بررسی عددی و تحلیلی جریان آشفته بر روی یک ایرفویل در زوایای مختلف حمله و بهینه‌سازی زاویه واماندگی

مصیب افروزی[۱]، سید امیر عباس علومی [۲]* و امیرحسین نگهی[۳]

[۱] دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد یزد، دانشگاه آزاد اسلامی، یزد، ایران
[۲] استاد یار، گروه مهندسی مکانیک، واحد یزد، دانشگاه آزاد اسلامی، یزد، ایران
[۳] کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران

دریافت: تابستان ۹۶ پذیرش: پاییز ۹۶

چکیده

در این مقاله به بررسی عددی و تحلیلی جریان آشفته بر روی یک ایرفویل در زوایای مختلف حمله و بهینه‌سازی زاویه واماندگی پرداخته می‌شود.به منظور اعتبار سنجی نتایج پژوهش حاضر، نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده که تطابق خوبی دارد. ایرفویل مورد مطالعه در جریان آشفته در زاویه حمله صفر در زاویه حمله صفر نیروی برا قابل ملاحظه‌ای تولید می‌کند. هم چنین تا حداکثر زاویه حمله ۱۲ درجه پیش از جدایش و ناپایایی جریان را تحمل می‌کند. هم چنین نتایج نشان داد که بیشترین ضریب برا برای ایرفویل مورد مطالعه ۱/۵۳ می‌باشد و بهترین بازده آن (نسبت برا به پسا) در زاویه حمله ۳ درجه بدست می‌آید، بنابراین زاویه نصب پیشنهادی ۳ درجه می‌باشد. هم چنین در این پژوهش برای بهبود زاویه واماندگی تغییرات شدید، لبه فرار و لبه حمله را به کمک روش هموارسازی کاهش داده شده است. نتایج نشان داد که پس از بهبود پروفیل ایرفویل زاویه واماندگی به ۱۳ درجه و ضریب برا حداکثر به ۱/۶۷ افزایش یافت.

Abstract

In this paper, the numerical and analytical turbulent flow over an airfoil at different angles to optimize the angle of attack and paid exhaustion occurs. In order to validate the results of the present study compared the numerical results with experimental results are in good agreement. The results show that the numerical analysis of the flow of ideal achieves infinite speed and zero speed is impossible due to network problems. The angle of attack up to 12 degree of separation tolerated. The results showed that the maximum lift coefficient for the airfoil was 1/53, and the best efficiency ratio (for the post) is obtained on 3 degree angle of attack, so the proposed installation angle of 3 degrees. Also in this study for improvement of stalling angle of drastic changes, leading edge to the trailing edge and help smoothing method is reduced. The results showed that the improved airfoil profiles stall angle of 13 degrees and a maximum lift coefficient increased to 1/67.

* عهده‌دار مکاتبات: **Amiroloomi@iauyazd.ac.ir**

کلمات کلیدی: ایرفویل، جریان آشفته ، زاویه واماندگی، نرم افزار کامسول، بهینه سازی

Keywords: Airfoil, turbulence, stalls angle, Comsol Software, optimization.

۱- مقدمه

استفاده از نیروی باد به سال‌ها قبل در حمل نقل دریایی و آسیاب‌های بادی در پیش از میلاد مسیح می‌رسد. با ظهور انقلاب صنعتی و پیشرفت‌های علمی در سال‌های ۱۸۰۰ میلادی نخستین مطالعات جدی بر روی ایرفویل آغاز شد. اگر چه اثر ایرفویل صفحه تخت در تولید نیروی برا در ابداعات پیشین (پره‌های آسیاب و بادبان کشتی‌ها) اثبات شده بود[۱]. در سال ۱۸۹۳ اکتاو چانوت بیان کرد که تحقیقات آینده بر روی هندسه‌های محدب و مقعر مطلوب‌تر است و موفقیت و شکست یک جسم پرنده وابسته به تولید نیروی برا بیشتر است. هندسه‌های مختلف ایرفویل طی سال‌های متمادی با ویژگی‌های متفاوت به شکل سعی و خطا مورد مطالعه و معرفی قرار گرفت. در تمام این هندسه‌ها افزایش نیروی برا نسبت به نیروی پسا هدف اصلی طراحی و ارائه هندسه مناسب‌تر است و ارائه این طراح‌ها پس از گذشت دو قرن هنوز ادامه دارد[۱]. هدف اصلی از ارائه هندسه ایرفویل همان طور که بیان شد داشتن نیروی برا بیشتر است. قرار گرفتن هندسه ایرفویل در مقابل جریان باد سبب تولید نیرو برا می‌شود. اما این نیرو همیشه برای به پرواز در آوردن اجسام پرنده نیست. طراحی پره برای توربین‌های بادی کوچک که وابستگی زیادی به شکل و هندسه پره دارند و طراحی باله پهپادها که از حیث اندازه دارای محدودیت می‌باشند همه بیانگر اهمیت طراحی هندسه ایرفویل است. قرار گرفتن

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]

ایرفویل در زوایای حمله مختلف در جریان هوا امری ناگذیر و موثر بر افزایش ویا کاهش نیروی برا است. از طرفی زوایای حمله‌ای وجود دارد که علی رغم شکل مناسب ایرفویل نیروی پسا بیشتر از برا می‌شود و به اصلاح به نقطه شروع این زوایا، زوایه واماندگی گرفته می‌شود. به طور کلی هر جسمی که با سیال در تماس باشد نیاز به طراحی دقیق و حساب شده دارد. زمینه کاربرد ایرفویل از طراحی یک جسم پرنده تا طراحی پره‌های توربین و شکل کلی اجسام پرنده را شامل می‌شود. لذا در این مقاله بررسی عددی و تحلیلی جریان آشفته و آرام بر روی یک ایرفویل در زوایای مختلف حمله و بهینه‌سازی زاویه واماندگی پرداخته شده است، تا با بهبود پروفیل ایرفویل زاویه واماندگی و ضریب برا حداکثر افزایش یابد.

توربین‌های بادی بزرگ نیاز به شرایط آب و هوایی خاص منطقه‌ای داشته و علاوه بر تغییر ظاهر محیط نیاز به فضای کافی برای استقرار دارد. در این بین توربین‌های بادی کوچک انعطاف پذیری بیشتری برای شرایط آب‌وهوایی مختلف دارند و برای مصارف خانگی پرکاربردتراند. تومالا و همکاران [۲] به بازبینی تحقیقات انجام شده بر روی توربین‌های کوچک مقیاس پرداختند. توربین‌های با ابعاد کمتر از ۵۰ متر در زمره توربین‌های کوچک قرار می‌گیرند. بنابراین بسیاری از توربین‌های موجود در کشور را می‌توان توربین‌های کوچک قلمداد کرد. در این بازبینی آن‌ها بیان داشتند که اکثر مطالعات بر روی سرعت و زاویه پیچش پره‌ها بوده است و مطالعات کمی بر روی اثر ایرفویل روی بازدهی، تندی باد، جهت وزش باد و تاثیر آشفتگی انجام شده است.

شن و همکاران [۳] در بهینه‌سازی پره‌های یک توربین بادی کوچک هندسه پره را از حالت مستقیم به یک هندسه منحنی شکل تغییر دادند. آن‌ها دریافتند این بهینه‌سازی تاثیر بهتری نسبت به بهینه‌سازی دو بعدی پره در تولید سالانه انرژی و گشتاور آغاز حرکت دارد.

وانگ و همکاران [۴] با استفاده از روش‌های انتگرالی و هموارسازی اقدام به بهینه سازی ایرفویل توربین باد کردند. بر اساس مطالعه آن‌ها سه هندسه جدید به عنوان هندسه‌های بهینه پیشنهاد شد. در این بررسی آن‌ها تنها یک زاویه حمله را مورد مطالعه قرار دادند و با استفاده از یک الگوریتم بهینه سازی بین سه ایرفویل مختلف یک هندسه را به عنوان هندسه برتر معرفی کردند. تحلیل ایرفویل در رینولدزهای پایین و یا بالا، استفاده از کدهای نرم‌افزاری تجاری و مقایسه نتایج این کدهای از جمله تحقیقاتی است که هنوز مورد بررسی قرار می‌گیرد. مورگادو و همکاران [۵] به مقایسه پیش‌بینی کدهای تجاری CFD مانند فلوئنت و اوپن‌فوم با یک کد اختصاصی برای ایرفویل‌ها پرداختند. در این بررسی آن‌ها دریافتند اگرچه کدهای CFD اطلاعات بیشتری را در اختیار قرار می‌دهند اما دقت و سادگی استفاده از کد اختصاصی ایرفویل قابل مقایسه و برای اکثر کارهای مهندسی قابل قبول است.

اصفهانی و همکاران [۶] با استفاده از یک کدتجاری به مطالعه حرکت بیضی شکل فلاپ یک بال هواپیما پرداختند. در این مطالعه با استفاده از یک هندسه ایرفویل به ارائه نتایج پرداختند. بر اساس نتایج آن‌ها وجود فلاپ و حرکت افقی آن تاثیر به سزایی در افزایش بازدهی آیرودینامیکی دارد.

طراحی دو بعدی و سه بعدی بال هواپیما از جمله شناخته شده‌ترین نوع تحقیق و مطالعه بر روی ایرفویل‌ها می‌باشد. ژائو و همکاران [۷] با استفاده از روش‌های عددی اقدام به بهینه‌سازی یک ایرفویل کردند و با استفاده از نگاشت ضرایب و نتایج تحلیل دو بعدی خود را به یک باله سه بعدی تعمیم دادند. ژانگ و همکاران [۸] در بهینه‌سازی جریان آرام بر روی یک ایرفویل در طراحی باله یک هواپیمای کوتاه برد از روش‌های عددی و الگوریتم ژنتیک استفاده کردند. بر اساس نتایج آنها بهینه‌سازی انجام شده روی ایرفویل در نمونه سه بعدی نیز سبب ارتقا عملکرد باله می‌شود. وانگ و ژائو [۹] به مطالعه یک ایرفویل دوار در شرایط ناپایدار آیرودینامیکی و سرعت متغیر جریان سیال پرداختند، بر اساس نتایج حاصله با افزایش نوسانات سرعت ضریب پسا و برا هر دو افزایش می‌یابند و آغاز چسبیدن جریان جدا شده به تعویق می‌افتد. در یک زاویه حمله ثابت، اغتشاشات در پشت ایرفویل با افزایش نوسانات جریان آزاد (Mf) افزایش می‌یابد و جدایش سریعتر رخ می‌دهد.

بخشی از تحقیقات به اثر واماندگی و شرایط جدایش جریان از سطح ایرفویل مربوط می‌شود. گوکینگ و قی جون [۱۰] به بهینه‌سازی کنترل دینامیکی واماندگی با استفاده از دماغه شکسته ایرفویل پرداختند. بر طبق نتایج آن‌ها با کنترل پارامترهای مربوط به دماغه می‌توان مومنتم منفی و اثر پسا را تا هشتاد درصد کاهش داد. نتایج نشان داد که با تغییر شکل دماغه علی رغم عدم حذف ناحیه جدایش اما اندازه آن به شدت کاهش می‌یابد.

۲- معادلات حاکم

۲-۱- معادلات حاکم بر جریان لزج

جریان سیال در اطراف یک ایرفویل به طور حتم از نوع لزج است معادلات حاکم بر سیال لزج با فرض عدم تغییر دما در سیال حل می‌شود. بنابراین معادله انرژی از دستگاه معادلات حل حذف می‌شود. سه معادله مومنتم و یک معادله پیوستگی تنها معادلات موجود برای حل یک مساله سیالاتی بدون تغییر دما می‌باشند. باید توجه کرد که با حذف بعد سوم و حل مساله در دو بعد تنها سه معادله برای حل باقی می‌ماند. روابط ۱ و ۲ شکل برداری معادله پیوستگی برای جریان لایه‌ای را بیان می‌کند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla . \rho \vec{V} = 0 \qquad (۱)$$

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho \vec{V} . \nabla \vec{V} = \nabla \times \left(-\vec{P} + t\right) + \vec{F} \qquad (۲)$$

در رابطه ۲ ، t تانسور تنش، $\vec{P}$ بردار فشار و $\vec{F}$ بردار نیروی خارجی است. برای سیال نیوتونی رابطه تنش برشی و سرعت با استفاده از رابطه ۳ بیان می‌شود.

$$t = \mu \left(\nabla \vec{V} + \nabla \vec{V}^T - \frac{2}{3} \nabla . \vec{V} I\right) \qquad (۳)$$

برای جریان پایا، تراکم ناپذیر و در غیاب نیروهای خارجی روابط ۱ تا ۳ به شکل زیر ساده می‌شوند. روابط ۴ و ۵ به ترتیب معادلات پیوستگی و مومنتم را بیان می‌کند.

$$\nabla . \vec{V} = 0 \qquad (۴)$$

$$\rho \vec{V} . \nabla \vec{V} = \nabla . \left(-\vec{P} + \mu . \nabla \vec{V} + \nabla \vec{V}^T\right) \qquad (۵)$$

حل دو معادله ۴ و ۵ پاسخ جریان آرام و پایا را در سیال نیوتونی، تراکم ناپذیر و در غیاب نیروهای خارجی بیان می‌کند [۱۱].

۲-۲- مدل آشفتگی رینولدز متوسط

در مدل آشفتگی رینولدز متوسط هر کمیت جریان به دو بخش متوسط و اغتشاشی تقسیم می‌شود. در رابطه ۶ φ هر کمیتی می‌تواند باشد.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]

$$\varphi = \bar{\varphi} + \acute{\varphi} \qquad (۶)$$

با تفکیک جریان به دو بخش متوسط و اغتشاشی، معادله نویر – استوکس به رابطه ۷ تبدیل خواهد شد. در رابطه ۷ فرض شده است جریان تراکم ناپذیر، پایا و سیال نیوتونی است همچنین از اثرات نیروهای خارجی صرف نظر شده است.

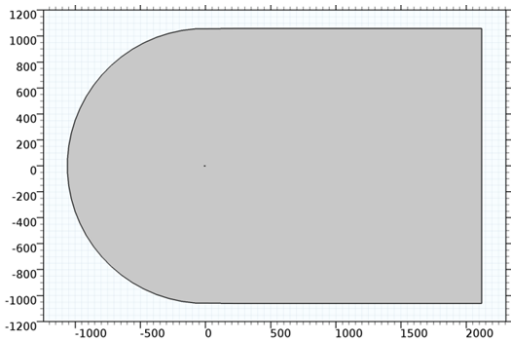
$$\rho\vec{V}.\nabla\vec{V} + \nabla.\rho\overline{\acute{u}\times\acute{u}} = \nabla.\left(-\vec{P} + \mu\nabla\vec{V} + \nabla\vec{V}^{T}\right) \qquad (۷)$$

با مقایسه رابطه ۵ و ۷ تنها تفاوت را می‌توان در آخرین ترم سمت چپ تساوی مشاهده کرد ($\rho\overline{\acute{u}\times\acute{u}}$). به این ترم که بر همکنش بخش اغتشاشی سرعت‌های سیستم را نشان می‌دهد تانسور تنش رینولدز می‌گویند. با توجه به این رابطه مشخص می‌شود که برای پیدا کردن مقادیر متوسط کمیات جریان باید از ساختار اغتشاشات کوچک جریان اطلاع داشت. یک از راه‌های معمول برای شبیه سازی جریان آشفتگی فرض ماهیت کاملا تصادفی اغتشاشات است. بر این اساس تانسور تنش رینولدز به شکل زیر تقریب زده می‌شود. در این رابطه μ_T ویسکوزیته گردابی و k انرژی جنبشی آشفتگی است [۱۲]. عناوین اصلی مقاله مطابق با ترتیب ذکر شده در ابتدای این بخش هستند.

$$\rho\overline{\acute{u}\times\acute{u}} = \frac{2}{3}\rho k - \mu_T(\nabla U + \nabla U^{T}) \qquad (۸)$$

۳- معادلات حاکم بر مرزهای سیستم

برای تحلیل ایرفویل باید آن را در شرایطی مشابه یک تونل باد مورد تحلیل قرار داد. به این معنی که از یک طرف جریان وارد و از طرف دیگر جریان خارج شود و در میانه راه با سطح ایرفویل یا هر جسم مورد آزمایش برخورد کند تا جسم در مقابل جریان بررسی شود. شکل۱ ناحیه مورد تحلیل را نشان می‌دهد. برای پرهیز از اثر شرط مرزی ناحیه ورودی یا خروجی بر نتایج ابعاد ناحیه را ۱۰۰ برابر ابعاد جسم در نظر می‌گیریم. برای این منظور با توجه به اینکه طول ایرفویل ۱۰/۶ متر است ابعاد ناحیه را m^2 ۳۱۸۰ ×۲۱۲۰ در نظر گرفته شده است. شرط مرزی بر روی سطح ایرفویل جریان بدون لغزش در خروجی مرز باز و در ورودی سرعت ثابت است.



شکل ۱: هندسه ناحیه حل و موقعیت ایرفویل

۴- حل عددی

نرم افزار کامسول از جمله نرم‌افزارهای المان محدود است. این حل به طور کلی مزیتی یا کاستی نسبت به روش‌های عددی دیگر مثلا حجم محدود یا اختلاف محدود ندارد. اگر از هر یک این روش‌ها در شرایط مناسب (معادلات و حجم شبکه مناسب) استفاده شود قطعا پاسخ صحیحی دریافت می‌شود. نرم‌افزار کامسول با نام کامسول مالتی فیزیک همان طور که از نام خود مشخص می‌کند نرم‌افزاری برای پاسخ به فیزیک‌ها و واکنش فیزیک‌های مختلف است. به عنوان مثال در حل تغییر شکل یک جسم جامد در مواجهه با سیال اگر سیال با استفاده از روش حجم محدود حل شود و جامد با روش المان محدود یک گسستگی در مرز مشترک حل به وجود می‌آید. اما با توجه به اینکه روش المان محدود پاسخ‌های بسیار خوبی برای حل مسائل مکانیک جامدات می‌دهد و البته قادر به پاسخ گویی مسائل مکانیک سیالات نیز می‌باشد. در این نرم افزار از روش حل المان محدود استفاده شده است. در مطالعه اخیر از مدل آشفتگی k-ε استفاده شده است و از روش تفکیکی برای حل مساله استفاده شده است. در روش تفکیکی سرعت و فشار در یک ماتریس و انرژی دینامیکی آشفتگی و نرخ پخش آشفتگی در ماتریس دیگری قرار گرفته‌اند. یکی از مشکلات در کوپل سرعت و فشار فرض تراکم ناپذیری سیال و ناپیوستگی فشار در سطح جامد است. در این نرم افزار با فرض وجود تراکم پذیری در سرعت کم و استفاده از الگوریتم SIMPLE اقدام به کوپل سرعت و فشار می‌کند.بهینه کردن تعداد مش‌های ایجاد شده در انجام مسائل عددی از اهمیت زیادی برخوردار است زیرا مش‌های درشت در جواب تاثیرگذار می‌باشد و مش‌های ریز به تلاش محاسباتی بیشتر می‌انجامد. جدول ۱، استقلال حل از شبکه را بررسی می نماید. در جدول۱تعداد سلول‌های هر شبکه، مقدار ضرایب فشار، برا ، زمان محاسبه و درصد اختلاف با مرحله قبل بیان شده است. با مقایسه زمان محاسبه و درصد اختلاف می‌توان دریافت که افزایش تعداد سلول‌های شبکه به بیش از مقدار ۶۱۲۰۰ عدد عملا مقرون به صرفه نبوده و می‌توان با همین شبکه به تحلیل ایرفویل مورد آزمایش پرداخت. نتایج جدول ۱ برای ایرفویل *NASA SC20610* و در زاویه حمله صفر بیان شده است.

در جدول ۲ مشخصات جریان، ابعاد ایرفویل و سیال را بیان شده است.

جدول ۱: نتایج تست استقلال از شبکه ایرفویل NASA SC20610 در زاویه حمله صفر و شبکه C شکل

Cell	C_P	C_L	*Run Time(sec)*
8400	0.31948	0.34444	310
15300	0.32499	0.37357	661
34500	0.32796	0.39251	1780
61200	0.32883	0.39852	3001

۵- نتایج

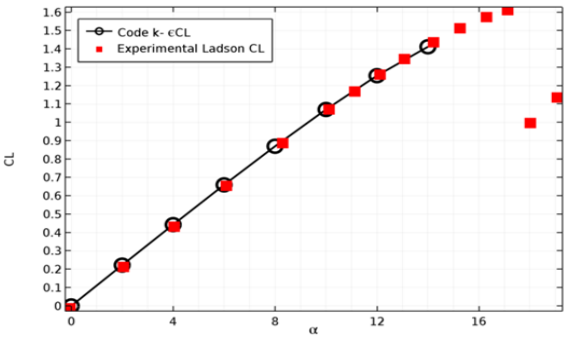
برای اطمینان از صحت داده‌های حاصل شده از حل عددی نیاز به مقایسه و ارزیابی نتایج می‌باشد. شکل۲ داده‌های آزمایشگاهی لادسون در کنار داده‌های عددی مدلسازی شده را نشان می‌دهد. در شکل۲خط ممتد سیاه و دایره‌های روی آن داده‌های حاصل از مدلسازی عددی را نشان می‌دهد و نقاط مربعی قرمز نتایج آزمایشگاهی لادسون را بیان می‌کند. همان طور که از شکل قابل استنباط است در محدوده پاسخگویی، نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی انطباق کامل دارد [۱۴].

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]

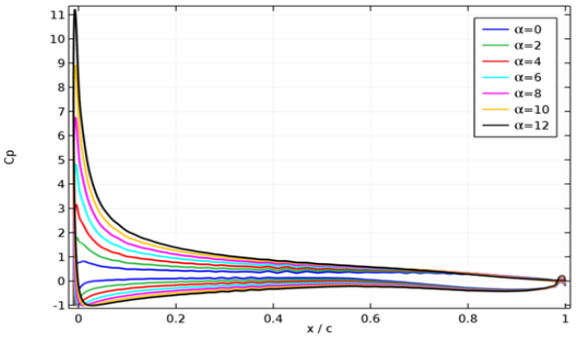
جدول۲: مشخصات جریان، ابعاد اصلی ایرفویل و سیال

مقدار	مشخصه
10.6 m	طول وتر ایرفویل
NASA SC20610	سریال ایرفویل
50 m/s	سرعت جریان آزاد در رژیم آشفته
هوا	سیال محیط
1.2043 kg/m^3	چگالی سیال
1.81397×10^{-5} kg/m.s	ویسکوزیته دینامیکی
20^{o}C	دمای محیط



شکل ۲|: مقایسه نتایج آزمایشگاهی لادسون با شبیه‌سازی انجام شده بر اساس مدل آشفتگی k-ε

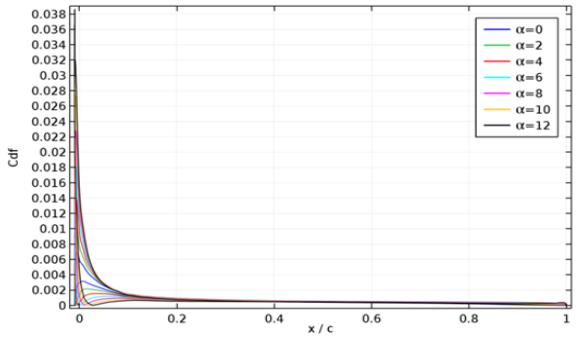
رژیم جریان در سرعت برخواستن هواپیما در محدوده کاملا آشفته قرار دارد. بررسی جریان آشفته بر روی ایرفویل مورد مطالعه در یکی از مهمترین مراحل پرواز هواپیما یعنی برخواستن یا تیکاف از اهداف این مقاله است.



شکل ۳: تغییرات ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل NASA SC20610 به ازای طول بی بعد ایرفویل در جریان آشفته

با توجه به شکل۳ تغییرات ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل در زوایای حمله مختلف یک منحنی بسته است. رنگ مشکی برای زاویه حمله ۱۲ درجه و رنگ آبی برای زاویه حمله صفر درجه منظور شده است. سایر زوایای حمله نیز با رنگ‌های مختلف نمایش داده شده است. از مقایسه نمودارهای مختلف در نزدیکی لبه حمله (مختصات صفر بر روی محور x/c) در می‌یابیم که بیشترین مقدار ضریب فشار در لبه حمله رخ می‌دهد (سطح فوقانی) و همچنین کمترین ضریب فشار نیز در لبه حمله رخ می‌دهد (سطح تحتانی). بر اساس نمودار ۳ سطح تحتانی ایرفویل به ازای جمیع مقادیر زاویه حمله ضریب فشار منفی می‌باشد. همچنین ضریب فشار در نیمه انتهایی ایرفویل تقریبا متاثر از زاویه حمله نیست و برای انتهایی اساس بر هم منطبق است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت دماغه ایرفویل بیشترین اثر را در ضریب پسا و برا دارد. از مقایسه سطح داخلی منحنی‌های در می‌یابیم که سطح داخلی منحنی زاویه حمله صفر در مقایسه با سایر زوایای حمله ناچیز است و ضریب فشار در همه جا بین صفر و یک قرار دارد. همچنین با افزایش زاویه حمله سطح داخلی منحنی ضریب فشار افزایش می‌یابد. بنابراین این موضوع قابل استنباط است که ضریب برا و پسا باید با افزایش زاویه *حمله‌افزایش*یابند. شکل ۴ تغییرات ضریب پسا اصطکاکی بر روی سطح ایرفویل را نشان می‌دهد. ضریب پسا اصطکاکی به طور مستقیم به تنش برشی بر روی سطح ایرفویل وابسته است و با توجه به ثابت بودن لزجت دینامیکی سیال به طور مستقیم به تغییرات سرعت سیال بر روی سطح ایرفویل وابسته است. بر اساس شکل ۴ ضریب پسا اصطکاکی همواره مثبت است همچنین به ازای انتهایی ایرفویل ضریب اصطکاک در تمام زوایای حمله بر هم منطبق است. علاوه براین ضریب اصطکاک در نیمه انتهایی ایرفویل اساسا صفر است. همچنین مقدار ضریب پسا در بیشترین مقدار خود به علت کوچک بودن لزجت دینامیکی مقدار ناچیزی است. بنابراین این انتظار که سهم ضریب پسا اصطکاکی در ضریب پسا کل کوچک باشد قابل پیش‌بینی است. بر اساس این شکل با افزایش زاویه حمله ضریب پسا اصطکاکی به طور پیوسته افزایش می‌یابد.

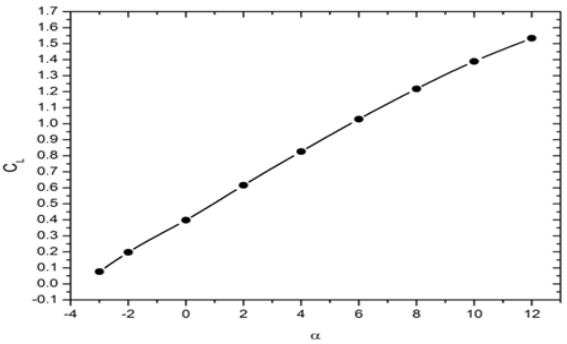
شکل ۵ تغییرات ضریب برا با زاویه حمله را نشان می‌دهد. هر نقطه بر روی این نمودار معرف حل جریان به ازای یک مقدار مشخص از زاویه حمله است و پس از حل جریان با انتگرال گیری بر روی سطح ایرفویل بدست آمده است. بر اساس این شکل مقدار ضریب برا در زاویه حمله صفر درجه نیز صفر نیست. با افزایش زاویه حمله ضریب برا به طور پیوسته افزایش می‌یابد و رفتار غیر خطی از خود نشان می‌دهد. از طرفی با کاهش زاویه حمله به طرف منفی ضریب برا به سرعت کاهش می‌یابد تا جایی که در حدود زاویه ۳- درجه ، ضریب برا عملا صفر می‌شود. از اثرات کاهش شدید ضریب برا در زوایای منفی می‌توان به این موضوع اشاره کرد که جدایش در شیب تند بخش انتهایی سطح تحتانی ایرفویل عامل اصلی کاهش سریع ضریب برا است.



شکل ۴:تغییرات ضریب اصطکاک بر روی سطح ایرفویل NASA SC20610 به ازای طول بی بعد ایرفویل در جریان آشفته.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

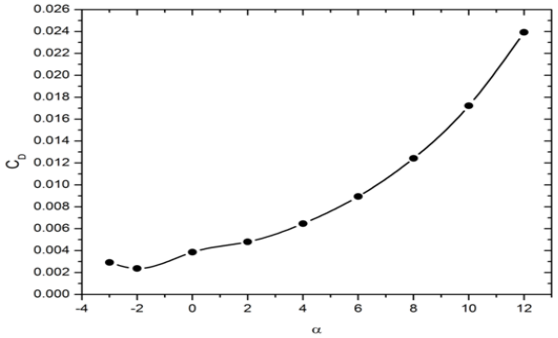
[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]



شکل ۵: تغییرات ضریب برا با زاویه حمله برای ایرفویل NASA SC20610 در جریان آشفته.

بر اساس نتایج حاصل با افزایش زاویه حمله تا ۱۲ درجه جریان به طور پایا و دو بعدی خواهد ماند اما پس از این زاویه جدایش جریان جریان را از حالت پایا خارج کرده و وقوع گردابه‌های آزاد اطراف لبه فرار نیاز به تحلیل سه بعدی جریان را اجتناب ناپذیر می‌کند.

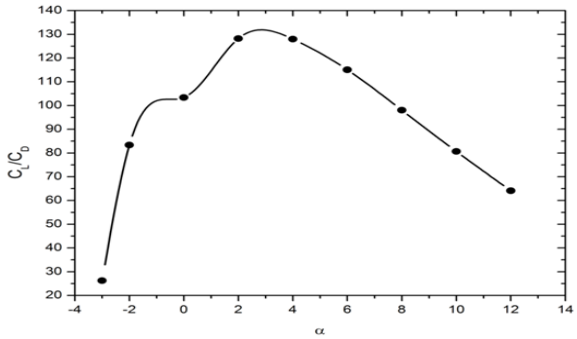
شکل ۶ تغییرات ضریب پسا کل با زاویه حمله را نشان می‌دهد. با توجه به این شکل تغییرات افزایشی و غیر خطی ضریب پسا با افزایش زاویه حمله کاملا مشخص است. علاوه براین شیب افزایش ضریب پسا در زوایای حمله بالا به شدت زیاد می‌شود که خود نشان از نزدیک به شرایط استال است. همچنین بر خلاف انتظار با کاهش زاویه حمله از صفر به منفی سه درجه، ضریب پسا ابتدا کاهش و سپس افزایش می‌یابد. بر اساس نتایج یافت شده ضریب پسا در زوایای حمله کوچکتر از صفر کمتر از صفر است و به ازای زاویه حمله به کمترین مقدار خود می‌رسد. نکته قابل توجه آنکه ضریب پسا هرگز صفر نمی‌شود و این به علت لزجت سیال و وجود ضریب پسا اصطکاکی است. علاوه بر این مقایسه مقدار ضریب پسا با ضریب برا نشان می‌دهد که در یک زاویه حمله ضریب برا می‌تواند تا ۱۰۰ برابر ضریب پسا باشد (زاویه حمله صفر). این موضوع نشان می‌دهد که ایرفویل مورد نظر برای جریان آشفته عملکرد عالی از خود نشان می‌دهد.



شکل ۶: تغییرات ضریب پسا با زاویه حمله برای ایرفویل NASA SC20610 در جریان آشفته.

بررسی تغییرات ضریب برا نسبت به ضریب پسا به منظور پیدا کردن زاویه حمله صورت می‌گیرد که بیشترین برا نسبت به پسا ایجاد شده را داشته باشد. در این زاویه حمله ایرفویل بر روی بدنه نصب می‌شود و در طول پرواز افقی زاویه حمله ایرفویل ثابت می‌ماند. به عبارتی در زاویه ایرفویل بالاترین بازده خود را خواهد داشت.

شکل ۷ تغیرات نسبت ضریب برا به ضریب پسا را زاویه حمله را نشان می‌دهد. بر اساس این شکل در زاویه حمله بین دو و چهار درجه (حدودا سه درجه) ضریب برا، ۱۳۰ برابر ضریب پسا خواهد بود. همچنین بر اساس این شکل نسبت برا به پسا در زاویه حمله ۱۲ درجه نسب به صفر درجه بسیار کوچکتر است. این موضوع این نکته را بیان می‌کند که علی رغم افزایش ضریب برا با افزایش زاویه حمله ضریب پسا با نسبت بیشتری افزایش می‌یابد و عملا در جایی (زاویه حمله واماندگی) سهم نیروی پسا بیش از برا خواهد شد و جسم پرنده سقوط خواهد کرد.



شکل ۷: تغییرات ضریب برا با ضریب پسا برای ایرفویل *NASA SC20610* در جریان آشفته، خط مماس و نقطه بهینه.

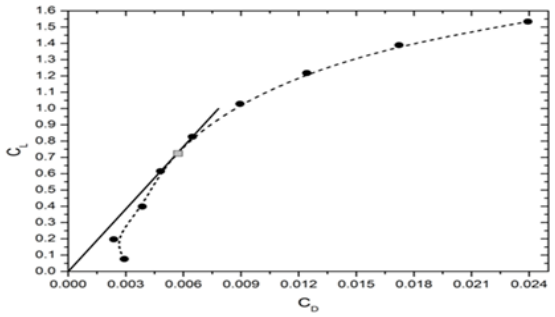
شکل ۸ نتایج کاملی از تحلیل ایرفویل مورد مطالعه را نشان می‌دهد. در این شکل تغییرات ضریب برا (محور عمودی) با ضریب پسا (محور افقی) رسم شده است. اگر از مبدا مختصات خط مماسی بر منحنی رسم کنیم نقطه ایده‌ال نصب ایرفویل را معرفی می‌کند که تقریبا بین زاویه حمله ۲ تا ۴ درجه قرار دارد. شکل ۸ حداقل و حداکثر ضریب برا، حداقل و حداکثر ضریب پسا و مقادیر متقابل در هر زاویه حمله را بیان می‌کند.

زاویه واماندگی به زاویه حمله‌ای می‌گویند که نیرو برا صفر شود و جسم پرنده سقوط کند، به همین دلیل به آن زاویه استال یا مرگ نیز می‌گویند. جسم پرنده (در این مورد هواپیما) در طول پرواز در زاویه حمله ثابتی قرار دارد که به آن زاویه نصب بال بر روی بدنه می‌گویند. اما در زمان بلند شدن یا تیکاف برای داشتن حداکثر نیروی برا، زاویه دماغه با دم تغییر کرده و زاویه حمله بال‌ها افزایش می‌یابد، در چنین شرایطی اگر زاویه حمله از مرز واماندگی عبور کند هواپیما سقوط می‌کند. بنابراین افزایش زاویه حمله به خودی خود اهمیت دارد. در بخش قبل بیان شد که پس از زاویه ۱۲ درجه جریان از سطح ایرفویل جدا می‌شود و علاوه بر ناپایا شدن به علت وجود گردابه‌های آزاد از مدل دو بعدی به سه بعدی تغییر می‌کند. شکل ۹ پاسخ زمانی دو بعدی جریان برای زاویه حمله بیش از ۱۲ درجه را نشان می‌دهد. ناحیه جدایش و گردابه‌های آزاد در این شکل پیدا است. باید توجه کرد که این پاسخ به علت وجود گردابه آزاد امکان حل دو بعدی صحیح برای آن وجود ندارد و به عبارتی شکل ۹ علی رغم پاسخ نرم‌افزار به علت ماهیت جریان نادرست است.

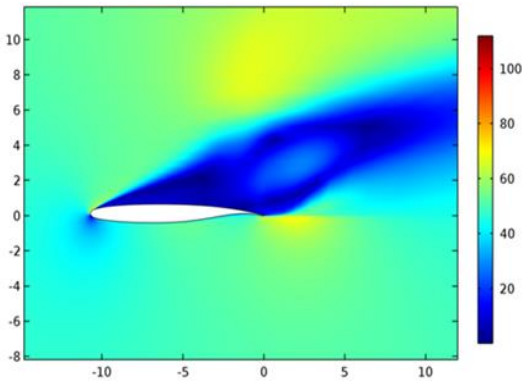
با توجه به نتایج جریان لایه‌ای و آشفته در می‌یابیم که افزایش رینولدز و آشفتگی جریان نقش بسیار پررنگی در به تاخیر انداختن جدایش داشته است.

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]



شکل ۸: تغییرات ضریب برا با ضریب پسا برای ایرفویل *NASA SC20610* در جریان آشفته، خط مماس و نقطه بهینه.



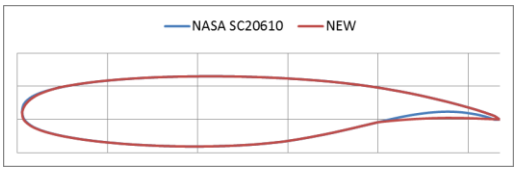
شکل ۹:پاسخ وابسته به زمان و دو بعدی جریان آشفته برای ایرفویل *NASA SC20610* در زاویه حمله بیش از ۱۲ درجه.

بنابراین به عنوان یک نتیجه کلی می‌توان دریافت که افزایش آشفتگی جریان سبب کاهش احتمال جدایش می‌شود. بر اساس نتایج جریان خارجی در کتاب‌های مکانیک سیالات، این موضوع بیان شده است که با افزایش زبری و یا گرم کردن سطح جسم آشفتگی جریان به زیر لایه‌ها نفوذ کرده و سبب افزایش مومنتم زیر لایه لزج و کاهش ناحیه جدایش می‌شود. اما در مدلسازی جریان بر روی ایرفویل افزایش زبری سطح به صورت یک تابع امکان پذیر نیست و باید از اجسامی مانند آشفته‌سازها استفاده شود که بررسی موقعیت، اندازه و شکل آن‌ها به تنهایی موضوع وسیعی است. علاوه بر این بر اساس پیشنهاده ارائه شده بررسی گرمایش سطح ایرفویل نیز در چهارچوب این پایان‌نامه نیست. قرار دادن فلاپ و باله انتهایی نیز موضوعاتی وسیع می‌باشند، که هر یک در قالب یک پایان‌نامه مستقل قابل بیان است.

یکی از راه‌کارهای تغییر زاویه واماندگی تغییر پروفیل ایرفویل است. ایرفویل *NACA 0012* دارای زاویه واماندگی حدود ۱۴ درجه است و از طرفی ایرفویل *NASA SC20610* در ۱۲ درجه به محدود واماندگی می‌رسد. بنابراین شکل ایرفویل در زاویه واماندگی تاثیرگذار است. باید به این نکته توجه کرد که پاسخ شبیه‌سازی، پیش از وقوع زاویه واماندگی و پیش از جدایش بخش‌های انتهایی سطح فوقانی ایرفویل بیان شده است. اما اگر بتوان در پروفیل ایرفویل تغییری ایجاد کرد که زاویه تغییر جریان پایا به ناپایا را به تعویق بیندازد به طور حتم زاویه واماندگی را نیز به تاخیر می‌اندازد.

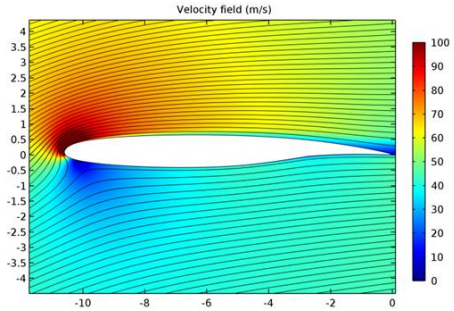
بر اساس کانتور سرعت، فشار و میدان برداری رسم شده برای جریان لایه‌ای و آشفته می‌توان حدس زد که با کاهش شیب تغییرات پروفیل ایرفویل در قسمت انتهایی سطح تحتانی می‌توان از برگشت و جدایش جلوگیری کرد.

علاوه بر این با توجه به موقعیت وقوع سرعت حداکثر می‌توان نتیجه گرفت که با کاهش شیب پیشانی لبه حمله نیز می‌توان از وقوع سرعت‌های زیاد و فشارهای کم که سبب گرادیان فشار نامطلوب می‌شود جلوگیری کرد. تغییر پروفیل ایرفویل به کمک روش هموارسازی میانگین متحرک انجام شده است. شکل ۱۰ پروفیل جدید و قدیمی (*NASA SC20610*) ایرفویل را نشان می‌دهد. در نتایج این بخش تنها پروفیلی گذارش شده است که تاثیری مثبتی بر زاویه واماندگی داشته باشد. سعی شده است که سطح فوقانی و تحتانی ایرفویل تحت تاثیر تغییر پروفیل، تحدب یا تقعر پیدا نکند تا در سرعت‌های نزدیک سرعت صوت سبب بروز شوک نشود.

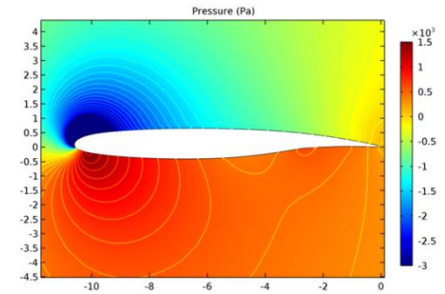


شکل ۱۰: پروفیل ایرفویل *NASA SC20610* و پروفیل تغییر یافته جدید.

شکل ۱۱ کانتور سرعت و خطوط جریان و شکل ۱۲ کانتور فشار را در زاویه حمله ۱۳ درجه برای پروفیل جدید نشان می‌دهد. انتظار است که ایرفویل جدید در آستانه جدایش و واماندگی قرار داشته باشد. علاوه براین با افزایش زاویه حمله پاسخ پایای زمانی همگرا نخواهد شد.



شکل ۱۱: پروفیل ایرفویل NASA SC20610 و پروفیل تغییر یافته جدید.



شکل ۱۲:کانتور فشار در جریان آشفته اطراف ایرفویل جدید در زاویه حمله 13^o.

بر اساس محاسبات انجام شده ضریب برا، پسا و فشار در زاویه حمله ۱۳ درجه برای ایرفویل جدید و ۱۲ درجه برای ایرفویل اولیه در جدول ۳ بیان شده است. با توجه به نتایج شکل ۵ این حدس که با افزایش زاویه حمله ضریب برا افزایش یابد قابل پیش بینی بود، اما در ایرفویل جدید

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]

علاوه بر افزایش ضریب برا ضریب پسا فشاری نیز کاهش یافته است در مقابل افزایش ضریب پسا اصطکاکی سبب شده که در مجموع ضریب پسا افزایش یابد. اگر ایرفویل در زاویه حمله‌ای بیش از صفر به مرز واماندگی برسد به طور حتم در زوایای کمتر از آن دچار واماندگی نمی‌شود.

جدول۳ : ضرایب برا و پسا در جریان آشفته برای ایرفویل *NASA SC20610* و ایرفویل جدید در حداکثر زاویه حمله

Airfoil	*AoA*	C_P	C_L	C_{Dp}	C_{Df}
NASA SC20610	12	0.84968	1.53397	0.02184	0.002085
New	13	0.97033	1.67035	0.01958	0.005549

۶- نتیجه گیری

علاوه بر بهبود پروفیل ایرفویل، افزایش زاویه واماندگی و ضریب برا نتایج نشان می‌دهند که در تحلیل عددی جریان ایده‌ال دستیابی به سرعت بینهایت و سرعت صفر به علت مشکلات شبکه غیر ممکن است. هیچ جسمی (متقارن یا نامتقارن) در جریان ایده‌ال به علت توزیع متقارن فشار بر روی جسم، نیروی برا یا پسا ایجاد نمی‌کند.

ایرفویل مورد مطالعه تا حداکثر زاویه حمله ۱۲ درجه پیش از جدایش و ناپایایی جریان را تحمل می‌کند. بیشترین ضریب برا برای ایرفویل مورد مطالعه ۱/۵۳ می‌باشد و بهترین بازده آن (نسبت برا به پسا) در زاویه حمله ۳ درجه بدست می‌آید، بنابراین زاویه نصب پیشنهادی ۳ درجه می‌باشد.
برای بهبود زاویه واماندگی تغییرات شدید لبه فرار و لبه حمله را به کمک روش هموارسازی کاهش داده شده است. پس از بهبود پروفیل ایرفویل زاویه واماندگی به ۱۳ درجه و ضریب برای حداکثر به ۱.۶۷ افزایش یافت.
پروفیل جدید نسبت به پروفیل اولیه علی‌رغم هندسه مشابه اما عملکرد بهتری در جلوگیری از جدایش و واماندگی دارد.

فهرست علامت‌ها

علائم انگلیسی

A	مساحت، m^2
V	سرعت، m/s
a	شتاب، m/s^2
c_p	گرمای ویژه، $J/kg.k$
p	فشار، pa

علائم یونانی

ρ	چگالی، kg/m^3
μ	لزجت دینامیکی، $kg/m.s$

زیرنویس

L	ضریب برا
p	ضریب فشار

مراجع

[1]*StandfordUniversity, Aircraft Aerodynamic and Designee Group , History of Airfoil , web page.performance of an irreversible air-standardmillercycle,International Communicationsin Heat and Mass Transfer, 32 1045-1056, (2005).*

[2] Tummala, A., Velamati, R.K., Sinha, D.K., Indraja, V., Krishna, V.H. 2106. A review on small scale wind turbines. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 56, 1351-(1371).

[3] Shen, X., Yang, H., Chen, J., Zhu, X., Du, Z. Aerodynamic shape optimization of non-straight small wind turbine blades. Energy Conversion and Management, 119, 266-278,(2016).

[4] Wang, Q., Wang, J., Sun, J., Ren, J., Wei, Q.. Optimal design of wind turbine airfoils based on functional integral and curvature smooth continuous theory. Aerospace Science and Technology, 55, 34-42(2016).

[5] Morgado, J., Vizinho, J., Silvestre, M.A.R., Páscoa, J.C. XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils. Aerospace Science and Technology, In Press(2016).

[6] Esfahani, J.A., Barati, E., Karbasian, H.R. Fluid structures of flapping airfoil with elliptical motion trajectory. Computers & Fluids, 108,142-155(2015).

[7] Zhao, T., Zhang, Y., Chen, H., Chen, Y., Zhang, M. Supercritical wing design based on airfoil optimization and 2.75D transformation. Aerospace Science and Technology, 56, 168-182(2016).

[8] Zhang, Y., Fang, X., Chen, H., Fu, S., Duan, Z., Zhang, Y. Supercritical natural laminar flow airfoil optimization for regional aircraft wing design. Aerospace Science and Technology, 43, 152-164(2015).

[9] Wang, Q., Zhao, Q. Unsteady aerodynamic characteristics investigation of rotor airfoil under variational freestream velocity. Aerospace Science and Technology, In Press(2016).

[10] Guo-qing, Z., Qi-jun, Z.. Dynamic stall control optimization of rotor airfoil via variable droop leading-edge. Aerospace Science and Technology, 43, 406-414(2015).

[11] Wilcox, D.C. Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, Second Edition.

[12] Ignat, L.,Pelletier, D., and Ilinca, F. A Universal Formulation of Two-equation Models for Adaptive Computation of Turbulent Flows, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, vol. 189, pp. 1119–1139, (2000).

[13] Gresho, P.M. Sani, R.L. Incompressible Flow and the Finite Element Method, Volume 2: Isothermal Laminar Flow, John Wiley & Sons, (2000).

[14] Ladson, C.L. "Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section," NASA TM 4074, (1988).

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]

[Downloaded from jeed.dezful.iau.ir on 2026-11-09]

[DOR: 20.1001.1.20089813.1397.5.2.3.8]