

بهینه‌سازی ایرفویل پهباد ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی

میلاد اقبال

کارشناسی ارشد، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، omilad110@gmail.com

سجاد قاسملوی*

استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، sghasemloo@mut.ac.ir

سید حسین ساداتی

دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، hsadati@mut.ac.ir

چکیده

مداومت پروازی طولانی برای یک پهباد ارتفاع متوسط، زمانی حاصل می‌گردد که پیکربندی مناسب با بیشترین بازده آیرودینامیکی (نسبت نیروی برآ به نیروی پسا) برای آن در نظر گرفته شود. مقطع عرضی بال پهباد (ایرفویل) وظیفه تولید نیروی برآ را بر عهده دارد و با بهینه‌سازی آن می‌توان به مداومت پروازی طولانی دست یافت. در این مقاله یک ایرفویل پرکاربرد در پهبادهای (GOE 493) به منظور پرواز در ارتفاع متوسط با تابع هدف نسبت نیروی برآ به پسا با الگوریتم الحاقی بهینه‌سازی شده است. برای شبیه‌سازی عددی جریان مغشوش بعد از بررسی مدل‌های آشفتگی مختلف و مقایسه نتایج حاصل از آن‌ها با نتایج تجربی، از مدل $k-k\omega$ و روش حجم محدود به همراه الگوریتم کوپل شده استفاده شده است. نتایج حاصل برای ایرفویل بهینه‌سازی شده نشان می‌دهد که بازده آیرودینامیکی در حالت کروز، ۲ برابر نسبت به حالت اولیه افزایش یافته است و ایرفویل بهینه‌سازی شده برای استفاده در پهبادهای ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی مناسب می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: ایرفویل، برآ، پسا، بازده آیرودینامیکی، بهینه‌سازی، الگوریتم الحاقی.

Airfoil optimization for medium altitude UAVs with long Endurance

M. Eghbal
S. Ghasemloo
S. H. Sadati

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University, Tehran, Iran
Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University, Tehran, Iran
Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University, Tehran, Iran

Abstract

A medium-altitude UAV can achieve long endurance when the appropriate configuration with the highest aerodynamic performance (lift to drag ratio) is taken into account. The cross-sectional shape of a UAV wing (airfoil) generates the lift force, and optimization of this section can lead to long endurance. In the present study, a widely used UAV airfoil (GOE 493) is optimized for medium-altitude flight using an adjoint algorithm. In this study, lift/drag ratio serves as the objective function. Different turbulence models were examined and their results were compared with the experimental results, and then the $k-k\omega$ model and finite volume method with coupled algorithm were used to simulate turbulent flow numerically. The results obtained from the optimized airfoil show that the aerodynamic performance in the cruise mode is twice as much as that in the original mode and the optimized airfoil is suitable for medium-altitude long-endurance UAVs.

Keywords: Airfoil, Lift, Drag, Aerodynamic Performance, Optimization, Adjoint Algorithm.

۱- مقدمه

طراحی ایرفویل مناسب، رکن اصلی طراحی بال و پهباد می‌باشد. به منظور دستیابی به مداومت پروازی طولانی، بازده آیرودینامیکی بالایی مورد نیاز است که می‌توان با بهینه‌سازی سطح مقطع بال به بازده آیرودینامیکی مطلوب دست یافت. با گسترش استفاده از روش‌های بهینه‌سازی در فرایند طراحی آیرودینامیکی تلاش قابل توجهی در جهت افزایش اثربخشی و کارایی این روش‌ها انجام پذیرفته است. از میان روش‌های بهینه‌سازی که در زمینه آیرودینامیک کاربرد دارد روش‌های مبتنی بر گرادیان به دلیل الگوریتم عددی مشخص و بار محاسباتی نسبتاً پایین، پیشرفت قابل توجهی داشته‌اند. در روش‌های مرسوم بهینه‌سازی، تنها می‌توان حساسیت جریان به مشخصات سیال نظیر سرعت، جنس و غیره را مورد بررسی قرار داد این در حالی است که در روش حلگر الحاقی می‌توان حساسیت خروجی به دیگر مشخصات شبیه‌سازی، نظیر هندسه را بدست آورد؛ در شبیه‌سازی

سیالات، با ایجاد هندسه مشخص کردن نوع سیال، مدل‌های آشفتگی و تعیین شرایط مرزی، فرایند حل شروع می‌شود. پس از حل، نتایج کاملی که مشخص‌کننده حالت جریان در نقاط مختلف هندسه است بدست می‌آید. سپس با ابزارهای دیگر کارایی سیستم مشخص می‌شود. با تغییر هر یک از ورودی‌های مسئله، نتایج تغییر می‌کنند. میزان تغییر نتایج بر حسب ورودی متغیر، منوط به حساسیت جریان به آن متغیر خاص می‌باشد. میزان این حساسیت به کمک مشتق نتایج بر حسب ورودی متغیر بدست می‌آید. به روش‌های پیدا کردن این مشتق‌ها در دامنه‌های محاسباتی تحلیل میزان حساسیت گفته می‌شود. حلگر الحاقی قابلیت آن را دارد که مشتق تنها یک خروجی را نسبت به تعداد زیادی از پارامترهای ورودی، با حل تعداد محدودی معادله، بدست آورد. این خروجی می‌تواند بیانگر کارایی سیستم، نظیر برآ یا پسای ایرفویل، یا افت فشار در طول لوله و غیره باشد. از همه مهم‌تر آن که این حلگر قابلیت محاسبه مشتق خروجی بر حسب هندسه را دارد. مطالعات مربوط به استفاده از روش الحاقی برای بهینه‌سازی سیستم‌هایی که بر

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: sghasemloo@mut.ac.ir

پایه معادلات بیضوی استوار بودند برای نخستین بار توسط پیرون [۱] آغاز شد. در عرصه هوانوردی جیمسون [۳،۲] نخستین فردی بود که از معادلات الحاقی پیوسته برای کاهش اثرات منفی امواج ضربه‌ای استفاده کرد. او معادلات الحاقی را برای بهینه‌سازی بال در حالت سه بعدی براساس معادلات اوایلر [۴] گسترش داد و از آن برای تعیین شکل بهینه‌ی یک هواپیما با حل معادلات ناوبر استوکس [۵] استفاده نمود. بنورایو و همکاران [۶] معادلات الحاقی را برای پوشش جریان‌های متلاطم گسترش دادند، آنها از مدل اسپالارت-آلماراس جهت اضافه کردن اثرات اغتشاش استفاده کردند. معادلات الحاقی پیوسته علاوه بر جریان‌های خارجی در جریان‌های داخلی نیز کاربرد دارند. لو و همکاران [۷] از این روش جهت بهبود عملکرد توربین‌ها و کمپرسورها استفاده کردند و کارایی بالای معادلات الحاقی پیوسته را در بهینه‌سازی آیرودینامیکی سطوح مختلف گزارش دادند. ابتدا معادلات الحاقی فقط بر شبکه‌های منظم پیاده‌سازی می‌شد، ولی با گذشت زمان و افزایش نیاز به بهینه‌سازی هندسه‌های پیچیده، کاربرد این روش به استفاده از شبکه‌های نامنظم نیز گسترش پیدا کرد. اندرسون و ونکاتاریشان [۸] از نخستین افرادی بودند که توانستند رابطه‌ای برای بررسی معادلات ناوبر استوکس در شبکه‌های نامنظم ارائه دهند. آنها به این نکته اشاره کردند که به وجود آمدن مشتقات مرتبه بالا در معادلات الحاقی موجب ایجاد مشکل در زمینه همگرایی معادلات و دقت نتایج می‌شود. جیمسون و کیم [۹] از رابطه‌ی تغییرات به فرمولی مشابه کار اندرسون و نکاتاریشان برای جریانات اوایلری رسیدند. معادلات الحاقی مربوط به جریانات غیرلزج و آرام برای شبکه نامنظم توسط کاسترو و همکاران [۱۰] توسعه داده شد. در چند سال اخیر توجه قابل ملاحظه‌ای به حلگر نوپای الحاقی شده است. حتی شرکت‌های بزرگ نرم افزاری نظیر Ansys، این حلگر را در سال ۲۰۱۲ به نرم افزارهای خود اضافه نمودند. کارپنتیری [۱۱] در تحقیق خود با استفاده از حلگر الحاقی به بهینه‌سازی هندسی بال ONERA-M6 پرداخت و توانست با تغییر اندازه دهانه و لبه‌ی فرار بال میزان برآ به پسا را افزایش دهد. لو و همکاران [۱۲] از الگوریتم الحاقی به منظور بهینه‌سازی عملکرد توربین‌ها و کمپرسورها استفاده کردند و گزارش دادند که الگوریتم الحاقی برای بهینه‌سازی آیرودینامیکی سطوح توربومشین‌ها بسیار کارآمد است. لی و همکاران [۱۳] از معادلات الحاقی جهت بهینه‌سازی سطوح آیرودینامیکی با اعداد رینولدز پایین استفاده کرده و کاربرد این روش را برای جریانهای نوسانی با سرعت پایین اثبات کردند. وانگ و همکاران [۱۴] الگوریتم الحاقی را برای بهینه‌سازی ایرفویل، بر اساس روش گالرکین ناپیوسته برای معادلات اوایلر توسعه داد. وانگ از این الگوریتم جهت کاهش نیروی پسای ایرفویل RAE2822 استفاده نمود و نتایج عددی نشان داد که نیروی پسا کاهش یافته است.

با توجه به مطالعات انجام شده می‌توان نتیجه گرفت که الگوریتم الحاقی، الگوریتم مناسبی جهت بهینه‌سازی شکل ایرفویل می‌باشد. در این پژوهش یکی از ایرفویل‌های پرکاربرد در بال پهن‌پایه‌ها (GOE 493) که تاکنون در هیچ مقاله‌ای بهینه‌سازی نشده است تحلیل عددی و بهینه‌سازی شده است. نخست تحلیل عددی با نرم افزار Fluent بر روی ایرفویل GOE 493 در شرایط پروازی یک پهن‌پایه ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی در سرعت ۲۰۰ کیلومتر بر ساعت با مدل آشفتگی K-KI-Omega و دقت مرتبه دوم انجام شده است. سپس به

کمک الگوریتم الحاقی و با تابع هدف نسبت برآ به پسا، شکل این ایرفویل برای پرواز در ارتفاع ۲۰۰۰ پا بهینه شده است. در پایان هر چرخه بهینه‌سازی با توجه به کاهش کیفیت شبکه، شکل جدید ایرفویل استخراج شده و شبکه جدید با کیفیت بالا حول آن ایجاد شده است و بهینه‌سازی مجدد بر روی شکل جدید انجام گرفته است. چرخه مورد نظر ۲۰ دفعه تکرار و ایرفویل بهینه شده تابع هدف یعنی بازده آیرودینامیکی را ارضا نموده است. با توجه به اینکه الگوریتم الحاقی برای مدل توربولانسی K-KI-Omega تعریف نشده است برای بهینه‌سازی از مدل توربولانسی K-ε استفاده شده است و سپس تحلیل عددی با مدل K-KI-Omega بر روی مدل بهینه شده انجام شده است که این روش می‌تواند در پژوهش‌های بعدی نیز مورد استفاده قرار گیرد.

۲- روش حل و معادلات حاکم

در این پژوهش با توجه به تراکم ناپذیر بودن جریان، از حل فشار پایه با روش کوپل شده استفاده شده است. معادلات کامل ناوبر - استوکس، شامل معادله‌ی پیوستگی و بقای اندازه حرکت به عنوان معادلات حاکم بر جریان در نظر گرفته شده است. روابط (۱) تا (۳) بیانگر این معادلات به شکل تانسوری می‌باشد:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \rho u_i u_j = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

با توجه به اینکه جریان تراکم ناپذیر می‌باشد به منظور کاهش هزینه‌ی محاسباتی از معادلات انرژی صرفنظر و حل جریان به صورت پایا در نظر گرفته شده است لذا جمله زمانی معادلات بالا حذف شده و جمله تنش برشی به شکل زیر نوشته می‌شود:

$$\tau_{i,j} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \frac{u_k}{x_k} \delta_{i,j} \quad (3)$$

در این معادله u_i مولفه‌ی سرعت در مختصات دکارتی، ρ چگالی جریان، μ لزجت جریان و p فشار جریان می‌باشد. لزجت و چگالی در این معادله ثابت در نظر گرفته شده است.

۲-۱- معادلات حلگر الحاقی

مشابه با روش‌های حل میدان جریان، دو نوع روش برای این حلگر موجود است؛ روش پیوسته و روش گسسته. باید در نظر داشت که انتظار می‌رود نتایج حاصل از این دو روش تفاوت چندانی نداشته باشند.

یک حلگر پیوسته الحاقی به طور جداگانه استخراج شده و بر معادلات دیفرانسیل جزئی حاکم بر میدان جریان اعمال می‌شود. در این روش، معادلات الحاقی به فرم دیفرانسیلی نوشته شده و شرایط مرزی این معادلات نیز به روش‌های ریاضی استخراج می‌شوند. این روش در نرم‌افزارهای تجاری نظیر Fluent و Star-CCM استفاده نمی‌شود.

$$dJ = \frac{\partial J}{\partial q_j^v} \delta q_j^v + \frac{\partial J}{\partial c_j} \delta c_j \quad (7)$$

با توجه به معادله (۶)، حساسیت جریان نسبت به متغیرهای میدان تنها وقتی مشخص می‌شود که δc_j بدست آید. به همین دلیل حل معادله (۶) اصلاً پیشنهاد نمی‌شود زیرا پیدا کردن حساسیت میدان جریان نسبت به موقعیت هندسه، همانطور که قبل تر ذکر شد، نیاز به انجام محاسبات بالایی دارد. این مشکل با حذف جمله مربوط به تغییرات میدان جریان در معادله (۷) و بدست آوردن رابطه ای بر حسب تغییرات خروجی مورد نظر بر حسب موقعیت سیستم مرتفع می‌شود. این کار با در نظر گرفتن تعدادی متغیر الحاقی $\bar{q}^\mu$ به تعداد معادلات جریان انجام می‌شود. بازنویسی معادله (۶) منجر به رابطه زیر می‌شود:

$$(\bar{q}_i^\mu \frac{\partial R_i^\mu}{\partial q_j^v}) \delta q_j^v = -\bar{q}_i^\mu \frac{\partial R_i^\mu}{\partial c_j} \delta c_j \quad (8)$$

جمله داخل پرانتز شبیه به جمله دوم از معادله (۷) می‌شود:

$$\bar{q}_i^\mu \frac{\partial R_i^\mu}{\partial q_j^v} = \frac{\partial J}{\partial q_j^v} \quad (9)$$

معادلات (۹)، همان معادلات حلگر الحاقی می‌باشد. پس از اعمال تغییرات روی معادله (۶)، داریم:

$$dJ = \left(\frac{\partial J}{\partial c_j} - \bar{q}_i^\mu \frac{\partial R_i^\mu}{\partial c_j} \right) \delta c_j \quad (10)$$

همانطور که مشخص است، با داشتن $\bar{q}_i^\mu$ می‌توان تغییرات خروجی بر حسب موقعیت مکانی سیستم را بدست آورد. [۱۱]

۲-۲- شبکه‌بندی میدان جریان حول ایرفویل

یکی از مهم‌ترین مراحل تحلیل‌های عددی، تولید شبکه می‌باشد. در فرآیند تولید شبکه، اندازه شبکه و نوع آن متناسب با فیزیک مسأله و تشخیص موقعیت‌هایی با گرادیان‌های شدید تعیین می‌گردد. شبکه مناسب تأثیر زیادی بر دقت جواب‌ها، مدت زمان حل و نرخ همگرایی (یا حتی عدم همگرایی) دارد. از این رو، المان‌ها بایستی به حدی کوچک شوند که بین زمان حل و دقت محاسبات، تعادلی منطقی برقرار گردد. در این پروژه از نرم‌افزار ICEM برای تولید شبکه استفاده شده است. از طریق این نرم‌افزار می‌توان شبکه‌ای مناسب روی مدل، پیرامون آن و در ناحیه دوردست ایجاد نمود.

برای شبکه‌بندی ایرفویل از شبکه باسازمان استفاده شده است. شکل ۱ میدان حل، چیدمان بلوک‌ها و نوع مرزهای در نظر گرفته شده را نشان می‌دهد. فاصله‌ی مرز ورودی ۱۰ و فاصله‌ی مرز خروجی ۲۰ برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. مطابق این شکل مرزهای ورودی از نوع سرعت ورودی و مرز خروجی از نوع فشار خروجی می‌باشد.

ویژگی اصلی روش مذکور عدم وجود وابستگی به معادلات میدان جریان می‌باشد. در حالی که این روش بسیار مفید به نظر می‌رسد باید توجه داشت که نحوه حل این روش بسیار پیچیده می‌باشد. هم اکنون این روش نوپا در حال بررسی توسط محققین این حوزه می‌باشد. حلگر گسسته بر اساس معادلات گسسته شده جریان بدست آمده و به همین دلیل این روش وابستگی شدیدی به میدان جریان دارد. در نتیجه برای داشتن نتایج دقیق نیاز به داشتن نتایج دقیق میدان جریان است. این تنها ضعف این روش می‌باشد. در حالیکه این روش حجم محاسباتی کمتری نسبت به روش قبل دارد. نرم افزارهای تجاری اغلب از این روش بهره می‌گیرند. نرم افزار Fluent از این حلگر برای بدست آوردن حساسیت خروجی بر حسب متغیرهای ورودی استفاده کرده است.

هدف اصلی در محاسبات سیالاتی تعیین پارامترهای میدان جریان مانند سرعت، فشار، چگالی و دیگر متغیرها بوده است. در روش‌های حجم کنترل متغیرها در مرکز سلول‌ها مشخص می‌شوند. در حالت ساده، این متغیرها تنها به فشار و سرعت محدود شده و بر این اساس بردار هر یک از این متغیرها در سلول μ به صورت q^μ نشان داده می‌شود. در حالتی که جریان به همگرایی رسیده باشد باقی مانده در معادلات جریان برابر:

$$R_i^\mu(q^0, q^1, \dots, q^{M-1}; c) = 0 \quad \mu = 0, \dots, M-1 \quad i = 0, \dots, L-1 \quad (4)$$

می‌شود که در صورت عدد دهی دقیق هر یک از متغیرها، میزان آن صفر می‌شود. M تعداد سلول‌ها و L تعداد متغیرها (سرعت، فشار و...) می‌باشد. c نیز نشان دهنده موقعیت مکانی هندسه می‌باشد.

$$J(q^0, q^1, \dots, q^{M-1}; c) \quad (5)$$

معادله (۵) نشان دهنده‌ی خروجی مورد نظر است که وابسته به متغیرهای جریان می‌باشد. بدیهی است که هدف، پیدا کردن حساسیت خروجی نسبت به متغیرهای ورودی می‌باشد. در نتیجه خروجی ذکر شده بر حسب متغیرهای ورودی قابل مشتق‌گیری است.

هدف پیدا کردن حساسیت متغیر خروجی بر حسب ورودی‌های کاربر می‌باشد. برای مثال اگر هدف پیدا کردن حساسیت برآ و پسا روی یک مرز باشد اگر فرض کنیم توزیع میدان جریان هیچ تغییر نکند (این فرض به هیچ وجه درست نیست) در ساده ترین حالت نیز تغییر هندسه منجر به تغییر برآ و پسا می‌شود. حال تغییر هندسه به خودی خود سبب تغییر میدان جریان و تغییر میدان جریان سبب تغییر توزیع پسا و برآ می‌شود. نقش اصلی حلگر الحاقی از بین بردن وابستگی خروجی به میدان جریان می‌باشد. این مهم با حل معادلات مربوط به حلگر الحاقی انجام می‌پذیرد.

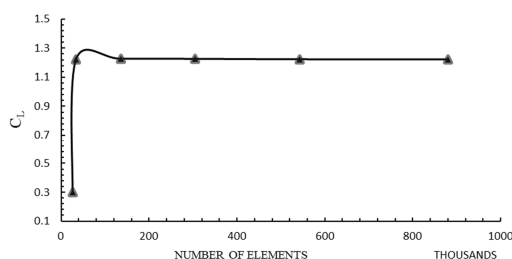
با تولید تغییرات کوچک δc_j در سیستم معادلات زیر حاصل شده است:

$$dR = \frac{\partial R_i^\mu}{\partial q_j^v} \delta q_j^v + \frac{\partial R_i^\mu}{\partial c_j} \delta c_j = 0$$

در نتیجه:

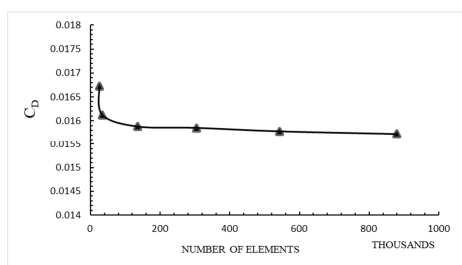
$$\frac{\partial R_i^\mu}{\partial q_j^v} \delta q_j^v = -\frac{\partial R_i^\mu}{\partial c_j} \delta c_j \quad (6)$$

با تغییر هندسه و در نتیجه میدان جریان، خروجی به شکل زیر تغییر کرده است:



شکل ۳- نمودار ضریب برآ در نسبت به تعداد شبکه

شکل ۴ نمودار ضریب پسا نسبت به تعداد شبکه را نشان می‌دهد. اختلاف ضریب پسا بین شبکه ۱۳۵۵۲۰ المانی با شبکه ۸۸۰۰۰۰ المانی کمتر از یک درصد می‌باشد. با توجه به نتایج بدست آمده از ۵ شبکه و اختلاف کمتر از ۱ درصد در ضرائب، شبکه ۱۳۵۵۲۰ المانی جهت تحلیل‌های بعدی مورد استفاده قرار گرفته است.



شکل ۴- نمودار ضریب پسا نسبت به تعداد شبکه

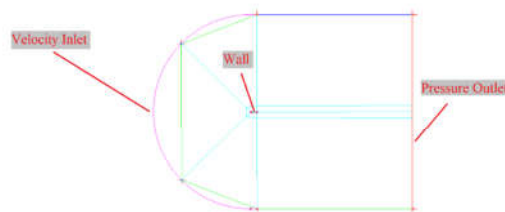
۴-۲- اعتبارسنجی

با توجه به اینکه برای ایرفویل GOE 493 نتایج تجربی وجود ندارد برای اعتبارسنجی حلگر از ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استفاده شده است. برای داده‌های تجربی لادسون موجود در [۱۵] استفاده شده است. شرایط حل جریان در جدول ۲ نشان داده شده است. جهت انتخاب مدل آشفتگی مناسب، در زاویه حمله صفر درجه تحلیل عددی بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ انجام شده است نتایج این تحلیل در جدول ۳ قابل مشاهده می‌باشد.

جدول ۲- شرایط حل برای اعتبارسنجی ناکا ۰۰۱۲

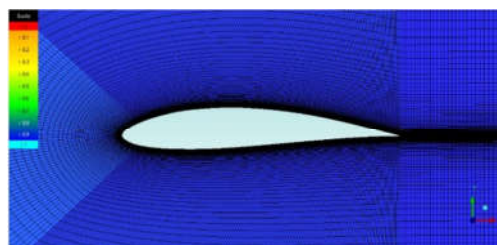
Reynolds Number	Viscosity (kg/m.s)	Density (kg/m ³)	Velocity (m/s)
3000000	1.79e-05	1.225	43.822

در تحلیل عددی انجام گرفته با مدل آشفتگی K-KI-Omega، مطابق جدول ۴، کمترین درصد خطا با داده‌های تجربی حاصل شد. علت خطای کم این مدل نسبت به مدل‌های دیگر، می‌تواند به دلیل استفاده از دو معادله‌ی انرژی جنبشی مجزا، برای مدل سازی جریان آرام و آشفته و همچنین در نظر گرفتن بهتر حالت گذار از جریان آرام به آشفته باشد. برای تحلیل‌های عددی بعدی از مدل آشفتگی K-KI-Omega استفاده شده است.



شکل ۱- بلوک‌بندی و نوع مرزها برای تحلیل عددی ایرفویل GOE 493

شکل ۲ شبکه‌بندی نزدیک ایرفویل را نشان می‌دهد. ارتفاع اولین لایه در جهت عمودی در این شبکه با توجه به رینولدز جریان، ۰/۰۸۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است که با نرخ ۱/۲ به سمت دور از جسم درشت می‌شود. کمترین کیفیت شبکه ۰/۹۵۱ می‌باشد و صد درصد المان‌ها کیفیتی بین ۰/۹۵۱ تا ۱ دارند.



شکل ۲- شبکه‌بندی ایرفویل GOE 493 نزدیک ایرفویل

۳-۲- استقلال حل از شبکه

به منظور بررسی استقلال نتایج از شبکه، ۵ سری شبکه‌بندی بر روی هندسه تولید شده است و تحلیل عددی در زاویه حمله‌ی ۱۰ درجه بر روی ایرفویل انجام شده است. مشخصات ۵ شبکه در جدول ۱ آورده شده است. شکل ۳ نمودار ضریب برآ نسبت به تعداد المان را نشان می‌دهد. درصد خطای ضریب برآ در شبکه ۱۳۵۵۲۰ المانی نسبت به شبکه ریزتر، ۰/۳۷ درصد می‌باشد.

جدول ۱- نتایج استقلال حل از شبکه

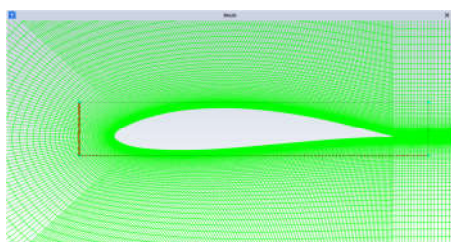
Number Of Elements	C _L	C _D
25805	0.299	0.0167
33880	1.224	0.0143
135520	1.228	0.0158
304920	1.227	0.0157
542080	1.224	0.0156
880000	1.224	0.0156

برای مدل توربولانسی K-KI-Omega تعریف نشده است برای بهینه سازی از مدل توربولانسی K-ε استفاده شده است. بدین صورت که با این مدل بهینه سازی انجام شده است و در انتها، تحلیل عددی دوباره با مدل K-KI-Omega انجام شده است. شرایط حل مطابق شرایط ارتفاع ۶۰۰۰ متر و سرعت ۲۰۰ کیلومتر بر ساعت مطابق جدول ۵ در نظر گرفته شده است.

جدول ۵- شرایط حل برای تحلیل عددی ایرفویل GOE 493

Type	Steady Pressure base
Model	k-kl-omega
Density(kg/m ³)	0.66
Viscosity(kg/m.s)	1.6e-05
Solution method	coupled
Velocity(m/s)	55.55
Pressure(pa)	47220
Altitude(m)	6000
Reynolds	2298968

تابع هدف در این بهینه سازی بازده آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) می باشد. با توجه به اینکه بیشترین فاز پروازی پهباد ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی (MALE) در فاز کروز است بهینه سازی در زاویه حمله صفر درجه که همان زاویه پرواز پهباد در حالت سیر می باشد انجام شده است. شکل ۷ نقاط کنترلی در نظر گرفته شده برای بهینه سازی را نشان می دهد. تعداد ۱۰۰ نقطه در جهت x و ۵۰ نقطه در جهت y در نظر گرفته شده است.



شکل ۷-نقاط کنترلی در نظر گرفته شده برای بهینه سازی ایرفویل

این ایرفویل در ۲۰ مرحله بهینه شده است که شکل نهایی ایرفویل در شکل ۸ نشان داده شده است. مطابق شکل ایرفویل بهینه شده، شعاع لبه حمله ایرفویل اولیه کاهش یافته، ارتفاع کمبر بالا و پایین ایرفویل، نسبت به محور افقی افزایش یافته است و انتهای ایرفویل بسیار باریک شده است که تغییرات شکل ایرفویل اولیه نسبت به ایرفویل بهینه شده در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل ۸-شکل نهایی ایرفویل بهینه شده

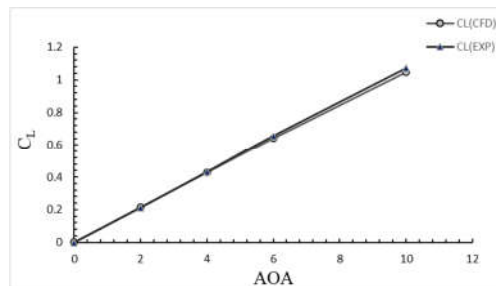
جدول ۳- تحلیل عددی ناکا ۰۰۱۲ با مدل آشفتگی های مختلف

Model	C _D (CFD)	C _D (EXP)
Spalart-Allmaras	0.02798	0.00592
K-epsilon-realizable	0.01376	
k-kl-omega	0.005644	
k-omega-SST	0.01160	

جدول ۴ نتایج تحلیل عددی و تجربی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ را نشان می دهد. در زوایای بین ۰ تا ۶ درجه درصد خطای ضریب برآ و پسا کمتر از ۳ درصد می باشد. شکل ۵ ضریب برآ حاصل از تحلیل عددی و تجربی را نشان می دهد. بیشترین درصد خطا برای ضریب برآ ۲/۲۵ درصد می باشد که در زاویه حمله ۱۰ درجه اتفاق می افتد.

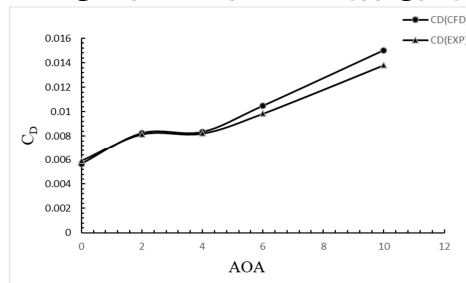
جدول ۴- نتایج اعتبارسنجی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

AOA	C _D (CFD)	C _D (EXP)	C _L (CFD)	C _L (EXP)
0	0.0056	0.0059	0.00262	0
2	0.0082	0.0081	0.2128	0.2125
4	0.0083	0.0082	0.4295	0.4316
6	0.0104	0.0098	0.6405	0.6546
10	0.0150	0.0138	1.0465	1.0707



شکل ۵-ضریب برآ ناکا ۰۰۱۲ بدست آمده از تحلیل عددی و تجربی

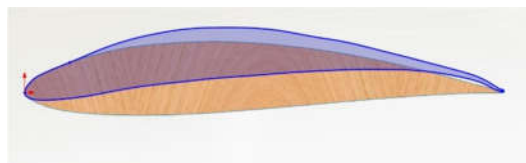
شکل ۵ و شکل ۶ ضرایب آیرودینامیکی بدست آمده از تحلیل عددی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در زاویه حمله های مختلف در مقایسه با داده های تجربی را نشان می دهد. مطابق شکل ۷ اختلاف ضریب برآی عددی و تجربی در زاویه حمله ی ۴ درجه، ۰/۴۸ درصد می باشد.



شکل ۶- ضریب پسی ناکا ۰۰۱۲ بدست آمده از تحلیل عددی و تجربی

۳- بهینه سازی ایرفویل

همانطور که قبلا ذکر شد برای بهینه سازی ایرفویل GOE 493 از الگوریتم الحاقی استفاده شده است. با توجه به اینکه الگوریتم الحاقی



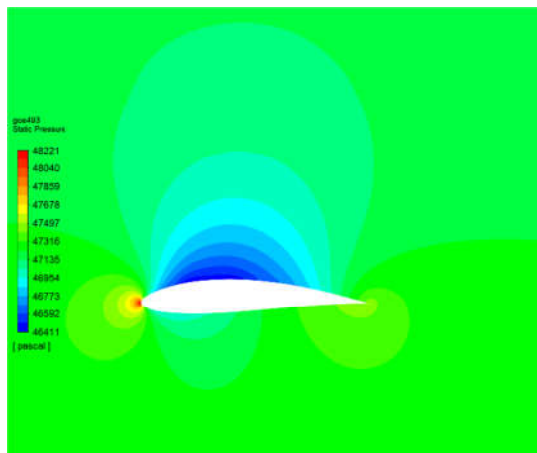
شکل ۹- ایرفویل GOE493 و ایرفویل بهینه شده

جدول ۶ پارامترهای ایرفویل بهینه شده و ایرفویل اولیه را نشان می‌دهد. مطابق تحلیل عددی انجام شده بیشینه ضخامت ایرفویل ۴/۹ درصد نسبت به ایرفویل اولیه کاهش یافته است. جدایش در ایرفویل بهینه شده در زاویه حمله کمتری نسبت به ایرفویل اولیه رخ می‌دهد و علت آن افزایش ارتفاع کمبر ایرفویل بهینه شده نسبت به ایرفویل اولیه است که باعث می‌گردد زاویه‌ی انحراف جریان افزایش یابد و جریان از ایرفویل جدا شود. ضریب برای صفر ایرفویل بهینه شده ۲/۴۷ برابر ایرفویل اولیه می‌باشد که نشان از بهینه شدن و بهبود ایرفویل نهایی نسبت به ایرفویل اولیه می‌باشد.

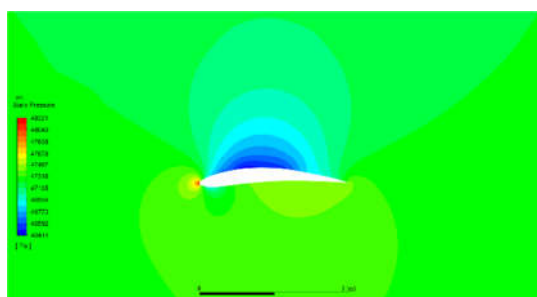
جدول ۶- مشخصات ایرفویل بهینه شده و ایرفویل اولیه

Airfoil	C_{L0}	C_{D0}	C_{LMAX}	α_{Stall}	MAX Thickness %
GOE 493	0.39	0.0069	1.6024	15	14.9
Opt Airfoil	0.97	0.0087	1.7888	12	10

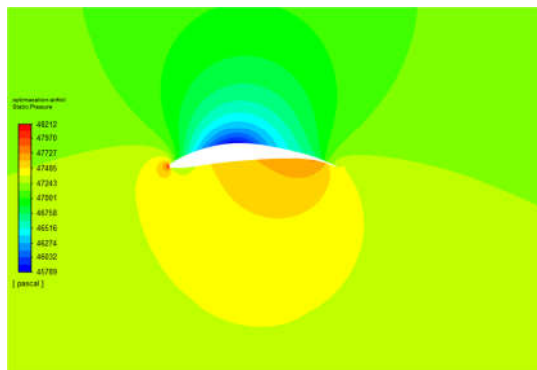
شکل ۱۰، ۱۱ و ۱۲ کانتور فشار حول ایرفویل بهینه شده، حالت میانی و ایرفویل اولیه را نشان می‌دهد. همانطور که کانتورهای فشار نشان می‌دهد با افزایش انحنا در قسمت پایین ایرفویل، فشار استاتیک افزایش می‌یابد که بالتبع باعث افزایش نیروی برآ می‌شود. در شکل ۱۳ توزیع ضریب فشار بر روی ایرفویل اصلی و بهینه نشان داده شده است. در بخش پایینی ایرفویل بهینه شده، بیشینه فشار استاتیک به ۴۷۴۸۵ پاسکال می‌رسد این در حالی است که در ایرفویل GOE493 بیشینه فشار استاتیک در قسمت پایین ایرفویل، ۴۷۳۱۶ پاسکال می‌باشد که نشان دهنده‌ی افزایش ۰/۳۵ درصدی بیشینه فشار در ایرفویل بهینه شده است. افزایش ارتفاع کمبر ایرفویل بهینه شده نسبت به ایرفویل اولیه باعث افزایش بیشتر فشار در قسمت پایینی ایرفویل می‌شود. در قسمت بیشینه ضخامت، در بالای ایرفویل، فشار استاتیک برای ایرفویل بهینه شده به ۴۵۷۸۹ پاسکال می‌رسد در حالی که در ایرفویل GOE493 این فشار به ۴۶۴۱۱ پاسکال رسیده است. این کاهش فشار در سطح بالا و افزایش در سطح پایین در مجموع سبب افزایش نیروی برآ می‌شود. در زاویه حمله صفر درجه در ایرفویل بهینه شده به واسطه‌ی شیب زیاد لبه‌ی حمله و ارتفاع کمبر بیشتر نسبت به ایرفویل GOE493 اختلاف فشار بیشتری ایجاد می‌شود که باعث افزایش نیروی برآ نسبت به ایرفویل اولیه می‌گردد. مطابق شکل ۱۳ بیشینه ضریب فشار ۱/۵- می‌باشد که در قسمت پایین ایرفویل بهینه شده و ۴۲ درصد وتر ایرفویل بهینه شده ایجاد شده است.



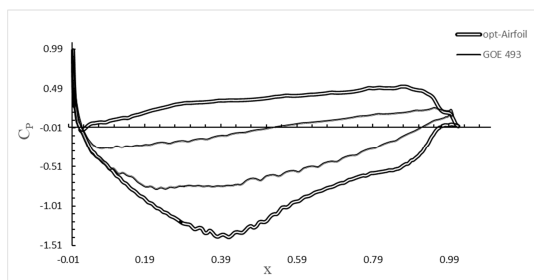
شکل ۱۰- کانتور فشار ایرفویل GOE493 در زاویه حمله صفر درجه



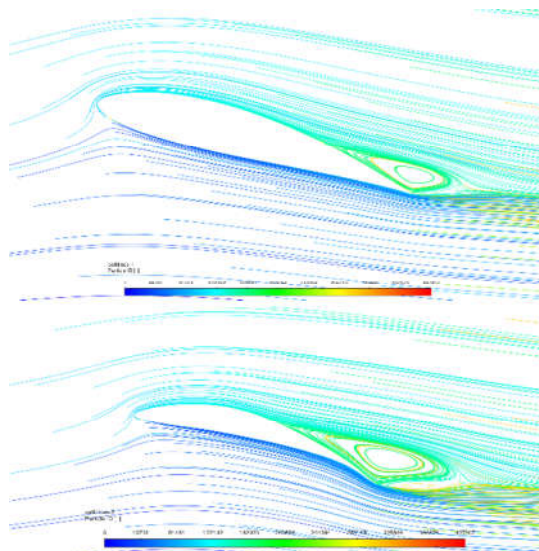
شکل ۱۱- کانتور فشار ایرفویل حالت میانی بهینه شده در زاویه حمله صفر درجه



شکل ۱۲- کانتور فشار ایرفویل بهینه شده در زاویه حمله صفر درجه

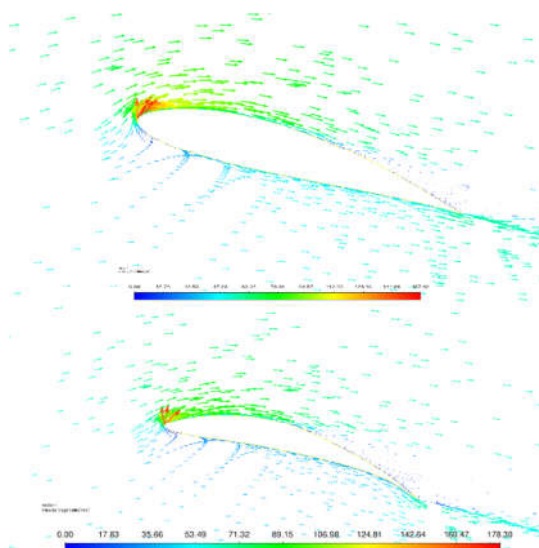


شکل ۱۳- توزیع فشار بر روی ایرفویل GOE 493 و ایرفویل بهینه شده در زاویه حمله صفر درجه

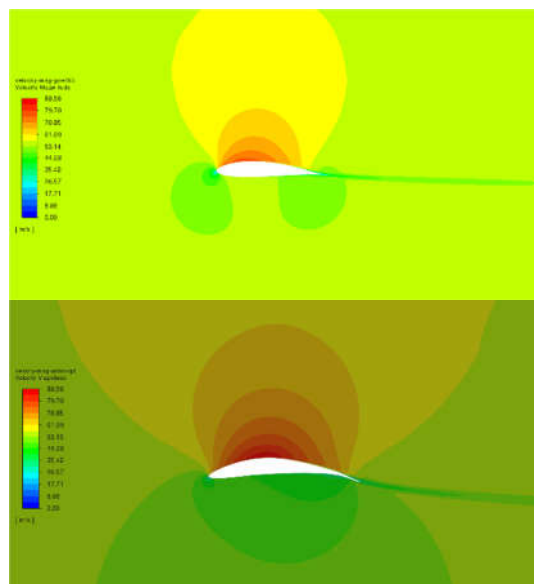


شکل ۱۶- خطوط مسیر بر روی ایرفویل GOE493 و شکل بهینه شده آن در زاویه حمله‌ی ۱۶ درجه

مطابق شکل ۱۷ در ۵۲ درصد طول وتر ایرفویل بهینه، بردارهای سرعت در جهت خلاف جریان می‌باشد که نشان دهنده‌ی جدایش جریان می‌باشد، اما جدایش جریان در ایرفویل اصلی در ۶۰ درصد طول وتر آن اتفاق می‌افتد.

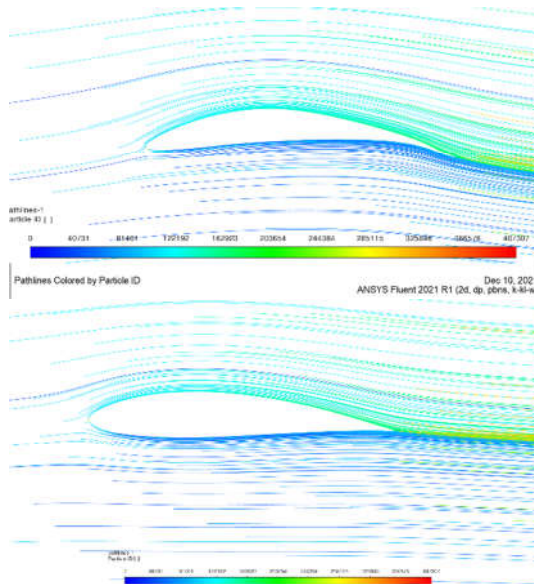


شکل ۱۷- بردارهای سرعت بر روی ایرفویل GOE493 و شکل بهینه شده آن در زاویه حمله‌ی ۱۶ درجه

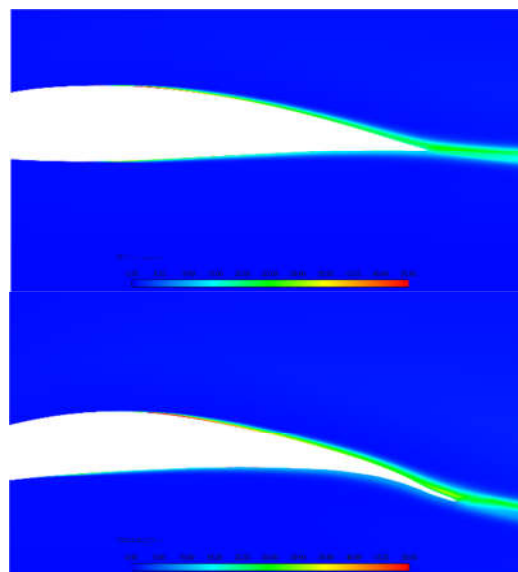


شکل ۱۴- کانطور سرعت بر روی ایرفویل GOE493 و شکل بهینه شده آن در زاویه حمله‌ی صفر درجه

شکل ۱۵ و ۱۶ خطوط مسیر بر روی ایرفویل‌ها را نشان می‌دهد. مطابق شکل ۱۶ در زاویه حمله‌ی ۱۶ درجه، جدایش جریان در ایرفویل بهینه زودتر رخ می‌دهد که باعث می‌شود ناحیه گردابه‌ها در ایرفویل بهینه بزرگتر باشد که باعث افزایش درگ در این ایرفویل نسبت به ایرفویل اصلی می‌شود.



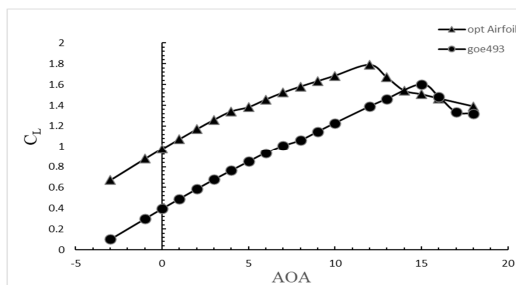
شکل ۱۵- خطوط مسیر بر روی ایرفویل GOE493 و شکل بهینه شده آن در زاویه حمله‌ی ۲ درجه



شکل ۱۸- کانطور انرژی جنبشی آشفتگی بر روی ایرفویل GOE493 و شکل بهینه شده آن در زاویه حمله‌ی ۲ درجه

۴- نتیجه‌گیری

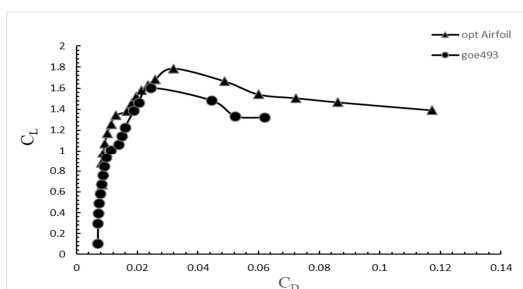
نتایج تحلیل عددی و مقایسه ایرفویل بهینه شده و اصلی در شکل‌های ۱۶ تا ۱۸ نشان داده شده است. مطابق شکل ۱۹ بیشترین ضریب برآ برای ایرفویل GOE 493 در زاویه حمله‌ی ۱۵ درجه رخ می‌دهد که مقدار آن برابر ۱/۶۰۲ و برای ایرفویل بهینه شده در زاویه حمله ۱۲ درجه و مقدار آن برابر ۱/۷۸۸ می‌باشد. استال در ایرفویل بهینه شده در زاویه حمله‌ی کوچکتری اتفاق می‌افتد که علت آن داشتن انحنا بیشتر در طول کمتر وتر ایرفویل می‌باشد که باعث ایجاد گرادیان فشار مثبت در جهت جریان و برگشت جریان می‌شود البته این انحنا در زاویه حمله‌ی پایین‌تر باعث افزایش نیروی برآ شده است. کمترین ضریب برآ برای هر دو ایرفویل در زاویه حمله‌ی ۳- درجه می‌باشد. برای ایرفویل GOE493 مقدار آن برابر ۰/۱ و برای ایرفویل بهینه شده مقدار آن برابر ۰/۶۷ می‌باشد. در زاویه حمله صفر درجه ضریب برآ ایرفویل GOE493 برابر ۰/۳۹ و ضریب برآ ایرفویل بهینه شده برابر ۰/۹۷ می‌باشد که نشان‌دهنده‌ی افزایش ۲/۴۷ برابری می‌باشد.



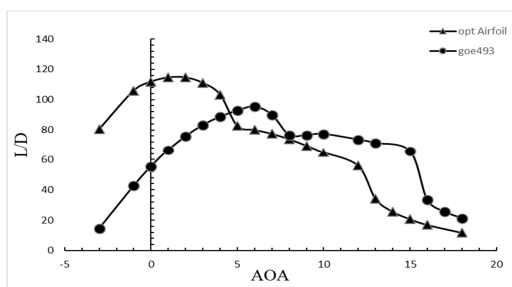
شکل ۱۹- ضریب برآ نسبت به زاویه حمله حاصل از تحلیل عددی ایرفویل GOE493 و ایرفویل بهینه شده

شکل ۲۰ نمودار پسای قطبی برای دو ایرفویل را نشان می‌دهد. بیشترین ضریب پسا برای ایرفویل GOE 493 در زاویه حمله ۱۸

درجه و مقدار آن برابر ۰/۰۶۲ و برای ایرفویل بهینه شده در زاویه حمله ۱۸ درجه و مقدار آن برابر ۰/۱۱۷ می‌باشد. کمترین ضریب پسا برای ایرفویل GOE493 در زاویه حمله ۳- درجه و مقدار آن برابر ۰/۰۰۶۹ و برای ایرفویل بهینه شده در همان زاویه و مقدار آن برابر ۰/۰۰۸۳ می‌باشد. در زاویه حمله صفر درجه ضریب پسای ایرفویل GOE493 برابر ۰/۰۰۷۱ و ضریب پسای ایرفویل بهینه شده برابر ۰/۰۰۸۷ می‌باشد. در ایرفویل بهینه شده به دلیل داشتن انحنا بیشتر ناحیه و اندازه‌ی گردابه‌ها در زاویه حمله‌های بالا مطابق شکل ۱۶ بیشتر شده است. بیشترین بازده آیرودینامیکی مطابق شکل ۲۱ برای ایرفویل GOE493 در زاویه حمله ۶ درجه رخ می‌دهد و مقدار آن برابر ۹۵/۴ می‌باشد با افزایش بیشتر زاویه حمله بازده آیرودینامیکی کاهش می‌یابد. کمترین بازده در زاویه حمله‌ی ۳- درجه رخ می‌دهد که مقدار آن برابر ۱۴/۵ می‌باشد. برای ایرفویل بهینه شده بیشترین بازده آیرودینامیکی در زاویه حمله ۲ درجه رخ می‌دهد و مقدار آن برابر ۱۱۴/۵ می‌باشد. کمترین بازده در زاویه ۱۹ درجه و مقدار آن برابر ۲۲/۳ می‌باشد.



شکل ۲۰- ضریب برآ نسبت به ضریب پسا برای ایرفویل GOE493 نسبت به ایرفویل بهینه شده



شکل ۲۱- بازده آیرودینامیکی ایرفویل بهینه شده نسبت به ایرفویل GOE493

نتایج تحلیل عددی بهینه‌سازی ایرفویل GOE493 نشان می‌دهد که بازده آیرودینامیکی ایرفویل بهینه شده نسبت به نمونه اولیه در زاویه حمله‌ی ۳- درجه، ۸۲ درصد، در ۱- درجه ۵۹ درصد، در صفر درجه ۵۰ درصد، در ۱ درجه ۴۱ درصد، در ۲ درجه ۳۳ درصد، در ۳ درجه ۲۵ درصد، در ۴ درجه ۱۴ درصد افزایش داشته است و در زاویه حمله‌های بزرگتر از ۴ درجه بازده آیرودینامیکی کاهش می‌یابد. با توجه به اینکه بیشترین فاز پروازی پهنادهای ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی در حالت کروز می‌باشد و در این فاز، پهناد با زاویه حمله‌ی حدود صفر درجه پرواز می‌کند و با توجه به اینکه ایرفویل بهینه شده در زاویه

α	زاویه حمله، Degree
زیرنویس	
$L0$	برآ در زاویه حمله صفر درجه
$D0$	پسا در زاویه حمله صفر درجه
MAX	بیشینه
$Stall$	جدایش جریان
بالانویس	
v	شماره سلول

۷- مراجع

- [1] Pironneau O., Optimal Shape Design for Elliptic Systems, pp. 42- 66, Springer, 1982.
- [2] Jameson A., Aerodynamic design via control theory, Scientific Computing, Vol. 3, No. 3, pp. 233-260, 1988.
- [3] Jameson A., Re-engineering the design process through computation, Aircraft, Vol. 36, No. 1, pp. 36-50, 1999.
- [4] Jameson A., Optimum aerodynamic design using CFD and control theory, AIA Paper, Vol. 1729, No. 1, pp. 124-131, 1995.
- [5] Jameson A., Martinelli L., Pierce N., Optimum aerodynamic design using the Navier-Stokes equations, Theoretical and Computational Fluid Dynamics, Vol. 10, No. 4, pp. 213-237, 1998.
- [6] Bueno-Orovio A., Castro C., Palacios F., Zuazua E., Continuous adjoint approach for the Spalart-Allmaras model in aerodynamic optimization, AIAA Journal, Vol. 50, No. 3, pp. 631-646, 2012.
- [7] Luo J., Xiong J., Liu F., Aerodynamic design optimization by using a continuous adjoint method, SCIENCE CHINA Physics, Mechanics & Astronomy, Vol. 57, No. 7, pp. 1363-1375, 2014.
- [8] Anderson W. K., Venkatakrishnan V., Aerodynamic design optimization on unstructured grids with a continuous adjoint formulation, Computers & Fluids, Vol. 28, No. 4, pp. 443-480, 1999.
- [9] Economon T. D., Optimal Shape Design Using an Unsteady Continuous Adjoint Approach, PhD Thesis, University of Staford, Stanford, 2014.
- [10] Lozano C., Palacios F., Zuazua E., Systematic continuous adjoint approach to viscous aerodynamic design on unstructured grids, AIAA Journal, Vol. 45, No. 9, pp. 2125-2139, 2007.
- [11] Giampietro CARPENTIERI, An Adjoint-Based Shape-Optimization Method for Aerodynamic Design, 2009
- [12] Luo J., Xiong J., Liu F., Aerodynamic design optimization by using a continuous adjoint method, SCIENCE CHINA Physics, Mechanics & Astronomy, Vol. 57, No. 7, pp. 1363-1375, 2014.
- [13] Lei, Juanmian, Jiandong, Adjoint-Based Aerodynamic Shape Optimization for Low Reynolds Number Airfoils, Journal of Fluids Engineering, Vol. 138, No. 2, pp. 210-221, 2016.
- [14] Wang K., Adjoint-based airfoil optimization with adaptive isogeometric discontinuous Galerkin method, Comput. Methods Appl. Mech. Engrg. (2018)
- [15] https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_Val.html

حمله‌ی صفر درجه بازده آیرودینامیکی را تا دو برابر افزایش می‌دهد گزینه مناسبی برای پهنادهای ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی می‌باشد.

۵- جمع‌بندی

در این مقاله ایرفویل GOE493 برای استفاده در پهنادهای ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی با الگوریتم الحاقی و تابع هدف بازده آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) بهینه‌سازی شده است. در ابتدا برای استقلال حل از شبکه، ۵ نوع شبکه انتخاب و تحلیل عددی در زاویه حمله ۱۰ درجه بر روی ایرفویل اولیه انجام شد و در نهایت شبکه ۱۳۵۵۲۰ المانی به عنوان شبکه نهایی انتخاب شد. برای اعتبارسنجی از ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ استفاده شد و با اعتبارسنجی که انجام شد مشخص شد که برای رژیم جریانی با سرعت ۴۳/۸۲ متر بر ثانیه و رینولدز ۳ میلیون، مدل آشفتگی K-KI-Omega کمترین خطا در ضرائب آیرودینامیکی با داده‌های تجربی را دارد. در ادامه با الگوریتم الحاقی و طی ۲۰ مرحله و تابع هدف بازده آیرودینامیکی، ایرفویل اولیه بهینه شد. به گونه‌ای که در زاویه حمله صفر درجه، بازده آیرودینامیکی ۲ برابر شد. با توجه به اینکه بیشترین فاز پروازی پهنادهای ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی در حالت کروز و در زاویه حمله صفر درجه انجام می‌شود و بازده آیرودینامیکی ایرفویل بهینه شده در این زاویه تا دو برابر بیشتر از ایرفویل اولیه می‌باشد می‌توان از این ایرفویل در پهنادهای ارتفاع متوسط با مداومت پروازی طولانی استفاده نمود. با استفاده از ایرفویل بهینه شده به جای ایرفویل اولیه در پهنادهای مادون صوت می‌توان برد و مداومت پروازی را به میزان قابل توجهی افزایش داد.

۶- نمادها

علائم انگلیسی

AOA	زاویه حمله، Degree
C_L	ضریب برآ، بی بعد
C_D	ضریب پسا، بی بعد
C_P	ضریب فشار، بی بعد
C	موقعیت مکانی هندسه
CFD	دینامیک سیالات محاسباتی
EXP	تجربی
L	تعداد متغیرها
L/D	بازده آیرودینامیکی
M	تعداد سلول‌ها
P	فشار، pa
R	میزان باقی مانده
t	زمان، s
U_i	تانسور سرعت، m/s
X_i	تانسور مکان، m

علائم یونانی

ρ	چگالی، kg/m^3
τ_{ij}	تانسور تنش برشی، N/m^2
μ	لزجت، $N \cdot s/m^2$