ضریب فشار را بر حسب طول وتر آن به دست آورده است. نتایج با داده‌های تجربی مقایسه شده است و همان‌گونه که مشاهده

10. Second Order Upwnd
11. Abbot

ضریب پسا

به دست آوردن ضریب پسای مطلوب یکی از خواسته محققان در پژوهش حاضر بوده است. ضریب پسای آیرودینامیکی مقیاسی برای اندازه‌گیری مقاومت ایرفویل در مقابل حرکت هوا است. این ضریب در کار عددی حاضر مقدار ضریب پسا مجموع مقادیر سه پسای فشاری، اصطکاکی و القایی است. پسای فشاری به شکل ایرفویل و پسا اصطکاکی به مقاومت ذرات هوا وابسته است. یکی از عوامل ایجاد گردابه‌ها در پشت ایرفویل برخورد هوای قسمت زیرین ایرفویل با هوای سطح بالایی (دارای سرعت بیشتر و فشار کمتر) آن است. برای دست یافتن به یک جریان دلخواه باید از این اختلاف سرعت کاهش یابد و هرچه در این امر تلاش بهینه صورت گیرد، به دنباله‌ای شامل گردابه‌های کمتری می‌رسیم. مقدار نیروی پسای روی ایرفویل عمدتاً ناشی از برش است، بنابراین جهت تأثیرگذاری مطلوب باید نقطه‌گذار را در لایه مرزی (درجهت جریان) به تأخیر انداخت. با موج‌کردن سطح ایرفویل این خواسته مطابق با شکل (۹) برآورده نشده و ضریب پسا افزایش یافته است.



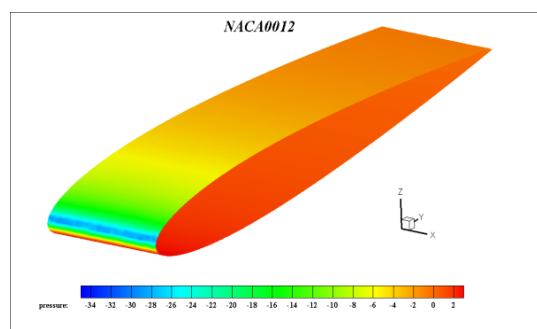
شکل ۸- نمودار ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای سه نوع ایرفویل

ضریب برآ

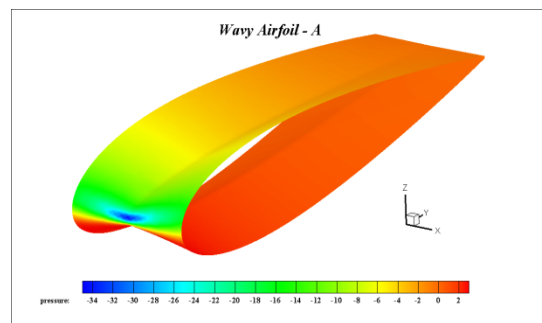
ضریب برآ می‌تواند به عنوان مقیاسی از کارایی بال در تولید برآ در نظر گرفته شود و به طور عمده تابع هندسه شکل می‌باشد [۹]. نیروی برآ به‌طور مستقیم با فشار دینامیکی و به دنبال آن سرعت $(\frac{1}{2} \rho U^2 S C_L)$ مرتبط است. در واقع اگر سرعت نسبی بین دو سطح بالا و پایین ایرفویل بیشتر شود، نیرو برآ و کارایی بالاتری خواهیم داشت. بردارهای سرعت کمک خواهند کرد تا مسیر حرکت جریان را بتوان به‌طور مشخص مشاهده و تحلیل نمود. شکل‌های (۹)، (۱۰) و (۱۱) معرف تابع میدان موضعی سرعت در اطراف ایرفویل در دو حالت موج‌دار و یک حالت

ضریب فشار

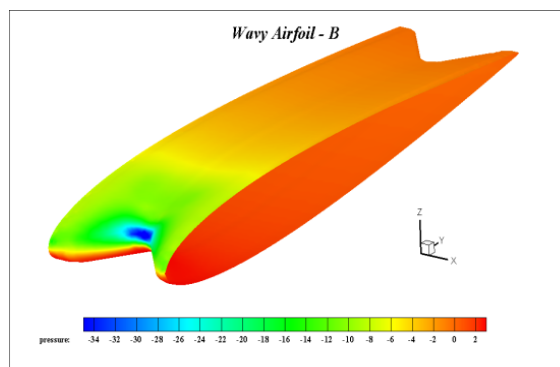
همان‌طور که در شکل‌های (۶) تا (۸) مشاهده می‌شود در زاویه حمله ۴ درجه در ایرفویل‌های موج‌دار به خصوص در ایرفویل B فشار توزیع شده در سطح بالایی ایرفویل کمتر از میانگین فشار توزیع شده بر سطح ایرفویل NACA0012 بدون موج است. بنابراین، در این زاویه حمله انتظار ضریب برآی بالاتری پیش‌بینی می‌شود. همچنین، در ایرفویل موج‌دار B توزیع فشار یکنواخت‌تر است که در نتیجه شرایط پایدارتری را نسبت به دو ایرفویل دیگر می‌توان انتظار داشت.



شکل ۶- کانتور فشار بروی ایرفویل بدون موج در زاویه حمله ۴ و رینولدز ۱۶۰۰۰۰

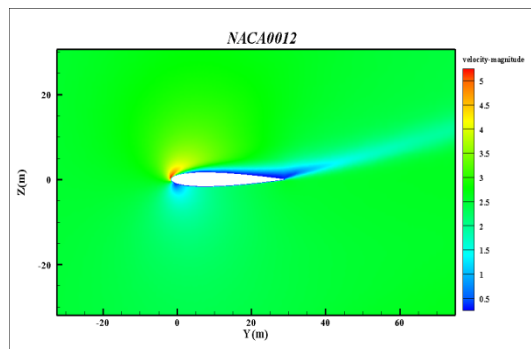


شکل ۷- کانتور فشار بروی نوع A ایرفویل در زاویه حمله ۴ و رینولدز ۱۶۰۰۰۰

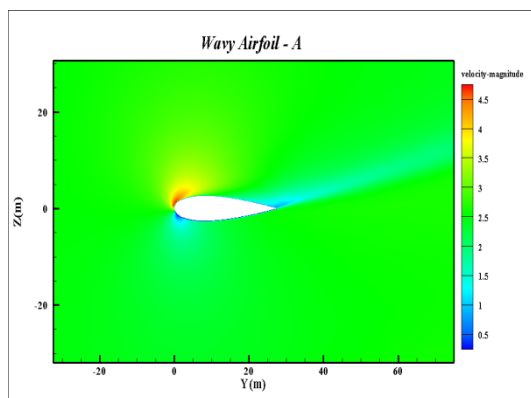


شکل ۸- کانتور فشار بروی نوع B ایرفویل در زاویه حمله ۴ و رینولدز ۱۶۰۰۰۰

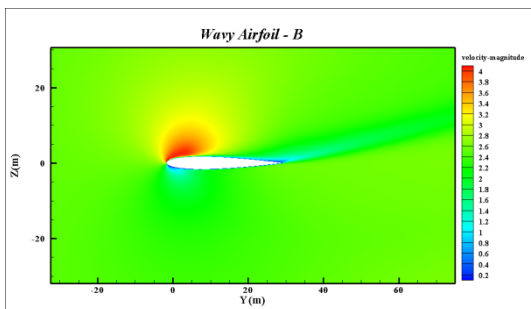
بدون موج (شکل ۹) هستند. برای آرام نگه داشتن لایه مرزی باید توزیع سرعت پتانسیل را به خوبی بدینیم و در طول کل بال با کاهش فشار و افزایش سرعت لایه مرزی را تا لبه فرار به صورت جریانی آرام حفظ کنیم.



شکل ۹- کانتور سرعت ایرفویل بدون موج در زاویه حمله ۴ و رینولدز ۱۶۰۰۰۰



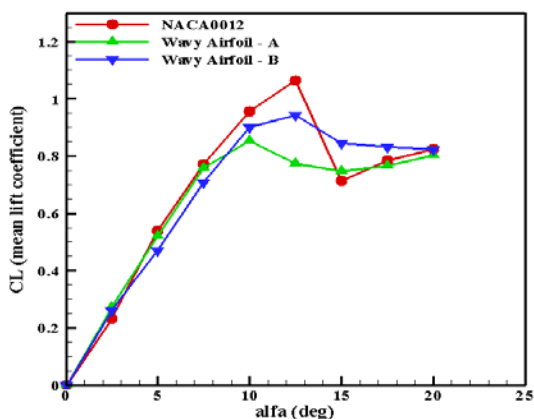
شکل ۱۰- کانتور سرعت ایرفویل نوع A در زاویه حمله ۴ و رینولدز ۱۶۰۰۰۰



شکل ۱۱- کانتور سرعت ایرفویل نوع B در زاویه حمله ۴ و رینولدز ۱۶۰۰۰۰

نتایج به دست آمده در شکل های (۹) تا (۱۱) با تحلیل انجام شده بر روی کانتور فشار مطابقت می کند. چراکه، در قسمت بالایی ایرفویل B که فشار پایین تری انتظار می رفت کانتور سرعت، سرعت های بالاتری را نشان می دهد. بنابراین، با استفاده از کانتور سرعت، بالاتر بودن فشار در سطح بالایی

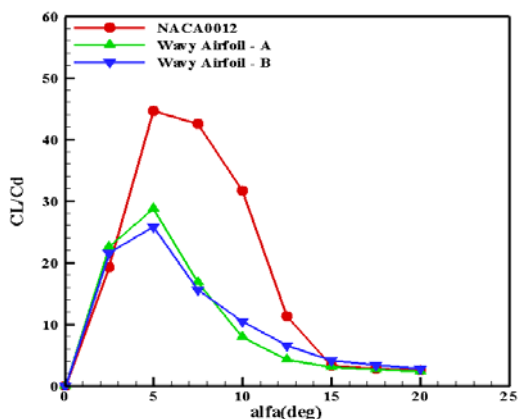
ایرفویل NACA0012 بهتر درک می شود. با مقایسه سه شکل مذکور می توان تا حدود قابل قبولی تأثیر پروفیل سرعت سطح موج دار شده روی ایرفویل را مشاهده کرد و با نگاهی به اندازه بردارهای سرعت در نقاط یکسان از افزایش سرعت در سطح فوقانی ایرفویل مطمئن بود، این مطلب افزایش ضریب برآر می طلبد که در شکل (۱۲) این خواسته در زوایای خاص برای دو ایرفویل موج دار محقق شده است.



شکل ۱۲- نمودار ضریب برآ متوسط بر حسب زاویه حمله متفاوت

کارایی ایرفویل

نسبت نیروی برآ به پسا یا نسبت ضرایب مربوطه به عنوان بازده یا کارایی ایرفویل تعریف می شود. نسبت ضریب برآ به پسا در شکل (۱۳) آورده شده است. این نسبت برای ایرفویل های موج دار در زوایایی کم مطابق با حالت بدون موج است. در زوایای بالای ۵ درجه، گرچه کارایی ایرفویل های موج دار در مقایسه با ایرفویل مسطح کمتر است اما نمودار کارایی ایرفویل های موج افزایش و نقطه قوت این تحقیق بر شمرد.



شکل ۱۳- نمودار نسبت ضریب لیفت به پسا متوسط بر حسب زاویه حمله متفاوت

- Journal of Hydrodynamics*, Serb, Vol. 24, No. 3, 2012, pp. 410-419.
- [3] Mijeonykim, Huyunsikyooou, yae Hwan gung, "Hydrodunamics Characterisitics for flow around way wings with different wave lengths," *International Journal of Naral Architecture and ocean Engineering*, Vol. 94, Issue 4, 2012, pp. 447-459.
- [4] Serson, D., & Meneghini, J. R. (2015). Numerical study of wings with wavy leading and trailing edges. *Procedia IUTAM*, 14, 563-569.
- [5] T.J.Filent, M.C.Jermy, T.H.New, W.H.HO, "Computational study of pitching bio-inspired corrugated airfoil," *International Journal of Heat and Fluid flow*, vol. 65, 2017, pp. 328-341.
- [6] Jamshidi, Nima., Thinking, Damon, *Computational Fluid Dynamics Training with Gambi& Fluent*, Amir Kabir University of Technology Jahad Publication, First Edition, 2009, (in persian).
- [7] DehghaniSaničh, Mohammad Amin. *Numerical Simulation with Fluoent Software*, Naghos Publishing, Second Edition, 2010, (in Persian).
- [8] Donnof, A. D. and Abbot, I., Translated by Kashanian, M., *The hypothesis of the wing sections*, Khabaril publication, first edition, 1369, (in Persian)
- [9] Bernad, R.A., Philipat, D.R., Translation by pasandedehFard, Mohammad. Vaezi, Mehdi, *Airplane Flight*, Ferdowsi University Press, Mashhad, Third Edition, 2010, (in Persian).
- [10] Mehrabian, Mozafarali, *Boundary layer theory*, ShahidBahonar University Press, 2005 First Edition, (in persian).
- [11] Nakayama, u. Boucher, R.F, Ahmadi, F. and ShojaeiFard, M., *Fluid Mechanics*, Publication of the University of Science and Technology, First Edition, 2003, (in persia).

جمع‌بندی

موج‌دار کردن سطح ایرفویل ابتکاری است که به منظور بررسی بهبود عملکرد ایرفویل در افزایش ضریب برآ در تحقیق حاضر مورد مطالعه قرار گرفت. همان‌گونه که در شکل‌ها و تحلیل‌های صورت گرفته نمایان است، در رینولدز ۱۶۰۰۰۰، زاویه حمله ۴ درجه و زاویه واماندگی، ضریب برآی ایرفویل‌های موج‌دار به خصوص ایرفویل B نسبت به ایرفویل استاندارد NACA0012 از مقدار بیشتری برخوردار است. همچنین، ضریب لیفت دو ایرفویل موج‌دار (شکل ۱۲) نیز در زوایای بالای ۱۲ درجه افزایش داشته‌اند. بنابراین، با توجه به نتایج ابتکار به عمل آمده در موج‌دار کردن سطح ایرفویل در زوایای بالا با دیدگاهی خاص موفقیت‌آمیز بوده و می‌تواند ابتدای راه تحقیقات وسیع‌تری در این زمینه باشد.

مراجع

- [1] Sarhangi, E., Tajfar, M., Efficiency of biological airflow in the bottom of the Rindolds, Thesis Bachelor), Amir Kabir University of Technology, 2006, (in persion).
- [2] Sheng-Xiam, Sh. and Ying-ZhengLiu, G., "Anexperimental study of flow around a bio-inspired at reynolds number $2 \times 10^{+3}$,"