



بررسی اثر شیار و برآمدگی بر محل گذر و آیرودینامیک ایرفویل و بال پهبادی سرعت پایین

علیرضا نادری^{1*}، مهدی نجفی²

1- استادیار، هوافضا- آیرودینامیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

2- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

* تهران، کدپستی 3159916111، naderi@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 20 مهر 1393

پذیرش: 18 دی 1393

ارائه در سایت: 25 بهمن 1393

کلید واژگان:

حباب جدایی آرام

کنترل گذر جریان

شبیه‌سازی عددی

چکیده

در جریان‌های با عدد رینولدز متوسط، گاهی تقویت اغتشاشات منجر به ناپایداری جریان شده و در نهایت طی فرایند گذر رژیم آرام به آشفتگی، جریان تمایل دارد از سطح جدا و دوباره به آن بچسبید. در این گذر، حباب‌های جدایی جریان آرام تشکیل می‌شوند. درک صحیح فیزیک این پدیده و کنترل آن، بر کیفیت طراحی تجهیزات آیرودینامیکی رینولدز متوسط کمک می‌کند. در این تحقیق به منظور افزایش راندمان آیرودینامیکی و کنترل حباب‌های جدایی روی ایرفویل کلارک و بال با همان مقطع مربوط به یک پهباد سرعت پایین، از روش ایجاد ناهمگونی به شکل شیار یا برآمدگی استفاده می‌شود. ابتدا مدل آشفتگی انتخاب و تأثیر عدد رینولدز و زاویه حمله بر ابعاد حباب بررسی می‌شود. سپس، محل ناهمگونی را با هندسه ثابت از لبه حمله تا لبه فرار تغییر داده و بهترین محل قرارگیری آن ناهمگونی تعیین می‌شود. همچنین در این مکان، هندسه آن ناهمگونی را تغییر داده و هندسه مناسب برای دستیابی به بیشترین مقدار راندمان مشخص می‌شود. بر اساس نتایج بدست آمده بهترین مدل برای شبیه‌سازی حباب، مدل گذر $K - K_I - \omega$ است. اگر عدد رینولدز جریان افزایش یابد، حباب کوچک و حتی ناپدید می‌شود. یک مکان مناسب برای به دست آوردن راندمان بالاتر، ایجاد ناهمگونی در محل ناحیه گذر است. با ایجاد شیار روی ایرفویل راندمان آیرودینامیکی بیشتری نسبت به ایجاد برآمدگی به دست می‌آید. برای بال، ایجاد شیار یکنواخت در امتداد دهانه آن راندمان بیشتری نسبت به حالتی که برآمدگی یا حفره‌های مجزا ایجاد شود به دست می‌آید که حدود 16 درصد بیشتر از بال هموار است.

Investigation of groove and bump effects on transition region and aerodynamic of a low speed UAV airfoil and wing

Alireza Naderi*, Mehdi Najafi

Aerospace Research Institute, Maleke-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

* P.O. B. 3159916111, Tehran, Iran, naderi@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 12 October 2014
Accepted 08 January 2015
Available Online 14 February 2015

Keywords:

Laminar Separation Bubble
Transitional Flow Control
Numerical Simulation

ABSTRACT

At moderate Reynolds numbers, perturbations may be intensified and laminar flow regime will change to turbulent flow regime. In transition process from laminar to turbulence, the flow tends to separate from a surface and then reattaches to it. As a result, some bubbles are formed which are called laminar separation bubbles. Understanding the physics of the separation bubble phenomenon and controlling them are necessary for proper aerodynamic devices design at moderate Reynolds numbers. This study has tried to enhance the aerodynamic efficiency of a low speed UAV airfoil and wing by using geometric heterogeneity like groove and bump. In this study, firstly, around CLARK-Y airfoil a proper turbulence model is proposed and effective value of Reynolds numbers on bubbles is obtained. Secondly, a geometric heterogeneity is built and moved from leading edge to trailing edge on the airfoil and the performance of this airfoil is evaluated. Thirdly, geometric heterogeneity around the transition zone is changed and its effect on the performance of this airfoil is evaluated. Finally, some grooves and bumps are arranged on the wing and their aerodynamic performance is compared relative to the clean wing. The results show that, the $K - K_I - \omega$ turbulence model is more accurate than the others, higher Reynolds number results in lower bubble size, nearby transition point position is a good option for building heterogeneity, grooves enhance aerodynamic performance more than bumps, and a continuous groove obtained higher aerodynamic performance than clean wing but discontinuous aligned grooves obtained lower aerodynamic performance than clean wing.

1- مقدمه

آشفتگی این قابلیت را دارند که با اثرات نفوذ و تلاطم توده‌ای، تقویت شود. بنابراین در این موارد تنها در مواجهه با زوایای حمله بالا جدایش جریان رخ خواهد داد. اما در مقابل در جریان‌هایی با عدد رینولدز پایین‌تر میل به

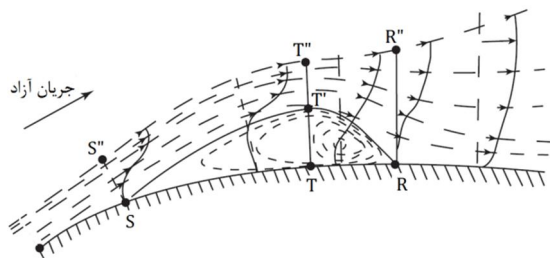
عدد رینولدز جریان حول هواپیماهای متعارف بیش از یک میلیون است و در این موارد رژیم جریان بیشتر آشفتگی در نظر گرفته می‌شود. جریان‌های

Please cite this article using:

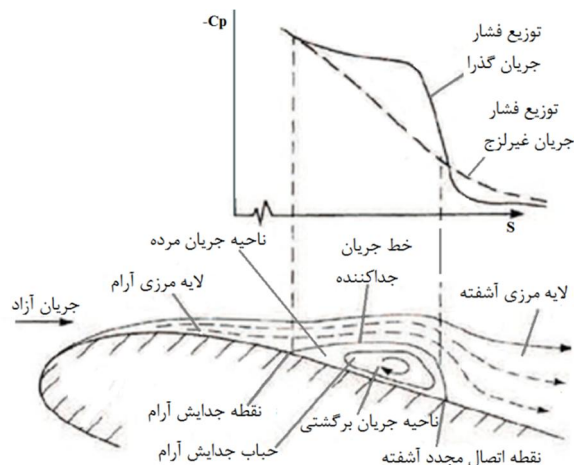
A.R. Naderi, M. Najafi, Investigation of groove and bump effects on transition region and aerodynamic of a low speed UAV airfoil and wing, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 3, pp. 365-376, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

A.R. Naderi, M. Najafi, Investigation of groove and bump effects on transition region and aerodynamic of a low speed UAV airfoil and wing, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 3, pp. 365-376, 2015 (In Persian)



شکل 1 بخش‌های جریان اطراف حباب جدایش آرام [2]



شکل 2 مقایسه توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل در جریان غیرلزج و جریان با حضور پدیده حباب‌های جدایی [4,5]

جونز در سال 1934، تلاش‌های بسیاری در راستای فهم گذر در پدیده حباب‌های جدایی در فضای آزمایشگاهی انجام داده است [6]. تحقیقات او این نتیجه را به دنبال داشت که پدیده حباب‌های جدایی با پدیده‌های فیزیکی شناخته شده در آن زمان، قابل توجیه نبوده و نمی‌توان آن را پیش‌بینی و توصیف کرد. یکی از نخستین تحقیقات صورت گرفته تفسیری در زمینه پدیده حباب‌های جدایی توسط تانی در سال 1964 انجام شده است [7]. اغلب کارهای صورت گرفته آن تحقیق در رابطه با سطوح مکشی ایرفویل‌های گوناگون در زوایای حمله با افزایش زاویه حمله در زوایای کوچک اشاره کرد. اما از زاویه حمله مشخصی به بالاتر، طول حباب‌های جدایی ناگهان افزایش یافته و در نهایت آن‌ها می‌ترکند. با پیشرفت تجهیزات تجربی تحقیقات بسیاری در رابطه با پیش‌بینی پدیده ترکیدن حباب‌های جدایی صورت گرفته است. این پدیده از آنجا که با پدیده واماندگی ایرفویل می‌تواند ربط داشته باشد، بسیار حایز اهمیت است. در سال 1967، گستر نخستین کشفیات را پیرامون مشخصه‌های پایداری در رابطه با گذار در پدیده حباب‌های جدایی انجام داده است [8]. از تحقیقات تجربی پیشگام دیگر در زمینه پدیده حباب‌های جدایی می‌توان به کارهای مک‌گرجر در سال 1954 [9]، هورتون در سال 1968 [10]، ودوارد در سال 1970 [11] و یانگ و هورتون در سال 1996 [12]، اشاره کرد. در سال 1999 تحقیقات عددی به روش شبیه‌سازی مستقیم عددی¹ توسط آلام جنبه‌های مختلف و ناشناخته دیگر از حباب‌های جدایی روشن شد [13]. از جمله مطالعات عددی دیگر که در سال اخیر انجام شده می‌توان به تحقیق دهقان‌منشادی و پورفتاح اشاره کرد که به اثرات سطح بر حباب جدایی آرام تشکیل شده روی ایرفویل مجاور آن سطح پرداخته و تغییرات ضرایب آیرودینامیکی آن ایرفویل را بررسی کرده‌اند [14].

ناپایداری بسیار زیاد است، به طوری که گاهی ممکن است حتی در زوایای حمله پایین جدایش رخ دهد. در این موارد طی فرایند گذار، رژیم جریان از آرام به آشفته تغییر می‌یابد که ابتدا از سطح جدا و بعد جریان تمایل دارد دوباره به سطح بچسبد. در نتیجه آن فرایند، حباب‌هایی تشکیل می‌شود که به حباب‌های جدایی در جریان آرام معروفند. پدیده حباب‌های جدایی بر شکل موثر ایرفویل تأثیرگذار خواهد بود و اغلب بر کارایی آیرودینامیکی بال تأثیر منفی خواهد گذاشت. معمولاً این پدیده سبب افزایش پسا و یا کاهش برآ می‌شود و از آنجا که پدیده‌ای ناپایا می‌باشد می‌تواند منجر به ایجاد نیروهای ناپایا شود در نتیجه این تحول بر پایداری وسیله پرنده نیز تأثیر خواهد گذاشت [1].

در بسیاری از ریزپهپادها، هواپیماهای شناسایی با مداومت پروازی زیاد که در ارتفاع بالا پرواز می‌کنند، توربین‌های فشار پایین و توربین‌های بادی در محدوده رینولدز متوسط ($10^4 - 10^6$) به کار گرفته می‌شوند. این همه وسایل به‌شدت تحت تأثیر اثرات جریان رینولدز متوسط و حتی پدیده حباب‌های جدایی قرار دارند. درک صحیح فیزیک پدیده حباب‌های جدایی و روش‌های کنترل آن کمک می‌کند تا بتوان بر کیفیت طراحی تجهیزات آیرودینامیکی که در محدوده این اعداد رینولدز فعالیت می‌کنند، افزود [1].

شکل 1 بخش‌هایی از جریان که شامل حباب جدایی آرام است را نشان می‌دهد [2]. در این شکل نقطه جدایش با حرف S و نقطه گذار با حرف T نمایش داده شده است. ناحیه جریان را می‌توان به دو بخش عمده تقسیم نمود: ناحیه نخست با خط جریان ST'R و سطح ایرفویل مرزبندی شده است. این ناحیه شامل جریان‌های چرخشی می‌باشد و حباب‌هایی را بوجود می‌آورد که همان حباب‌های جدایی آرام نام دارند. ناحیه دیگر بین خط جریان S''T''R و خط جریان ST'R مرزبندی شده است. این ناحیه یک لایه برشی آزاد می‌باشد. انتقال مومنتم از جریان آزاد به ناحیه پس از حباب و اثرات نفوذی جریان آشفته، جریان برگشتی را در نزدیکی دوباره محو می‌کند و جریان در نقطه R دوباره به سطح می‌چسبد [3]. در نقاط S و R گردایان سرعت عمود بر سطح صفر است. مجموع این رخدادها یعنی جدایش، گذار و چسبیدن مجدد، بخش‌های تشکیل دهنده پدیده حباب‌های جدایی می‌باشد. با افزایش قابلیت انتقال مومنتم در جریان آشفته امکان اتصال مجدد لایه برشی افزایش یافته و در پایین دست میزان آشفتگی گسترش خواهد یافت. در اغلب تصاویر حباب‌های جدایی، یک ناحیه از هوای مرده در زیر لایه برشی جدا شده وجود دارد که منجر به تشکیل ناحیه جریان چرخشی قوی در پشت حباب می‌شود.

در شکل 2 می‌توان تأثیر وقوع پدیده حباب‌های جدایی را بر توزیع فشار روی سطح فوقانی یک ایرفویل مشاهده کرد [4,5]. این شکل یک نمودار توزیع فشار را در حضور پدیده حباب جدایی نشان می‌دهد و در نمودار دیگر توزیع فشار را تحت شرایط جریان غیرلزج به تصویر می‌کشد. در بالادست محل جدایش جریان آرام از روی سطح ایرفویل - که در گوشه چپ حباب قرار دارد - گردایان فشار نزدیک به صفر مشاهده می‌شود و نمودار تقریباً به صورت افقی در آمده است. این ناحیه از نمودار به توزیع فشار مسطح مشهور است. و شروع مسطح شدن فشار نشان دهنده شروع جدایش جریان و تشکیل حباب است. همچنین افزایش ناگهانی فشار پس از آن، محل گذار جریان آرام به آشفته را نشان می‌دهد. در پایین دست حباب، جریان مجدداً به سطح چسبیده و اگر واماندگی رخ ندهد تا لبه فرار نیز چنین است. منحنی توزیع فشار در این ناحیه تا حدودی بر منحنی توزیع فشار جریان غیرلزج منطبق خواهد شد.

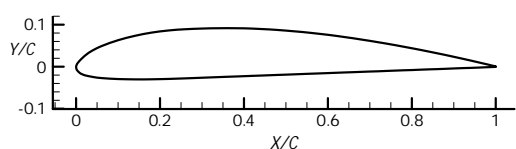
1- DNS

جریانی گذرا از راندمان آیرودینامیکی بهتری برخوردار است. انتخاب ایرفویل به دلیل استفاده از آن در پهباد تحقیقاتی مورد نظر این محققان صورت گرفته و سرعت یکی از فازهای پروازی آن حدود 3 متر بر ثانیه است. با این سرعت، خصوصیات ابعادی و شرایط پروازی، عدد رینولدز آن فاز حدود 200 هزار خواهد شد. زاویه نصب بال نیز 4 درجه در نظر گرفته شد چرا که در این زاویه بیشترین راندمان آیرودینامیکی را داشته است.

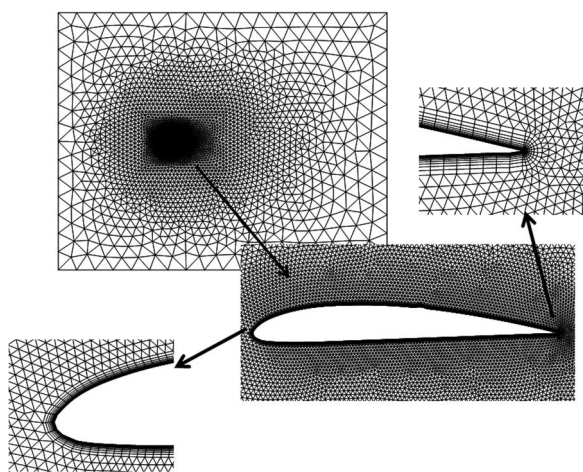
2- مدل سازی هندسی و تولید شبکه

ایرفویل کلارک-وای² یک ایرفویل مناسب در طراحی هواپیماهای سرعت پایین می باشد [20]. نخستین بار توسط وبرجین کلارک در سال 1922 طراحی شد. این ایرفویل دارای بیشینه ضخامت 11/7 درصد در 28 درصد وتر است. شکل 3 نمایی از هندسه ایرفویل کلارک-وای را نشان می دهد. دیده می شود که سطح زیرین آن انحنا کمی دارد. بر اساس نتایج تجربی مرجع [20] این ایرفویل در رژیم های جریان با عدد رینولدز حدود یک صد هزار -پیش از واماندگی- راندمان آیرودینامیکی به نسبت بالایی دارد اما برآ بیشینه آن کمتر از شرایطی است که عدد رینولدز جریان از مرتبه یک میلیون است. زاویه واماندگی آن نیز حدود 12 درجه است.

شبکه بندی میدان جریان به صورت بی سازه بر روی مدل ساخته شده است. در نزدیکی سطح ایرفویل از شبکه به اصطلاح لایه مرزی با ضخامت 2 سانتی متر استفاده شده است. این لایه در بیشتر شرایط حل می تواند حباب جدایش را در برگیرد. طول وتر یک متر در نظر گرفته شده و از آن برای بی بعد سازی پارامترهای طولی استفاده شده است. در لایه مرزی از شبکه چهار ضلعی و در خارج آن از شبکه مثلثی بهره برده شده است. شبکه با حدود 60,000 گره به عنوان شبکه مبنا برای محاسبات انتخاب شده است. شکل 4 شبکه بندی صورت گرفته در میدان حل اطراف ایرفویل را در بزرگنمایی های مختلف نشان می دهد. به منظور مطالعه اثرات تراکم شبکه از شبکه هایی با حدود 100,000، 25,000 و 180,000 گره نیز استفاده شده است و مقایسه مطالعات حساسیت به شبکه آن ها در بخش نتایج در جدول 1 آورده شده است.



شکل 3 هندسی ایرفویل کلارک



شکل 4 شبکه بندی دامنه حل برای ایرفویل کلارک در بزرگنمایی مختلف

بحث مهم این تحقیق کنترل و تأثیرگذاری مناسب بر جریان گذرا است. روش های کنترل جریان به دو دسته روش های فعال و روش های غیرفعال تقسیم بندی می شوند. در روش های غیرفعال، پارامترهای سیستم کنترلی در همه حال یکسان عمل می کند اما در روش های فعال، پارامترهای سیستم کنترلی از میدان جریان بازخور دریافت کرده و تغییر می کند. این پارامترها ممکن است فرکانس یک سطح نوسانی، ابعاد هندسی یک ناهمگونی و غیره باشد. روش های کنترلی غیرفعال در اجرا آسان و کم هزینه هستند. اما برای یافتن پارامتر مناسب باید سعی و خطای زیادی انجام داد و یک حالت بهینه به دست آورد تا مطلوب محقق در شرایط خاصی حاصل شود. روش های کنترلی فعال در اجرا مشکلات زیادی دارد اما با توجه به دریافت بازخور از میدان جریان در شرایط مختلف به صورت هوشمندی می تواند تغییر کند و مطلوب محقق در آن شرایط حاصل شود.

مفهوم کنترل لایه مرزی نخستین بار توسط پرناتل در سال 1904 بیان شد. هدف اصلی کنترل جریان بر روی یک سطح آیرودینامیکی، افزایش میزان برآ و یا کاهش مقدار پسا می باشد. دستیابی به این اهداف در رژیم های گذرا به صورت های مختلف صورت می گیرد برای مثال می توان به چند مورد زیر اشاره کرد:

الف- تحریک گذار از جریان آرام به جریان آشفته.

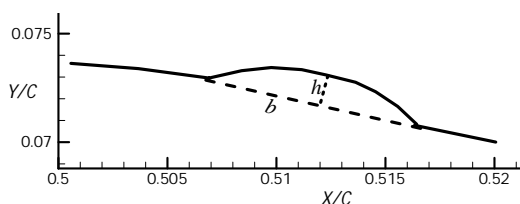
ب- جلوگیری از جدایش جریان بر روی سطح.

ج- کنترل شدت و میزان آشفتگی جریان.

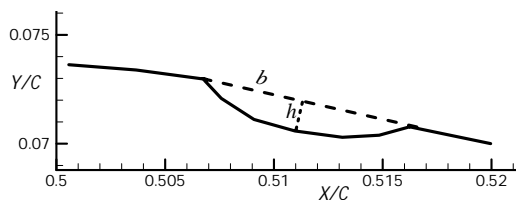
اغلب این روش ها به گونه ای با یکدیگر مرتبط می باشند و نمی توان آن ها را کاملاً مرز بندی کرد.

اما در زمینه کنترل حباب های جدایی بیرمن و هاروی در سال 1976 روی سیلندر با استفاده از شیار تحقیقاتی را انجام دادند [15]. تانگ و چن در سال 1990 با انجام آزمایشاتی به اثرات ایجاد شیار بر کاهش افت مشخصه های آیرودینامیکی ناشی از حباب های جدایی بر ایرفویل های مربوط به کمپرسور پرداختند [16]. آگوستین در سال 2004 سیستمی را طراحی نمود که با تولید آشفتگی در بالادست جریان از تولید حباب های جدایی جلوگیری می کرد [17]. شان و همکاران همکارانش در سال 2008 تحلیل های عددی را در رابطه با کنترل گذار ایرفویل ناکا¹0012 در سه حالت مختلف انجام دادند [18]. آن ها در حالت اول ایرفویل را بدون هیچ گونه کنترل کننده جریان تحلیل نمودند در حالت دوم جدایش جریان را با مولد گردابه ای غیرفعال و در حالت سوم کنترل جریان با مولد گردابه ای فعال انجام گرفت. نتایج آن ها نشان دهنده آن است که در حالت استفاده از مولد گردابه ای غیرفعال جدایش بصورت مقطعی حذف شده است اما جریان کمی پایین تر از سطح جدا شده و دوباره تشکیل حباب جدایی می دهد. در این حالت غیرفعال اندازه ناحیه جدایش در حدود 80 درصد کاهش داده شد. اما استفاده از مولد گردابه ای فعال کارآمدتر عمل کرده و ناحیه جدایش را به طور کامل حذف نمود. لئو نیز در سال 2009 به منظور افزایش راندمان آیرودینامیکی در توربین های فشار پایین از طریق تحلیل های عددی به کنترل حباب های جدایی بوسیله ایجاد شیار بر روی ایرفویل پرداخت [19].

در تحقیق حاضر سعی شده است به منظور افزایش راندمان آیرودینامیکی و کنترل حباب های جدایی از روش غیرفعال ایجاد شیار و برآمدگی روی بال یک پهباد تحقیقاتی استفاده شود. درک نحوه اثرگذاری ایجاد این ناهمگونی های هندسی بر روی خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل و یا بال سه بعدی، منجر به طراحی یک بال بهینه ای خواهد گردید که در رژیم



شکل 5 مدل سازی هندسی برآمدگی و پارامترهای تعریف آن



شکل 6 مدل سازی هندسی شیار و پارامترهای تعریف آن

$$R_k = \left(v + \frac{\alpha_T}{\alpha_k} \right) \left(\frac{\partial k}{\partial X} \right), T_k = \left(v + \frac{\alpha_T}{\alpha_k} \right) \left(\frac{\partial k}{\partial y} \right)$$

$$R_{k_i} = v \left(\frac{\partial k_i}{\partial X} \right), T_{k_i} = v \left(\frac{\partial k_i}{\partial y} \right)$$

$$R_\omega = \left(v + \frac{\alpha_T}{\alpha_\omega} \right) \left(\frac{\partial \omega}{\partial X} \right), T_\omega = \left(v + \frac{\alpha_T}{\alpha_\omega} \right) \left(\frac{\partial \omega}{\partial y} \right)$$

$$S_k = P_k + R_{BP} + R_{NAT} - \omega k - D_T$$

$$S_{k_i} = P_{k_i} - R_{BP} - R_{NAT} - D_i$$

$$S_\omega = C_{\omega 1} \frac{\omega}{k} P_k + \left(\frac{C_{\omega R}}{f_W} - 1 \right) \frac{\omega}{k} (R_{BP} + R_{NAT})$$

$$- C_{\omega 2} \omega^2 + C_{\omega 3} f_\omega \alpha_T f_W^2 \frac{\sqrt{k}}{d^\beta} \quad (2)$$

در این پژوهش معادلات حاکم به روش فشارپایه در نرم افزار انسیس-فلوئنت 14 شبیه سازی می شود. برای کوپل نمودن معادلات پیوستگی و اندازه حرکت از الگوریتم سیمپل استفاده شده است. گسسته سازی جملات جابه جایی به روش مرتبه دوم بالادست و جملات پخش به روش مرتبه دوم مرکزی انجام می شود.

در فرایند تکرار برای هم گرایی ابتدا مقدار گام زمانی کوچک 10^{-4} در نظر گرفته می شود و بعد از تعداد کمی گام زمانی (کمتر از 20 گام) مقدار گام زمانی تا 10^{-2} افزایش می یابد. تعداد تکرار در هر گام زمانی 20 است. به هنگام هم گرایی ضرایب برآ و پسا در حد ناچیزی با زمان تغییر می کند. شکل 7 نمودار هم گرایی ضریب پسا را با زمان در شرایطی که عدد رینولدز 200 هزار، شدت آشفتگی 1 درصد و زاویه حمله 4 درجه است، نشان می دهد.

4- ارائه و تحلیل نتایج

4-1- بررسی حساسیت به شبکه

به منظور ارزیابی مشخصه ها در هر تحلیل عددی، آنالیز حساسیت به شبکه گامی مؤثر در دست یابی به شبکه مناسب در تحلیل های عددی آتی خواهد بود. بررسی استقلال حل از تراکم شبکه در جدول 2 آمده است.

جدول 2 مقایسه ضرایب آیرودینامیکی در شبکه های با تراکم مختلف				
مشخصه شبکه	ضریب پسا	ضریب برآ	ضریب گشتاور	نسبت برآ به پسا
25,000 گره	0/0148	0/7632	0/0745	51/5
60,000 گره	0/0131	0/7832	0/0776	59/8
100,000 گره	0/0132	0/7775	0/0768	58/9
180,000 گره	0/0133	0/7699	0/0757	58/3

با توجه به هدف تحقیق مبنی بر تأثیر شیار و برآمدگی بر حباب های جدایی بایستی مدل های هندسی مربوطه را نیز تشکیل داد. برای تعریف هندسه برآمدگی که به صورت کمائی از دایره روی سطح بالای ایرفویل ساخته شده دو پارامتر کافی است. ضخامت برآمدگی (h)، که ماکزیمم فاصله برآمدگی از سطح مبنای ایرفویل تعریف می گردد و طول برآمدگی (b)، که فاصله مستقیم ابتدا و انتهای برآمدگی می باشد. در شکل 5 نمایی از مدل سازی هندسی برآمدگی و پارامترهای تعریف آن آورده شده است.

شبکه ایرفویل با ناهمگونی هندسی برآمدگی نیز مشابه ایرفویل مینا است و در تعداد گره تقریباً برابر هم می باشند. در نزدیکی سطح ایرفویل از شبکه لایه مرزی با ضخامت 2 سانتی متر استفاده شده است. البته فاصله اولین گره به دیواره با مطالعات حساسیت به شبکه در بخش بعد به دست می آید.

ناهمگونی هندسی دیگر در تحقیق حاضر شیار می باشد. این هندسه محدب، قطعی از دایره است که به صورت تورفتگی روی سطح بالای ایرفویل ایجاد می شود. در تعریف هندسه شیار دو پارامتر عمق شیار (h)، ماکزیمم فاصله تورفتگی از سطح مبنای ایرفویل تعریف می گردد و طول شیار (b)، فاصله مستقیم ابتدا و انتهای شیار می باشد. شکل 6 مدل سازی هندسی شیار و پارامترهای تعریف شده آن را نشان می دهد.

شبکه ایرفویل با ناهمگونی هندسی شیار نیز مشابه ایرفویل مینا می باشد و در تعداد گره تقریباً برابر هم می باشند. در نزدیکی سطح ایرفویل از شبکه لایه مرزی با ضخامت 2 سانتی متر استفاده شده است.

3- معادلات حاکم و فرایند حل عددی

معادلات حاکم بر این جریان تراکم ناپذیر و ناپایا شامل معادلات بقای جرم، اندازه حرکت و معادلات مدل آشفتگی است. با بررسی صورت گرفته برای شبیه سازی جریان گذرا مدل آشفتگی سه معادله ای لزجت گردابه ای $k-k-\omega$ انتخاب می شود که در آن k انرژی جنبشی آشفتگی، k_i انرژی جنبشی آرام و ω نسبت اضمحلال¹ به انرژی جنبشی آشفتگی است. معادلات حاکم به شکل بقایی به صورت رابطه (1) نوشته می شود.

$$\frac{\partial \psi}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + S \quad (1)$$

که در آن ψ بردار متغیرهای بقایی، و F و G بردارهای شار جابجایی، R و T بردارهای شار پخش و S جمله چشمه است. در جدول 1 مؤلفه های این بردارها در معادلات مربوطه آورده شده اند.

در جدول 1 جملات τ_{11} ، τ_{12} ، τ_{21} و τ_{22} مؤلفه های تانسور تنش هستند. جمله های پخش و چشمه موجود در این سه معادله که در جدول 1 وجود دارند به صورت رابطه 2 تعریف می شوند [21]. در مرجع [21] پارامترهای مختلف موجود در رابطه 2 تعریف شده و مقدار آن ها داده شده است.

جدول 1 مؤلفه های بردارهای معادله 1

متغیر بقایی	معادله پیوستگی	معادله اندازه حرکت در امتداد x	معادله اندازه حرکت در امتداد y	معادله حرکت	معادله
ψ	ρ	ρu	ρv	ρv	ρ
F	ρu	$\rho u u + p$	$\rho v u$	$\rho v u$	ρu
G	ρv	$\rho u v$	$\rho v v + p$	$\rho v v + p$	ρv
R	0	τ_{11}	τ_{21}	τ_{21}	τ_{21}
T	0	τ_{12}	τ_{22}	τ_{22}	τ_{12}
S	0	0	0	0	0

60,000 به عنوان شبکه مبنا برای تحلیل‌های آبی انتخاب می‌شود. نمودار توزیع Y^+ بر سطح ایرفویل در شرایطی که عدد رینولدز 200,000 شدت آشفتگی 1 درصد و زاویه حمله 4 درجه است در شکل 8 نشان داده شده. همان‌طور که دیده می‌شود مقدار Y^+ بر سطح ایرفویل از حدود صفر تا 2/5 تغییر می‌کند و میانگین آن کمتر از 1 است.

4-2- اعتبارسنجی و انتخاب مدل آشفتگی

برای ارزیابی مدل آشفتگی مناسب، شرایط ورودی جریان یک بار برای رینولدز 75,000 و بار دیگر برای رینولدز 400,000 تنظیم می‌شود. معیار طولی محاسبه عدد رینولدز، طول وتر ایرفویل و معیار سرعت، سرعت جریان آزاد است. مسأله در زاویه حمله 4 درجه و شدت آشفتگی 1 درصد به صورت جریان گذرا برای انواع مدل‌های آشفتگی به اصطلاح عدد رینولدز بالا حل شده است. شکل 9 منحنی توزیع ضریب فشار روی سطح ایرفویل در عدد رینولدز 400,000 برای مدل‌های آشفتگی اسپالارت آماراس¹، کی اوسیلن²، کی اومگا³، و مدل تنش رینولدز⁴ نشان می‌دهد.

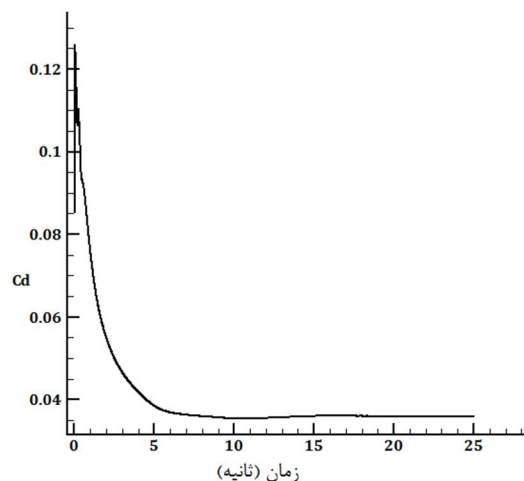
همان‌گونه که نمودار شکل 9 نشان می‌دهد، مدل‌های آشفتگی نظیر مدل اسپالارت آماراس، مدل $k-\epsilon$ ، مدل $k-\omega$ و مدل تنش رینولدز نمی‌توانند پدیده گذر از آرام به آشفتگی و حباب‌های جدایی را شبیه‌سازی نمایند. مدل‌های آشفتگی مثل مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ فقط با استفاده از ویژگی‌های جریان کاملاً آشفتگی مثل انرژی آشفتگی و نرخ اتلاف ویژه به محاسبه لزجت گردابه‌ای می‌پردازند اما برای محاسبه لزجت گردابه‌ای در جریان گذرا در مرحله پیش از گذر نیز باید ویژگی‌های جریان آرام لحاظ شود. از جمله این مدل‌ها می‌توان به مدل‌های گذرا $k-\omega$ ، $k-\omega$ و SST اشاره کرد که بر اساس همان مدل کاملاً آشفتگی $k-\omega$ شکل گرفته‌اند. در مدل $k-\omega$ ویژگی انرژی جزئی آرام هم لحاظ شده است.

در ادامه توانایی مدل‌های آشفتگی گذرا $k-\omega$ و SST نیز در زاویه حمله 4 درجه و با شدت آشفتگی 1 درصد مورد مقایسه قرار می‌گیرد. عدد رینولدز جریان گذرا 400,000 یا 75,000 است.

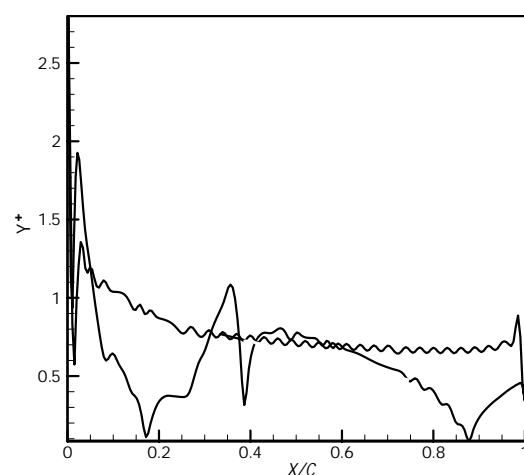
شکل 10 منحنی توزیع ضریب فشار را روی ایرفویل به ازای مدل‌های آشفتگی $k-\omega$ و SST با عدد رینولدز 400,000 نمایش می‌دهد. نتایج بیانگر آن است که مدل‌های $k-\omega$ و SST، گذر از آرام به آشفتگی و تشکیل حباب جدایی را با اختلافی که در شکل مشاهده می‌شود، شبیه‌سازی می‌کنند. گفتنی است که فرایند همگرا شدن مانده‌ها در مدل SST نسبتاً سریع‌تر از مدل $k-\omega$ صورت می‌گیرد.

به منظور مطالعه مقدار دقت این مدل‌ها در اعداد رینولدز پایین‌تر، در شکل 11 منحنی ضریب فشار حاصل از مدل‌های آشفتگی $k-\omega$ و SST کار حاضر با نتایج تجربی مرجع [20] مقایسه شده است. عدد رینولدز جریان 75,000 است. مشاهده می‌شود مدل $k-\omega$ نسبت به مدل SST به خصوص در ناحیه گذرا، اختلاف کمتری با نتایج تجربی دارد. همان‌طور که در شکل 3 مشاهده شد، سطح زیرین ایرفویل انحنای بسیار کمی دارد و بنابراین وقوع گردادین فشار نامطلوب در آن سطح بعید بوده و هیچ مدلی پدیده خاصی در آن بخش پیش‌بینی نمی‌کند.

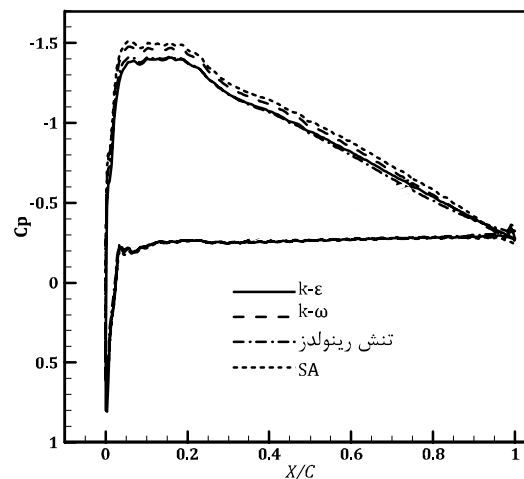
بنابر نتایج حاصل از شکل‌های 10 و 11 در نهایت مدل آشفتگی $k-\omega$ به عنوان مدل مبنا برای تحلیل‌های آبی انتخاب می‌گردد.



شکل 7 نمودار همگرایی ضریب پسا برحسب زمان



شکل 8 توزیع Y^+ بر سطح ایرفویل



شکل 9 منحنی توزیع ضریب فشار روی ایرفویل با مدل‌های آشفتگی مختلف عدد رینولدز بالا در زاویه حمله 4 درجه، شدت آشفتگی 1 درصد و عدد رینولدز 400 هزار در این جدول ضرایب آیرودینامیکی در شبکه‌های مختلف با تراکم با حدود 25,000، 60,000، 100,000 و 180,000 گره نشان داده شده است. فاصله نخستین ردیف لایه مرزی در شبکه‌ها به ترتیب 0/5، 0/3، 0/2 و 0/1 میلی‌متر است. شایان ذکر است که طول وتر 1 متر است.

همان‌طور که می‌توان از جدول 2 مشاهده نمود از تراکم 60,000 به بالا خطا در تمامی ضرایب به کمتر از 3 درصد می‌رسد. بنابراین شبکه با تراکم

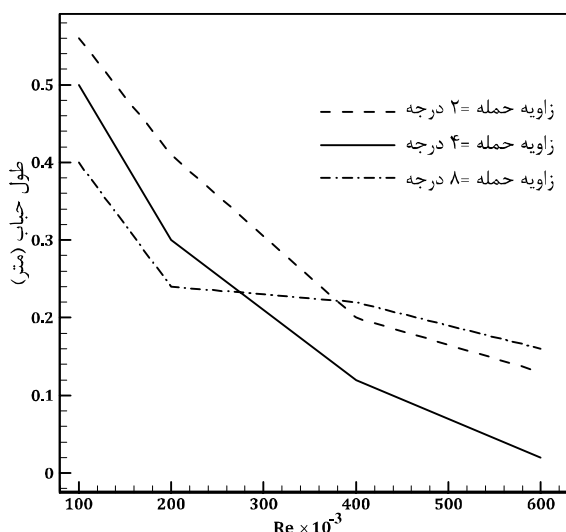
1-SA
2-k-ε
3-k-ω
4-Reynolds Stress

ایرفویل به دست می‌آید. شکل 12 در شرایطی که عدد رینولدز 200,000، شدت آشفتگی 1 درصد و زاویه حمله 4 درجه است توزیع ضریب اصطکاک و ضریب فشار را نشان می‌دهد. در محل جدایش و اتصال مجدد حباب یعنی نقاط با طول حدود 0/3 و 0/67 مقدار ضریب اصطکاک صفر است.

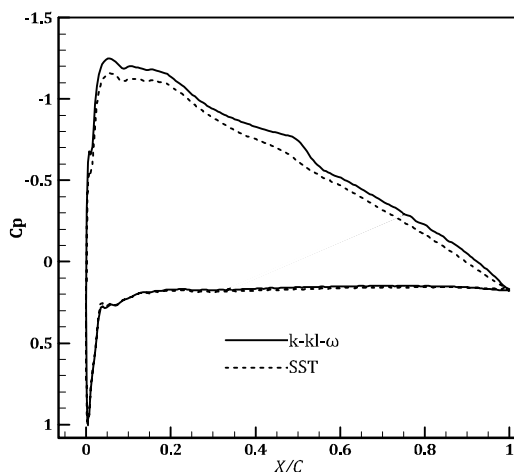
شکل 13 تأثیرات عدد رینولدز را بر طول حباب‌های جدایی در سه زاویه حمله 2، 4 و 8 درجه و شدت آشفتگی 1 درصد نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که طول حباب‌های جدایی با افزایش عدد رینولدز کاهش می‌یابد و حتی ممکن است حباب ناپدید شود. با توجه به شکل 13 در اعداد رینولدز کم‌تر شیب منحنی بیشتر است. طول حباب روی ایرفویل با زاویه حمله 4 درجه در همه اعداد رینولدز کمتر از زاویه حمله 2 درجه است.

در مطالعات انجام شده مشاهده شد که نقطه جدایش حباب بیشتر با تغییر زاویه حمله تغییر می‌کند تا عدد رینولدز به نحوی که در زاویه حمله 2 درجه نقطه جدایش حباب در حدود 45-50 درصد وتر، در زاویه حمله 4 درجه در حدود 30-35 درصد وتر و در زاویه حمله 8 درجه در بازه وسیع‌تر 5-15 درصد وتر رخ می‌دهد. نقطه اتصال مجدد حباب هم با تغییر زاویه حمله و هم عدد رینولدز بسیار تغییر می‌کند. محل گذار به نقطه اتصال مجدد نزدیک است. موقعیت نقطه گذار هم بسیار تابع عدد رینولدز و زاویه حمله است و معیار اندازه‌گیری آن نقطه در این تحقیق، محل افزایش ناگهانی شدت آشفتگی است که بسیار به محل بیشینه ضخامت حباب نزدیک است. برای مثال در عدد رینولدز 200 هزار نقطه گذار در زوایای حمله 2، 4، 8 و 12 درجه به ترتیب در 0/62، 0/5، 0/22 و 0/05 درصد وتر ایرفویل قرار دارد.

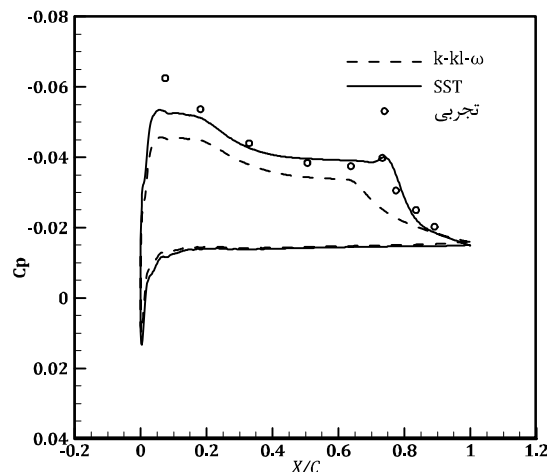
شکل 14 منحنی تغییرات بیشینه ضخامت حباب جدایی را بر حسب عدد رینولدز روی ایرفویل با زاویه حمله 4 درجه و شدت آشفتگی 1 درصد نشان می‌دهد. در این شکل ضخامت بر حسب میلی‌متر داده شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش عدد رینولدز نیز ضخامت حباب جدایی کاهش می‌یابد. در آزمایش‌های تجربی صورت گرفته مرجع [3] بر ایرفویل 018-663 نیز مشاهده شد که با افزایش عدد رینولدز طول و ضخامت حباب جدایی کم می‌شود. اما مقایسه نتایج دو شکل 13 و 14 نشان می‌دهد که با کاهش عدد رینولدز از 400,000 به 100,000 ضخامت حباب افزایش بیشتری نسبت به طول آن دارد. ضخامت حدود 4 برابر و طول حدود 3 برابر افزایش دارد. این ویژگی می‌تواند در مسیر مشخصه‌سازی حباب‌های جدایی بسیار مفید باشد. بخصوص در طراحی بر اساس عدد رینولدز ایرفویل می‌تواند نقش به‌سزایی داشته باشد.



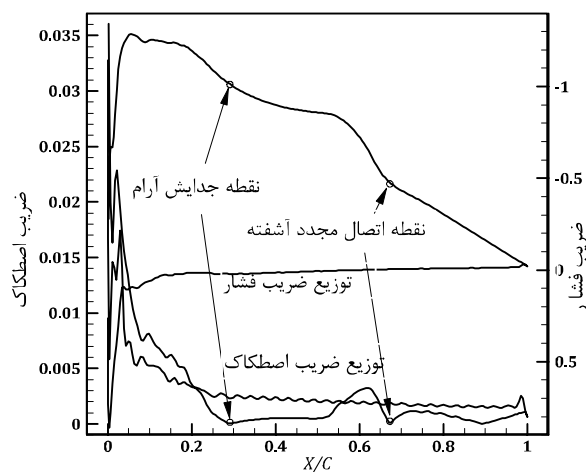
شکل 13 منحنی طول حباب جدایی بر حسب عدد رینولدز



شکل 10 منحنی توزیع ضریب فشار روی ایرفویل حاصل از مدل‌های آشفتگی گذرا در زاویه حمله 4 درجه، شدت آشفتگی 1 درصد و عدد رینولدز 400 هزار



شکل 11 مقایسه نتایج توزیع ضریب فشار در عدد رینولدز 75,000، در زاویه حمله 4 درجه و شدت آشفتگی 1 درصد حاصل از مدل‌های آشفتگی گذرا کار عددی حاضر و تجربی مرجع [20]



شکل 12 منحنی توزیع ضریب اصطکاک و ضریب فشار

3-4- بررسی ابعادی حباب جدایی

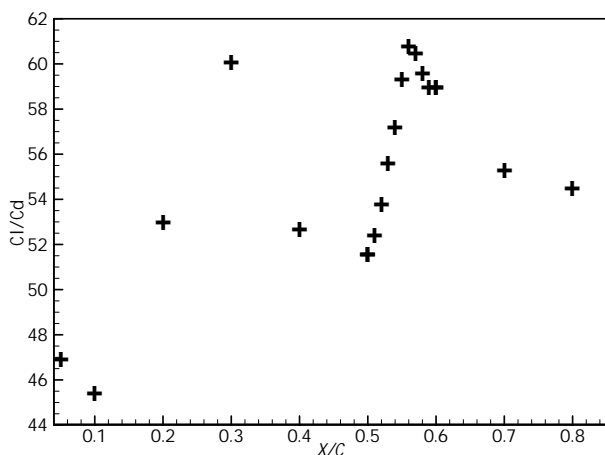
در این بخش ابعاد حباب جدایی تشکیل شده بر ایرفویل بررسی می‌شود. این بررسی‌ها با تغییر زاویه حمله و عدد رینولدز انجام می‌شود و شامل طول و ضخامت حباب است. این طول با استفاده از منحنی توزیع تنش برشی سطح

مکان برآمدگی در نزدیک ناحیه گذار با فواصل کوچکتر نیز انجام شد. همانگونه که شکل 15 نشان می‌دهد، ایجاد برآمدگی در فاصله 0/56 وتر کمترین پسا را برای ایرفویل نتیجه می‌دهد که مقدار آن 0/129 است. این در حالی است که ایرفویل صاف، ضریب پسایی در حدود 0/0138 دارد. بنابراین با ایجاد برآمدگی در نزدیکی نقطه 0/56 وتر می‌توان حدود 6 درصد از ضریب پسا کم کرد.

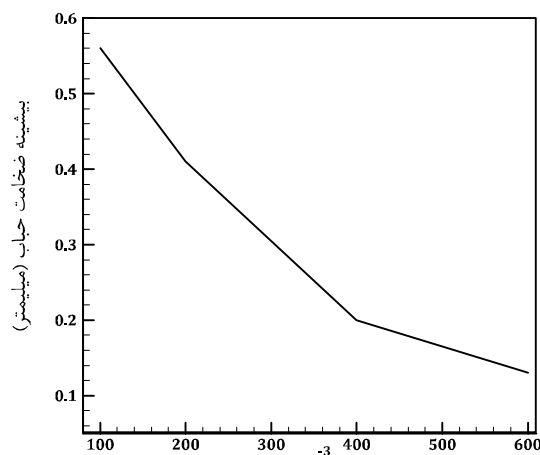
حالا اثرگذاری ایجاد برآمدگی در طول وتر ایرفویل بر راندمان آیرودینامیکی یا همان نسبت ضریب برآ به ضریب پسا ارزیابی می‌گردد. شکل 16 مقادیر راندمان آیرودینامیکی ایرفویل را به ازای قرارگیری برآمدگی در طول وتر از لبه حمله تا لبه فرار ایرفویل نشان می‌دهد. با توجه به نمودار شکل 16 با ایجاد برآمدگی در فواصل 0/3 و 0/6 بیشترین نسبت برآ به پسا حاصل می‌شود. البته نقطه به فاصله 0/6 نزدیک محل گذار است. همان طور که گفته شد، با توجه به حساسیتی که به اثرات برآمدگی بر حساب جدایش وجود دارد، گام‌های مکانی تغییر موقعیت برآمدگی در نزدیک ناحیه گذار کوچکتر شده است. از این شکل می‌توان نتیجه گرفت با ایجاد برآمدگی در نزدیکی مکان 0/56 وتر بیشترین راندمان را داشته و حدود 60/9 است. این درحالی است که راندمان در ایرفویل هموار حدود 54/8 است. پس با ایجاد برآمدگی در مکان 0/56 از وتر مقدار نسبت برآ به پسا حدود 11 درصد افزایش می‌یابد. قرارگیری برآمدگی در فاصله 0/5 تا 0/56 وتر باعث افزایش پیوسته راندمان و از 0/56 تا 0/6 وتر باعث کاهش پیوسته راندمان می‌شود.

در شکل 17 نمودار توزیع ضریب فشار و ضریب اصطکاک ایرفویل صاف و ایرفویل بهینه شده با برآمدگی مقایسه شده است. طبق این شکل در اکثر بخش مکشی ایرفویل‌ها، اثر مکشی ایرفویل با برآمدگی بیشتر از ایرفویل هموار شده است. منحنی ضریب اصطکاک ایرفویل با برآمدگی در محل گذر دو قله دارد اما ایرفویل صاف یک قله دارد. در پایین دست محل گذر ضریب اصطکاک ایرفویل با برآمدگی به طور میانگین بیشتر از ایرفویل صاف است. شکل 18 نیز خطوط جریان اطراف این ایرفویل را نشان می‌دهد. همان طور که دیده می‌شود حباب ایجاد شده به صورت دوقلو در آمده است که بخشی از آن در پایین دست برآمدگی و بخش دیگر در بالادست برآمدگی قرار دارد. بخش بالادست حباب اتصال بیشتری به برآمدگی دارد.

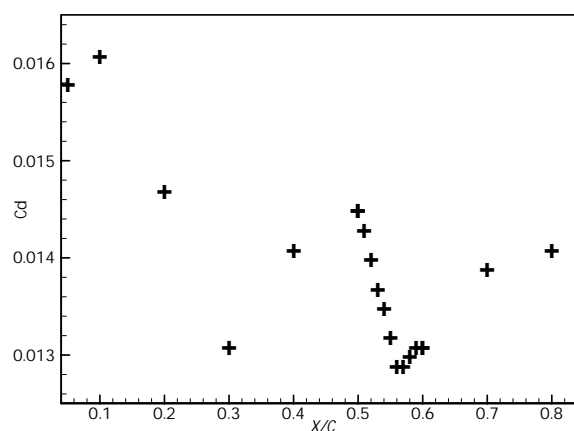
تا این مرحله بهینه‌سازی در رابطه با موقعیت قرارگیری برآمدگی انجام شده و هندسه برآمدگی ثابت فرض شده است. بهترین محل قرارگیری برآمدگی نیز در 56 درصد وتر به دست آمد. حال بهینه‌سازی در رابطه با تغییر هندسه برآمدگی صورت می‌گیرد.



شکل 16 نمودار راندمان آیرودینامیکی ایرفویل با قرارگیری برآمدگی در فواصل مختلف



شکل 14 منحنی ضخامت حباب‌های جدایی برحسب عدد رینولدز



شکل 15 نمودار ضریب پسا ایرفویل با قرارگیری برآمدگی در فواصل مختلف

در این تحقیق هدف مهم‌تر یافتن مکان بهینه روی ایرفویل برای ایجاد ناهمگونی هندسی است تا ویژگی‌های آیرودینامیکی مناسب برای ایرفویل و بال به دست آید. در زیربخش‌های بعد این بررسی‌ها ابتدا روی ایرفویل و سپس بال با زاویه حمله 4 درجه و در جریان با عدد رینولدز 200,000 و شدت آشفتگی 1 درصد انجام می‌شود. این عدد رینولدز با توجه به طراحی مدل پهنای مورد نظر محققین انتخاب شده است. سرعت فاز پروازی پهنای با این عدد رینولدز حدود 3 متر بر ثانیه خواهد شد.

4-4- مطالعه اثر موقعیت و هندسه برآمدگی بر پسا و راندمان آیرودینامیکی ایرفویل

در این زیربخش ابتدا یک برآمدگی به طول 40 و ارتفاع 3/5 میلی‌متر را بر روی سطح مکشی ایرفویل (سطح بالا) از لبه حمله تا لبه فرار جابه‌جا کرده و ضرایب مورد ارزیابی به دست می‌آید. بعد از یافتن موقعیت مناسب برآمدگی، اقدام به تغییر هندسه ایرفویل نموده و ضرایب آیرودینامیکی مجدد بررسی می‌شود.

شکل 15 مقادیر ضریب پسا ایرفویل را به ازای قرارگیری برآمدگی در فاصله‌های مختلف نشان می‌دهد. دیده می‌شود که در محدوده 0/5 تا 0/6 تعداد حالات مورد آزمایش بیشتر است. در ابتدا این برآمدگی از نزدیک لبه حمله تا نزدیک لبه فرار به فاصله‌های 0/1 وتر قرار گرفت و مشاهده شد که با قرارگیری برآمدگی در 0/3 و 0/6 وتر کمترین پسا برای ایرفویل به دست می‌آید. جالب آن که نقطه به فاصله 0/6 در نزدیکی محل گذار است و نقطه به فاصله 0/3 در نزدیک محل بیشترین ضخامت ایرفویل واقع است. با توجه به حساسیتی که به اثرات آن برآمدگی بر حساب جدایش وجود دارد، تغییر

بنابراین با ایجاد برآمدگی با این هندسه به میزان 12/5 درصد راندمان آیرودینامیکی نسبت به ایرفویل هموار افزایش می‌یابد. کمترین راندمان هم ایرفویل با برآمدگی به طول 8 سانتی‌متر و طول 6 میلی‌متر ایجاد می‌کند.

4-5- مطالعه اثر موقعیت و هندسه شیار بر پسا و راندمان آیرودینامیکی ایرفویل

در این زیربخش ابتدا مکان مناسب ایجاد شیار روی ایرفویل به منظور دستیابی به پسای کمتر و راندمان آیرودینامیکی بالاتر به دست می‌آید. سپس در محل مناسب به دست آمده، ابعاد هندسی شیار تغییر داده شده و از آن بین هندسه مناسب‌تر به دست می‌آید.

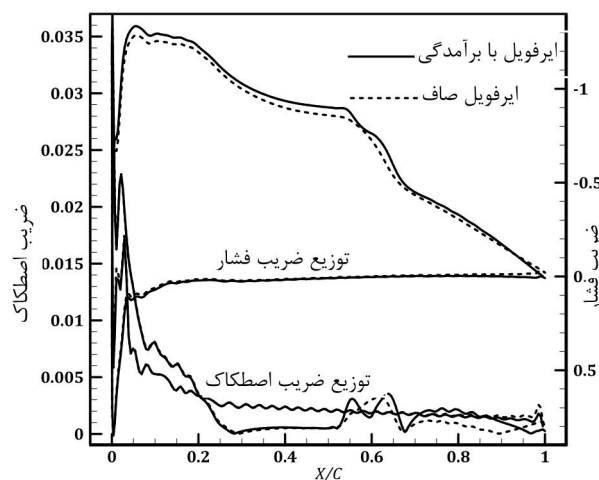
پس در مرحله اول یک شیار را با هندسه ثابت به طول 40 و عمق 3/5 میلی‌متر بر روی سطح مکشی ایرفویل از نزدیک لبه حمله تا نزدیک لبه فرار حرکت داده و ضریب پسا و راندمان آیرودینامیکی به دست می‌آید. واضح است که یکی از این محل‌ها که شیار ایجاد می‌شود در نزدیکی محل گذر واقع می‌شود.

شکل 19 مقادیر ضریب پسا را به ازای قرارگیری شیار در فواصل مختلف نشان می‌دهد. همان‌گونه که در شکل دیده می‌شود در فاصله 0/5 تا 0/6، تعداد آزمایش‌های بیشتری انجام شده است. در این جا هم در ابتدا این شیار از نزدیک لبه حمله تا نزدیک لبه فرار به فاصله‌های 0/1 وتر قرار گرفت و مشاهده شد که با قرارگیری برآمدگی در فاصله 0/3 طول وتر، بیشترین پسا و در فاصله 0/5 طول وتر، پسای کمی برای ایرفویل به دست می‌آید. جالب آن که نقطه به فاصله 0/5 در نزدیکی محل گذر است و نقطه به فاصله 0/3 در نزدیک محل بیشترین ضخامت ایرفویل واقع است. در مورد ایرفویل با برآمدگی در شکل 15 مشاهده شد که با ایجاد برآمدگی در فاصله 0/3 و پسا بسیار کاهش می‌یابد. یکی از فواصل دیگری که در شکل 19 پسای به نسبت زیادی نشان می‌دهد فاصله 0/8 وتر است که در نزدیک لبه فرار ایرفویل قرار دارد.

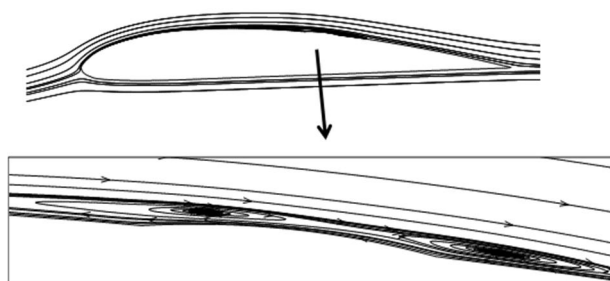
با توجه به این که به نظر اثرگذاری شیار در نزدیک محل گذر بر حساب جدایش بیشتر است تعداد آزمایش‌های بیشتری در فاصله 0/5 تا 0/6 انجام شد. مطابق شکل 19 با ایجاد شیار در مکان 0/51 وتر کمترین پسا برای ایرفویل حاصل می‌شود که مقدار آن 0/0126 است. این درحالیست که ایرفویل هموار ضریب پسایی در حدود 0/0138 دارد. پس با ایجاد شیار در مکان 0/51 وتر میزان ضریب پسا حدود 8 درصد کاهش می‌یابد.

در ادامه اثرگذاری ایجاد شیار بر راندمان آیرودینامیکی ایرفویل ارزیابی می‌گردد. شکل 20 مقادیر راندمان آیرودینامیکی را به ازای قرارگیری شیار از لبه حمله تا لبه فرار نشان می‌دهد. در ابتدا این فواصل با اختلاف 0/1 طول وتر ایرفویل ایجاد شد اما با توجه به افزایشی که در نزدیک محل گذر بر راندمان مشاهده شد به منظور اثرگذاری بر حساب جدایش تعداد آزمایشات بیشتری در فاصله 0/5 تا 0/6 وتر انجام گرفت. از این شکل می‌توان نتیجه گرفت با ایجاد شیار در نزدیکی مکان 0/51 طول وتر بیشترین راندمان آیرودینامیکی نتیجه می‌شود که مقدار آن 62/8 است. این درحالی است که این نسبت در ایرفویل هموار در حدود 54/8 است. پس با ایجاد شیار در مکان 0/51 طول وتر مقدار راندمان آیرودینامیکی حدود 14/6 درصد افزایش می‌یابد.

در شکل 21 نمودار توزیع ضریب فشار و ضریب اصطکاک روی ایرفویل صاف و ایرفویل بهینه شده شیاردار مقایسه شده است. این شیار در فاصله 0/51 وتر ایرفویل قرار دارد، طول آن 40 و عمقش 3/5 میلی‌متر است. طبق



شکل 17 توزیع ضریب فشار و ضریب اصطکاک بر روی ایرفویل صاف و ایرفویل بهینه شده با برآمدگی

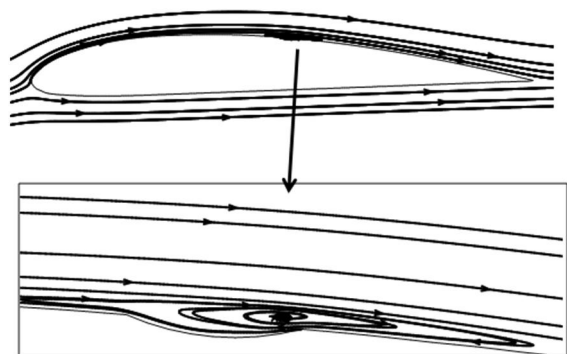


شکل 18 خطوط جریان اطراف ایرفویل بهینه شده با برآمدگی

جدول 3 مقادیر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با هندسه‌های مختلف برآمدگی

ردیف	طول برآمدگی (سانتی‌متر)	ارتفاع برآمدگی (سانتی‌متر)	ضریب پسا	ضریب برآ	راندمان آیرودینامیکی
1	4	0/3	0/0130	0/7838	60/3
2	4	0/35	0/0129	0/7855	60/9
3	4	0/4	0/0129	0/7842	60/8
4	6	0/3	0/0130	0/7889	60/6
5	6	0/35	0/0129	0/7903	61/2
6	6	0/4	0/0130	0/7840	60/3
7	6	0/45	0/0132	0/7779	58/9
8	6	0/5	0/0134	0/7726	57/6
9	6	0/6	0/0142	0/7849	55/2
10	8	0/3	0/0129	0/7929	61/4
11	8	0/35	0/0129	0/7933	61/5
12	8	0/4	0/0133	0/7858	59
13	8	0/45	0/0135	0/7711	57/1
14	8	0/5	0/0139	0/7643	54/9
15	8	0/6	0/0148	0/7839	52/9
16	10	0/5	0/0143	0/7669	53/6
17	10	0/6	0/0142	0/7678	54

جدول 3 مقادیر ضریب پسا، برآ و راندمان آیرودینامیکی به ازای هندسه‌های مختلف برآمدگی را نشان می‌دهد. در تمامی حالات مرتفع‌ترین قسمت برآمدگی در مکان بهینه یعنی 56 درصد وتر قرار گرفته است. همان‌گونه که از جدول 2 می‌توان مشاهده کرد، هندسه برآمدگی بهینه 8 سانتی‌متر طول و 3/5 میلی‌متر ارتفاع دارد و مقدار راندمان آیرودینامیکی حاصل 61/5 است.



شکل 22 خطوط جریان اطراف ایرفویل بهینه شده شیاردار

تا این مرحله بهینه‌سازی در رابطه با موقعیت قرارگیری شیار انجام شده است و هندسه شیار ثابت فرض شده بود. بهترین محل قرارگیری شیار نیز در 51 درصد وتر به دست آمد. حال بهینه‌سازی با تغییر هندسه شیار صورت می‌گیرد. برای این منظور طول شیار از 4 تا 10 سانتی‌متر و عمق آن از 3 تا 6 میلی‌متر تغییر داده می‌شود.

جدول 4 مقادیر ضریب پسا، برآ و راندمان آیرودینامیکی به ازای هندسه‌های مختلف شیار را نشان می‌دهد. در تمامی حالت‌ها عمیق‌ترین قسمت شیار در مکان بهینه یعنی 0/51 طول وتر قرار گرفته است. همان‌گونه که از جدول 4 می‌توان مشاهده کرد، بیشترین راندمان آیرودینامیکی حاصل 62/8 است در این حالت هندسه شیار بهینه 4 سانتی‌متر طول و 3/5 میلی‌متر عمق دارد. بنابراین با ایجاد شیار با این هندسه در 0/51 طول وتر بر روی ایرفویل، به میزان 14/6 درصد راندمان آیرودینامیکی از ایرفویل هموار بیشتر شده است. کمترین راندمان آیرودینامیکی نیز در حالتی ایجاد می‌شود که طول شیار برابر 10 سانتی‌متر و عمق آن 6 میلی‌متر است.

4-6- بررسی عمل کرد ایرفویل بهینه در زوایای حمله دیگر

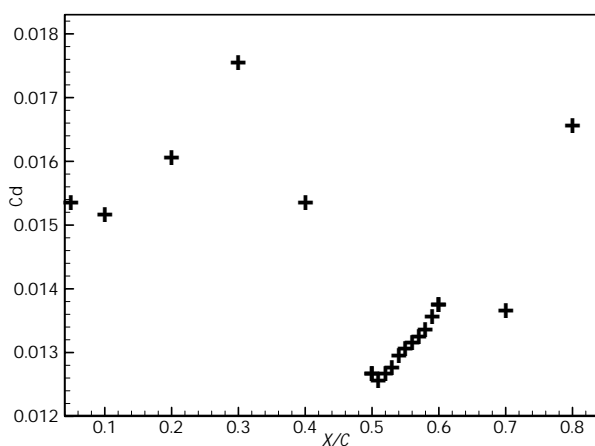
در چند بخش اخیر به بررسی عمل کرد آیرودینامیکی ایرفویل تنها در زاویه حمله 4 درجه پرداخته شد و مشاهده شد که یک محل مناسب برای ایجاد برآمدگی یا شیار در نزدیک محل گذر است. برای آن که عمل کرد همین دو ایرفویل بهینه در زوایای حمله دیگر بررسی شود زاویه حمله آن دو ایرفویل تغییر داده شده و راندمان آیرودینامیکی آن‌ها به دست می‌آید. شکل 23 راندمان آیرودینامیکی دو ایرفویل شیاردار و با برآمدگی بهینه را در زوایای حمله مختلف با ایرفویل صاف مقایسه می‌کند. همان‌طور که دیده می‌شود افزایش راندمان آن دو ایرفویل نسبت به ایرفویل صاف تنها در زاویه حمله 4 درجه حاصل شده است. بنابراین این دو ایرفویل بهینه تنها در همین زاویه حمله 4 درجه افزایش راندمان ایجاد می‌نمایند و برای ایجاد راندمان بالاتر در زوایای حمله دیگر باید به طور مجزا در آن زوایای حمله بهینه‌سازی شوند.

در بخش 3-4 گفته شد که محل شروع جدایش و اتصال مجدد حباب به زاویه حمله بسیار حساس است پس در صورت نیاز به بهینه‌سازی در زوایای حمله دیگر، یقیناً نقطه ایجاد برآمدگی یا شیار نسبت به زاویه حمله 4 درجه متفاوت است. این موضوع در مورد عدد رینولدز هم صادق است. زیرا هر چند که محل شروع جدایش حباب چندان با عدد رینولدز تغییر نمی‌کند اما محل گذر تغییر می‌کند.

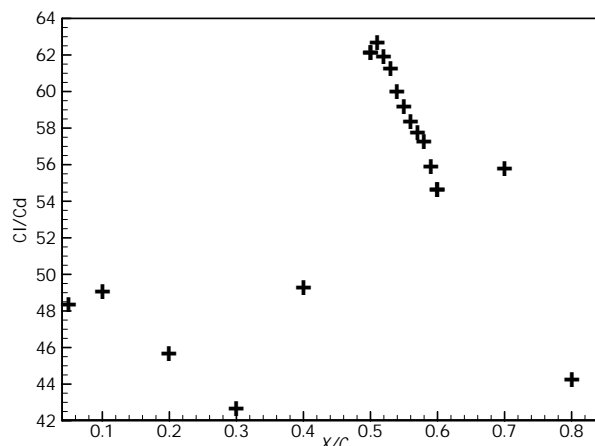
4-7- بهینه‌سازی بال

در ادامه این تحقیق تحلیل بال سه‌بعدی با مقطع ایرفویل کلارک مد نظر قرار گرفته و بهینه‌سازی آن با استفاده از ایجاد برآمدگی، شیار و حفره‌های مجزا

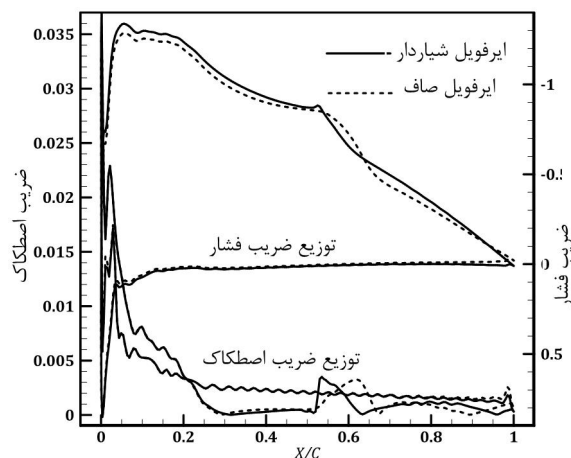
این شکل توزیع فشار در محل گذر به شکل قله در آمده است و در اکثر بخش مکشی ایرفویل‌ها، اثر مکشی ایرفویل با شیار بیشتر از ایرفویل هموار شده است. ارتفاع قله‌های منحنی‌های ضریب اصطکاک در محل گذر تقریباً برابر است اما شیب منحنی مربوط به ضریب اصطکاک ایرفویل شیاردار در شروع بسیار بیشتر است. به جز در محل گذر و پایین دست آن، ضریب اصطکاک سطح ایرفویل صاف و شیاردار تقریباً منطبق هستند. شکل 22 نیز خطوط جریان اطراف ایرفویل بهینه شده شیاردار را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که مرکز حباب در پایین دست شیار قرار گرفته است.



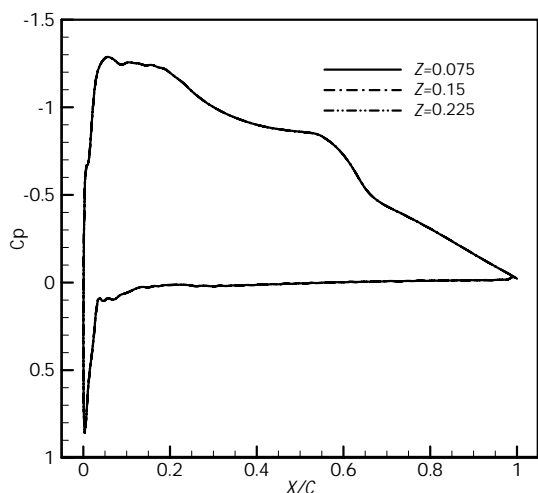
شکل 19 نمودار ضریب پسی ایرفویل با قرارگیری شیار در فواصل مختلف



شکل 20 نمودار راندمان آیرودینامیکی ایرفویل با قرارگیری شیار در فواصل مختلف



شکل 21 توزیع ضریب فشار و ضریب اصطکاک بر روی ایرفویل صاف و ایرفویل بهینه شده شیاردار



شکل 25 توزیع ضریب فشار بر روی بال هموار

برای ایجاد بال هموار ایرفویل در راستای Z به اندازه 0/3 طول وتر (30 سانتی‌متر) حجم داده می‌شود. ایرفویل با برآمدگی بهینه پیشین نیز در راستای Z به اندازه 0/3 طول وتر حجم داده می‌شود تا تشکیل بال با برآمدگی را دهد. همین طور ایرفویل شیاردار که از نظر موقعیت مکانی و شکل هندسی در بخش‌های قبل بهینه شده را نیز در راستای Z به اندازه 0/3 وتر حجم داده تا بال بهینه شیاردار تشکیل شود. در آخر هم به همین شکل ایرفویل هموار در راستای Z به اندازه 0/3 وتر حجم داده شده و دو حفره مجزا روی آن بال ایجاد می‌شود. موقعیت و هندسه مورد نظر این حفره‌ها از بهینه‌سازی ایرفویل شیاردار تعیین شده است، به گونه‌ای که مرکز حفره‌ها در مکان 51 درصد وتر قرار داشته، 6 سانتی‌متر شعاع و 4/5 میلی‌متر عمق دارند. فاصله هریک از این دو حفره از ریشه و نوک بال 7/5 سانتی‌متر و از یکدیگر 15 سانتی‌متر است.

شکل 24 خطوط جریان اطراف بال تغییر داده شده به همراه حفره‌های جدا از هم را نشان می‌دهد. در این شکل حباب جدایی تشکیل شده روی بال را می‌توان در سه مقطع مشاهده کرد. محل جدایش، گذار و چسبیدن مجدد خطوط جریان در هر سه مقطع تقریباً یکسان و به ترتیب در مکان‌های حدود 0/38، 0/50 و 0/68 طول وتر قرار دارد.

شکل 25 نمودار توزیع ضریب فشار بر روی بال هموار را در سه مقطع از راستای دهانه بال مقایسه می‌کند. در هر سه مقطع نمودارها تقریباً بر هم منطبق هستند. تأثیر حباب جدایی تشکیل شده روی بال را در این شکل می‌توان در فاصله حدود 60 درصد وتر روی سطح مکشی مشاهده کرد. انطباق تقریبی نمودارهای توزیع فشار روی بال با شیار و بال با برآمدگی هم مشاهده شد که شکل آن‌ها در این تحقیق نشان داده نشده است.

با توجه به انطباق تقریبی نمودار توزیع فشار در سه مقطع انتخابی می‌توان چنین نتیجه گرفت که مدل میان‌گیری شده $k - \kappa - \omega$ اثرات سه‌بعدی را در توزیع فشار به طور ملموس نشان نمی‌دهد. این موضوع در نمودارهای توزیع فشار بال با شیار و برآمدگی هم صادق است.

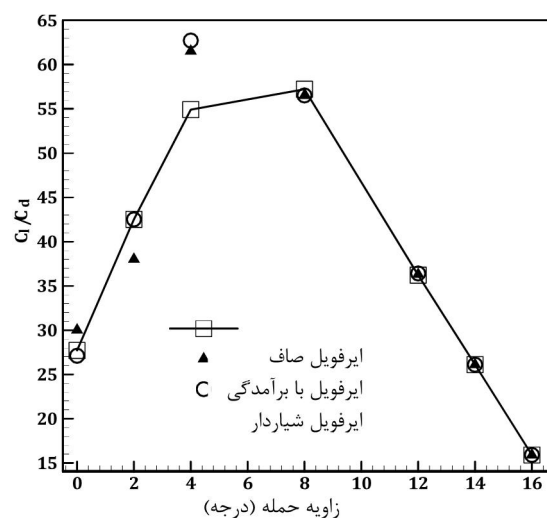
شکل 26 نمودار توزیع ضریب فشار بر روی بال با حفره‌های جدا از هم را در سه مقطع نشان می‌دهد. مقاطع انتخابی از وسط دو حفره و یا از وسط دهانه بال می‌گذرند. پیوستگی منحنی توزیع فشار مقطع بدون حفره (مقطع وسطی) در ناحیه گذار بیشتر از مقاطع با حفره در ناحیه گذار است یعنی آن که منحنی توزیع فشار مقاطع با حفره دارای شکستگی است.

جدول 5 ضرایب آیرودینامیکی بال‌های تغییر شکل داده شده را با بال هموار اولیه مقایسه می‌کند.

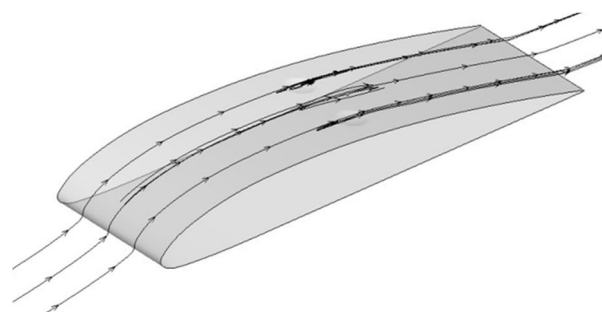
به‌منظور دستیابی به راندمان آیرودینامیکی بالاتر انجام می‌گیرد. ایجاد ناهمگونی هندسی بر اساس تجربیات حاصل از تغییر موقعیت‌های برآمدگی و شیار در ایرفویل انجام می‌شود. تمام تحقیقات و مطالعات روی این بال‌ها در عدد رینولدز 200,000، شدت آشفتگی 1 درصد و زاویه حمله 4 درجه انجام می‌شود.

جدول 4 مقادیر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل با هندسه‌های مختلف شیار

ردیف	طول شیار (سانتی‌متر)	ارتفاع شیار (سانتی‌متر)	ضریب پسا	ضریب برآ	راندمان آیرودینامیکی
1	4	0/3	0/0128	0/7908	61/8
2	4	0/35	0/0126	0/7916	62/3
3	4	0/4	0/0128	0/7867	61/4
4	6	0/3	0/0127	0/7859	61/9
5	6	0/35	0/0126	0/7880	62/5
6	6	0/4	0/0126	0/7902	62/7
7	6	0/45	0/0126	0/7920	62/8
8	6	0/6	0/0245	0/7053	62/7
9	8	0/3	0/0128	0/7806	60/9
10	8	0/35	0/0128	0/7839	61/2
11	8	0/4	0/0128	0/7867	61/4
12	8	0/45	0/0127	0/7892	62/1
13	8	0/5	0/0127	0/7888	62/1
14	8	0/6	0/0131	0/7820	59/7
15	10	0/5	0/0130	0/7818	60/1
16	10	0/6	0/0134	0/7838	57/7



شکل 23 راندمان آیرودینامیکی ایرفویل‌های صاف، شیاردار و با برآمدگی در زوایای حمله مختلف



شکل 24 خطوط جریان اطراف بال با حفره‌های جدا

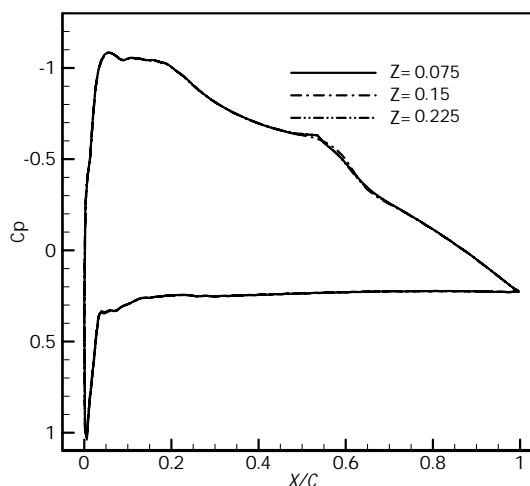
آیرودینامیکی و افزایش پسا نسبت به بال هموار می‌شود. این روش بهینه‌سازی هر چند که با تغییر شکل کوچک و ساده بر ایرفویل یا بال حاصل می‌شود اما در یک زاویه حمله مؤثر است و در زوایای حمله دیگر یا اعداد رینولدز دیگر باید بررسی‌های مفصل مشابه به عمل آید.

6- فهرست علائم

b	طول ناهمگونی
C	طول وتر ایرفویل
C_d	ضریب پسا
C_l	ضریب برآ
C_l/C_d	راندمان آیرودینامیکی
C_p	ضریب فشار
h	ارتفاع یا عمق ناهمگونی
R	نقطه چسبیدن مجدد حباب
Re	عدد رینولدز
S	نقطه جدایش حباب
T	نقطه گذر حباب
X, Y	مختصات طول و عرض
κ	انرژی جنبشی آشفتگی
ε	اتلاف انرژی جنبشی آشفتگی
ω	نرخ اتلاف ویژه

7- مراجع

- [1] M. Jahanmiri, Laminar Separation Bubble: Its Structure, Dynamics and Control, Chalmers University of Technology, Göteborg, Sweden, *Research report*, 2011.
- [2] W. Shyy, H. Aono, C. K. Kang, and H. Liu, *An Introduction to Flapping Wing Aerodynamics*, Cambridge University Press, 2013.
- [3] O'Meara, M. M., Mueller, T. J., Laminar Separation Bubble Characteristics on an Airfoil at Low Reynolds Numbers, *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 8, pp 1033-1041, 1987.
- [4] J. Katz and A. Plotkin, *Low Speed Aerodynamics from Wing Theory to Panel methods*, McGraw Hill, 1991.
- [5] M. Serdar Genc, I. Karasu, H. Hakan Acikel and M. Tugrul Akpolat, *Low Reynolds Number Flows and Transition*, Intechopen, 2012.
- [6] B. M. Jones, Stalling, *Journal of the Royal Aeronautical Society*, Vol. 38, pp. 753-770, 1934.
- [7] I. Tani, Low Speed Flows Involving Bubble Separations, *Progress in Aerospace Science*, Vol. 5, pp. 70-103, 1964.
- [8] M. Gaster, *The Structure and Behaviour of Separation Bubbles*, ARC R&M 3595, 1967.
- [9] I. McGregor, *Regions of Localised Boundary Layer Separation and their Role in Nose Stalling of Aerofoils*, PhD Thesis, Queen Mary College, University of London, 1954.
- [10] H. P. Horton, *Laminar Separation Bubbles in Two and Three Dimensional Incompressible Flow*, PhD Thesis, Queen Mary College, University of London, 1968.
- [11] D. S. Woodward, *An Investigation of the Flow in Separation Bubbles*, PhD thesis, Queen Mary College, University of London, 1970.
- [12] A.D. Young and H. P. Horton, *Some Results of Investigations of Separation Bubbles*, AGARD CP, No. 4, pp. 779-811, 1996.
- [13] M. Alam, *Direct Numerical Simulation of Laminar Separation Bubble*, PhD Thesis, Queen Mary and Westfield College, University of London, 1999.
- [14] M. Dehghan Manshadi and F. Pourfattah, Numerical study about role of ground effect on flow transition from laminar to turbulent regime at low Reynolds numbers, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 9, pp. 203-210, 2014. (In Persian)
- [15] P. W. Bearman and J. K. Harvey, Golf Ball Aerodynamics, *The Aeronautical Quarterly*, Vol. 27, No. 2, pp. 112-122, 1976.



شکل 26 توزیع ضریب فشار بر روی بال با حفره‌های جدا

جدول 5 مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در بال اولیه و بال‌های بهینه شده

نوع بال	ضریب پسا	ضریب برآ	راندمان آیرودینامیکی
بال اولیه هموار	0/0138	0/7563	55/3
بال بهینه شده با برآمدگی	0/0130	0/7923	60/9
بال بهینه شده شیاردار	0/0123	0/7917	64/2
بال با حفره	0/0147	0/7837	53/4

مطابق این جدول، بال با برآمدگی حدود 5 درصد پسای کمتر نسبت به بال اولیه ایجاد می‌کند. این درحالیست که بال بهینه شده شیاردار حدود 10 درصد کاهش پسا نسبت به بال اولیه ایجاد می‌کند.

طبق نتایج جدول 5، راندمان آیرودینامیکی بال با برآمدگی حدود 10 درصد بیشتر از بال هموار است. راندمان آیرودینامیکی بال شیاردار نیز حدود 16 درصد بیشتر از بال هموار است. ایجاد ناهمگونی هندسی به صورت حفره‌های مجزا منجر به کاهش راندمان آیرودینامیکی و افزایش پسا شده است.

5- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به منظور بهینه‌سازی آیرودینامیکی ایرفویل کلارک و بال با همین مقطع در میدان جریان گذرا از ناهمگونی‌های هندسی به شکل برآمدگی، شیار و حفره استفاده شده است. نتایج مقایسه مدل‌های آشفتگی بیانگر این است که بهترین مدل برای شبیه‌سازی این رژیم جریان و حباب جدایش آن، مدل گذرای $\kappa - \kappa - \omega$ است. اگر عدد رینولدز جریان ورودی بزرگ شود حباب کوچک شده و حتی ناپدید می‌شود. همچنین تغییر عدد رینولدز نسبت به تغییر زاویه حمله اثر کمتری بر شروع محل گذر دارد اما هر دو پارامتر بر محل اتصال مجدد و محل گذر حباب جدایش اثر زیادی دارند. بررسی‌های انجام شده برای یافتن هندسه مناسب شیار و برآمدگی روی ایرفویل و تحقیقات روی بال در عدد رینولدز 200,000، شدت آشفتگی 1 درصد و زاویه حمله 4 درجه صورت گرفته است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که یک مکان مناسب برای ایجاد ناهمگونی هندسی نظیر برآمدگی و یا شیار در ناحیه گذار از جریان آرام به آشفتگی می‌باشد. با ایجاد شیار روی ایرفویل راندمان آیرودینامیکی بیشتری نسبت به ایجاد برآمدگی به دست می‌آید که حدود 14 درصد بیشتر از ایرفویل هموار است. برای بال در این رژیم جریان نیز ایجاد شیار یکنواخت در امتداد دهانه آن راندمان بیشتری نسبت به حالتی که برآمدگی ایجاد شود به دست می‌آید که حدود 16 درصد بیشتر از بال هموار است. ایجاد حفره‌های جدا از هم باعث کاهش راندمان

- [19] H. Luo, W. Qiao, and K. Xu, Passive Control of Laminar Separation Bubble with Spanwise Groove on a Low-speed Highly Loaded Low-Pressure Turbine Blade, *Journal of Thermal Science*, Vol. 18, No. 3, pp. 193-201, 2009.
- [20] J. F. Marchman and T. D. Werme, CLARK-Y Airfoil Performance at Low Reynolds Number, *Technical Report AIAA-84-0052*, 1984.
- [21] D. K. Walters and D. Cokljat, A Three-Equation Eddy-Viscosity Model for Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations of Transitional Flow, *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 130, No. 12, pp 121401-14, 2008.
- [16] F. Chen, Y. P. Tang, and M. Z. Chen, An Experimental Investigation of Loss Reduction with Riblets on Cascade Blade Surfaces and Isolated Airfoils, *Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, Brussels, Belgium, ASME Paper No. 90-GT-207, 1990.
- [17] K. Augustin, U. Rist, and S. Wagner, Control of Laminar Separation Bubbles by Small-amplitude 2D and 3D Boundary-layer Disturbances, in: *Specialists' Meeting AVT-111*, Prague, pp. 830-837, 2004.
- [18] H. Shan, L. Jiang, C. Liu, M. Love, and B. Maines, Numerical Study of Passive and Active Flow Control over a NACA0012 Airfoil, *Computers and Fluids*, Vol. 37, pp. 975-992, 2008.