

SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



عضویت در خبرنامه



فیلم های آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛ شبکه های توجه گرافی (GAN)

مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛
شبکه های توجه گرافی
(Graph Attention Networks)



آموزش استفاده از وب آو ساینس

کارگاه آنلاین آموزش استفاده از
وب آو ساینس



کارگاه آنلاین مقاله روزمره انگلیسی

بررسی تجربی حباب جدایش با استفاده از توزیع فشار روی یک ایرفویل فرابحرانی

دکتر مهراں مصدری^۱، دکتر محمد رضا سلطانی^۲، عقیل زینل زاده^۳، زهرا شیرازی^۴،

ارشیا تبریزیان^۵، مسعود طالبی^۶

۱ و ۵- دانشگاه تهران-دانشکده علوم و فنون نوین

۲ و ۳- دانشگاه صنعتی شریف-دانشکده مهندسی هوافضا

۴- دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات-دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا

چکیده

مجموعه آزمایشات تجربی بر روی یک ایرفویل فوق بحرانی با ضخامت بیشینه ۱۰٪ در دو تونل باد مختلف به منظور دستیابی به توزیع فشار روی سطح ایرفویل صورت پذیرفت. آزمایشات در اعداد ماخ بین ۰/۸۵ تا ۰/۲۱ در تونل باد مرکز آیرودینامیکی قدر و در ماخ بین ۰/۱۲ تا ۰/۲۱ در پژوهشکده تحقیقات فضایی شیراز انجام گرفت. به منظور اعتبار سنجی نتایج بین دو تونل باد، با استفاده از رابطه کارمن-سین توزیع فشارها روی سطح ایرفویل در چند زوایای حمله باهم مقایسه شدند که یک نمونه از آن‌ها در این مقاله ارائه می‌شود. با بررسی توزیع فشارهای جریان مادون صوت سرعت پایین پدیده حباب جدایش و تاثیرات آن بر روی توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل مورد بررسی واقع شده است. این اثر به شکل سطح ثابت فشار از روی توزیع فشارهای ایرفویل قابل تشخیص است. تاثیر افزایش ماخ ناشی از افزایش در سرعت جریان به همراه زاویه حمله بر روی این پدیده مد نظر قرار گرفته است. پرش ناگهانی در مقدار ضریب فشار در ناحیه مقعر در سطح پایین ایرفویل جایکه شیب سطح تغییر علامت می‌دهد (نقطه عطف)، می‌تواند به دلیل وجود گردابه در این ناحیه باشد.

واژه های کلیدی

ایرفویل فوق بحرانی-توزیع فشار-حباب جدایش جریان-ضرایب آیرودینامیکی

مقدمه

ایرفویل های فوق بحرانی به منظور ایجاد تاخیر در عدد ماخ بحرانی (Drag divergence) در رژیم گذر صوتی پا به عرصه دنیای هوانوردی گذاشتند. همچنین کاهش نیروی پسای موجی و افزایش ضریب عملکرد ایرفویل از مزایای این دسته از ایرفویل هاست. پژوهش های متعددی بر روی ایرفویل ها در رژیم های تراکم پذیر و تراکم ناپذیر ناپایا صورت گرفته است که نتایج آنها در مقالات متعددی به چاپ رسیده است و در دسترس می باشند. اما نتایج تجربی بر روی ایرفویل های فوق بحرانی بسیار اندک است. در مانور هواپیماهای مجهز به این نوع ایرفویل در سرعت های تقرب، ماخ پروازی به مراتب پایین و زوایای حمله بالاتر می باشند [1]. لذا دستیابی به اطلاعات این ایرفویل در کلیه شرایط پروازی از کمترین ماخ پروازی تا حداکثر آن، مزیت فراوانی دارد.

۱- استادیار

۲- استاد

۳- کارشناس ارشد رشته آیرودینامیک: 09399884330 i_aero@hotmail.com

۴- کارشناس ارشد رشته آیرودینامیک

۵- دانشجوی مقطع دکترا

۶- کارشناس ارشد

جدایش جریان از دیدگاه نوع گسترش آن به دو دسته گلوبال (Global) و محلی (Local) تقسیم می‌شود. همچنین فلو-آف (Flow-off) و اسکویز-آف (Squeez-off) دونوع دسته بندی متفاوت دیگرند. در دسته فلو-آف که همان نوع گلوبال است، جریان در لبه های تیز مانند لبه فرار و حمله جدا می‌شود. دسته دوم جدایش جریان در اثر فشار جریان غیر لزج خارجی رخ می‌دهد، جایکه مقدار پسای اصطکاکی از بین می‌رود و تنش برشی تغییر علامت می‌دهد. حباب جدایش از دسته جدایش جریان های محلی یا اسکویز-آف است [2]. شکل ۱ چگونگی تشخیص حباب را از روی توزیع فشار نشان می‌دهد. وجود حباب جدایش بر روی ایرفویل ها وابسته به پارامترهای عدد رینولدز، ماکزیمم ضخامت ایرفویل و محل آن، خمیدگی هندسه، شعاع لبه حمله و لبه فرار ایرفویل است. محل تشکیل حباب نیز بسیر حائز اهمیت است. برای مثال چنانچه حباب ایرفویل در لبه حمله تشکیل شده باشد یا بر روی لبه فرار، اثرات فیزیکی متفاوتی از خود برجای می‌گذارد. پژوهش های آقایان چی سنگ لی (Chi Seng Lee) و پانگ (Pang) بر روی دسته بندی ایرفویل ها از دیدگاه نوع واماندگی آنها نشان داد که بستگی به مکان حباب جدایش نوع واماندگی ایرفویل متفاوت است، هرچند با افزایش بیشتر عدد رینولدز رفتار آن در ناحیه واماندگی ممکن است متفاوت شود و حالت دراپ (Drop) و یا جامپ (Jump) و یا ترکیبی از هر دو باشد [3]. این پدیده بر روی عملکرد ایرفویل ها در سرعت پایین موثر است [4]. معمولا طول حباب جدایش با افزایش زاویه حمله ثابت می‌ماند، اما محل جدایش (Separation point) و محل چسبیدن دوباره جریان (Reattachment point) به سمت لبه حمله نزدیک می‌شوند [5]. همچنین افزایش عدد رینولدز نیز می‌تواند سبب کاهش طول حباب جدایش شود [6].

تجهیزات آزمایش

دو مجموعه آزمایشات تجربی بر روی یک ایرفویل فوق بحرانی با ضخامت بیشینه ۱۰٪ در دو تونل باد تجربی به منظور تحلیل توزیع فشار ایرفویل در حالت پایا انجام شد. ابعاد مقطع کاری (Test section) تونل باد مدار باز گذر صوتی ۶۰×۶۰ و تونل باد مادون صوت مدار بسته ۸۰×۸۰ سانتیمتر و بیشینه سرعت قابل دستیابی در آنها به ترتیب برابر ۰/۸۵ و ۰/۲۱ ماخ بود. شکل ۲ شماتیکی از تونل باد مادون صوت را نشان می‌دهد. همچنین ایرفویل اول دارای طول ۲۰ سانتیمتر و ایرفویل دوم ۳۰ سانتیمتر بود. نحوه چیدمانی سوراخ های فشاری بر روی دو مدل متفاوت بودند. در ایرفویل مورد استفاده در تونل باد مادون صوت نواحی با تغییر شیب زیاد مانند لبه حمله و لبه فرار ایرفویل دارای ترانسیدوسرهای فشاری (Pressure transducer) حساس تری نسبت به سطح صاف بالای ایرفویل داشتند. این درحالیست که در مدل ایرفویل تونل گذر صوتی سنسورهای حساس تر کولایت بر روی سطح صاف بالای ایرفویل به منظور

تحلیل توزیع فشار ایرفویل فوق بحرانی

انجام آزمایشات تجربی تونل باد گذر صوتی بر روی ایرفویل فوق بحرانی و تحلیل داده‌های آن در ماخ‌های 0/51 و کمتر، سبب دستیابی به توزیع فشار روی این ایرفویل و ضرایب آیرودینامیکی آن مشابه نتایج تونل باد مادون صوت شد. از آنجایی که در مدل مورد استفاده تونل باد گذر صوتی از سنسورهای با فرکانس داده برداری بالا استفاده گردیده بود، نتایج توزیع فشار آن در عدد ماخ کمینه 0/27 توسط رابطه کارمن-سین به ماخ 0/21 تونل باد مادون صوت تصحیح شده اند. شکل ۵ توزیع فشار روی ایرفویلها در این دو تونل باد در زاویه حمله 2/8 درجه به همراه توزیع اصلاح شده نشان می‌دهد. همانگونه که پیداست، توزیع فشار سطح صاف بالای ایرفویل و ناحیه مقعر لبه فرار سطح پایین در ماخ 0/27 تطابق خوبی با توزیع فشار در ماخ 0/21 دارند. اما در قسمت ۷۰ در صد وتر در سطح پایین توزیع فشار متفاوتی بدست آمده است. دلیل این موضوع می‌تواند ناشی از وجود تعداد بیشتر سوراخ‌های فشاری و اندازه‌گیری دقیق‌تر این ناحیه حساس در تونل باد مادون صوت باشد. همچنین با توجه به اینکه گردابه گوتلر (Gortler vortices) در نواحی تغییر شیب سطح، یعنی جاییکه هندسه دارای نقطه عطف است بوجود می‌آید، لذا احتمال وقوع آن در این مکان وجود دارد. هر چند قطعیت این پدیده فیزیکی نیاز به مرئی سازی جریان در تونل باد داشت، که با توجه به مدار بسته بودن تونل و محدودیت‌های آن این امکان فراهم نشد. به نظر می‌رسد که دلیل اختلاف اندک توزیع فشارهای سطح پایین به خاطر خطای زاویه حمله باشد.

شکل ۶ نمودار تشکیل حباب جدایش یا ناحیه پرشر پلاتو (Pressure plateau) را بر روی لبه حمله ایرفویل در نواحی بین ۵ تا 7/5 درصدی وتر نشان می‌دهد. با توجه به شکل با افزایش عدد ماخ ناشی از افزایش سرعت جریان، زاویه حمله‌ای که در آن حباب جدایش تشکیل می‌شود، کاهش می‌یابد. این امر ناشی از زیاد شدن عدد رینولدز و تمایل بیشتر جریان به اغتشاش در زوایای حمله پایین می‌تواند باشد [7]. علاوه بر این در هیچ یک از زوایای حمله در ماخ 0/12 حباب جدایش تشکیل نشده است. شکل ۷ عدم تشکیل پرشر پلاتو در این ماخ بر روی توزیع فشارهای ایرفویل در زوایای مختلف را نشان می‌دهد.

شکل ۸ نمودار ضریب برآی ایرفویل در ماخ‌های متفاوت را نشان می‌دهد. همانگونه که از نمودار پیداست زاویه برآ برابر صفر این ایرفویل حدوداً 1/4- درجه است. از آنجایی که این زاویه وابسته به هندسه ایرفویل است، با افزایش سرعت جریان ثابت می‌ماند، بطوریکه تمام نمودارهای برآ بر حسب زاویه حمله از این نقطه می‌گذرند. همچنین زاویه واماندگی ایرفویل در ماخ 0/12 برابر 8/8 درجه است. این در حالیست که ماخ‌های بالاتر برابر 10/8 درجه با اختلاف ضریب نیروی برآی بیشینه تقریباً برابر با 0/25 است. وجود این چنین پدیده‌ای ناشی از تشکیل حباب جدایش جریان در لبه حمله ایرفویل در سرعت بالاتر از ماخ 0/12 است. بنابراین از دیدگاه مورد بحث یعنی تشکیل حباب جدایش، یک عدد ماخ خاص (M=0/12) وجود دارد، که از آن به بعد تشکیل حباب جدایش لبه حمله سبب به تعویق افتادن زاویه واماندگی از 8/8 به 10/8 درجه می‌گردد. بر این اساس ایرفویل فوق بحرانی در محدوده اعداد رینولدز مورد نظر در گروه ایرفویل‌های از نوع واماندگی عادی^۱ قرار می‌گیرد. تشکیل حباب جدایش لبه حمله سبب افزایش نسبت ضخامت ایرفویل در آن ناحیه و تغییر پروفیل توزیع فشار می‌شود. لذا ضخیم‌تر شدن ایرفویل مقدار ضریب نیروی پسای شکلی را افزایش می‌دهد. پسای پروفیل

اندازه‌گیری‌های دقیق محل موج ضربه‌ای و نوسانات آن قرار داده شده بودند. شکل ۳ ایرفویل فوق بحرانی مورد استفاده در تونل باد مادون صوت را به همراه نحوه چیدمانی سوراخ‌های فشاری و دقت ترانسدیوسرهای فشاری بکار گرفته شده نشان می‌دهد. ترانسدیوسرهای فشاری مورد استفاده از نوع تفاضلی بوده که اختلاف فشار نسبی را اندازه‌گیری می‌کنند، ولتاژ تغذیه ورودی این ترانسدیوسرها 8±0/01 ولت جریان مستقیم بوده و وقتی اختلاف فشار دو سر آن صفر باشد، ولتاژ خروجی آن در حدود ۳/۲ تا ۳/۴ ولت می‌باشد.

آزمایشات تجربی

از گام‌های مهم برای در انجام آزمایشات تجربی در تونل باد به موارد زیر می‌توان اشاره نمود:

- کالیبراسیون سنسورهای اندازه‌گیری و اثر تاخیر زمانی
- اصلاحات دیواره تونل باد، زوایای حمله، سرعت جریان و کالیبراسیون (Calibration)
- طراحی و ساخت مدل تونل باد
- داده برداری و اعمال فیلتر روی داده‌ها با انجام آنالیز فرکانسی سنسورها
- تدوین برنامه کامپیوتری
- اعمال عدم قطعیت بر روی اندازه‌گیری‌ها

طراحی و ساخت مدل تونل باد

شکل ۴ مدل ساخته شده ایرفویل با دهانه ۸۰ سانتیمتر را نشان می‌دهد. مدل ایرفویل با کمک تکنولوژی مدل سازی سریع (Rapid prototyping) ساخته شد. مدل سازی سریع به انواع تکنولوژی‌هایی با طاق می‌گردد که بدون طی فرایند تولید عادی قطعات و با بکار گیری مدل مستقیم سه بعدی، قطعات در زمان کوتاهی تولید می‌گردند. یکی از کاربردی ترین این روش‌ها، نمونه سازی با استفاده از افزودن مواد است که اصطلاحاً آن را چاپ سه بعدی می‌گویند. در این دسته از تکنولوژی‌ها، مقاطع مواد به صورت لایه لایه ساخته شده تا کل مدل سه بعدی ساخته گردد.

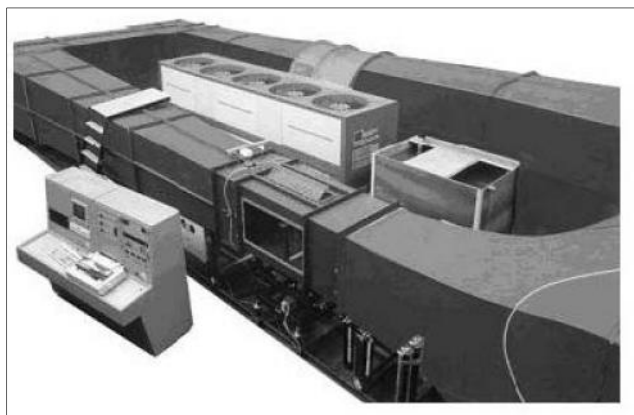
برنامه آزمایشات تونل باد

امکانات تونل باد و شدت توربولانسی مقطع کاری نیز بر روی کمینه و بیشینه سرعت تونل از موارد محدود کننده در طراحی برنامه آزمایشات بشمار می‌روند. با این حال برخی از ملاحظات انجام آنالیز ابعادی به نحوی در تنظیم برنامه آزمایشات به کار رفتند تا امکان مقایسه نتایج با پژوهش‌های مشابه فراهم شود. جدول ۱ برنامه آزمایشات در تونل باد مادون صوت را نشان می‌دهد.

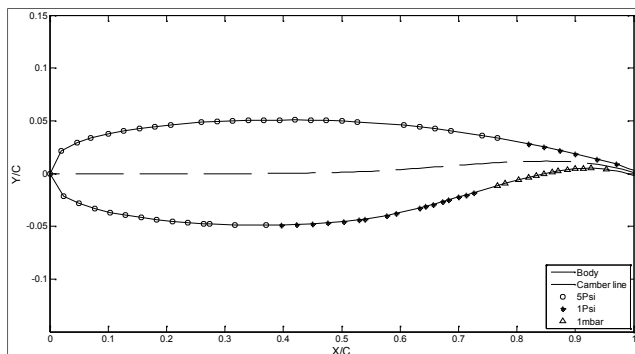
جدول ۱- برنامه آزمایشات تجربی تونل باد مادون صوت

شماره	زاویه حمله (درجه)	ماخ	رینولدز	سرعت (متر بر ثانیه)
۱	-5 to 14	0/12	0/78e6	43
۲	-5 to 14	0/15	0/93e6	51
۳	-5 to 14	0/18	1/14e6	63
۴	-5 to 10	0/21	1/32e6	73

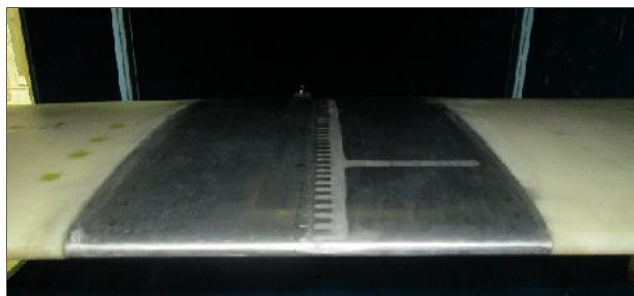
¹Normal stall



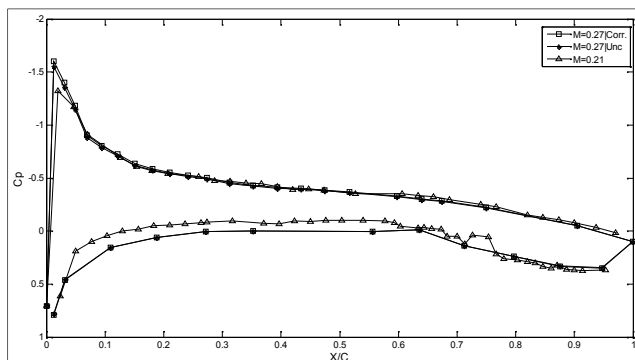
شکل ۲- نمای شماتیک تونل باد مادون صوت.



شکل ۳- هندسه ایرفویل فوق بحرانی به همراه چیدمانی سنسورهای فشاری در تونل باد مادون صوت.



شکل ۴- مدل واقعی ایرفویل فوق بحرانی با دهانه ۸۰ سانتیمتر.



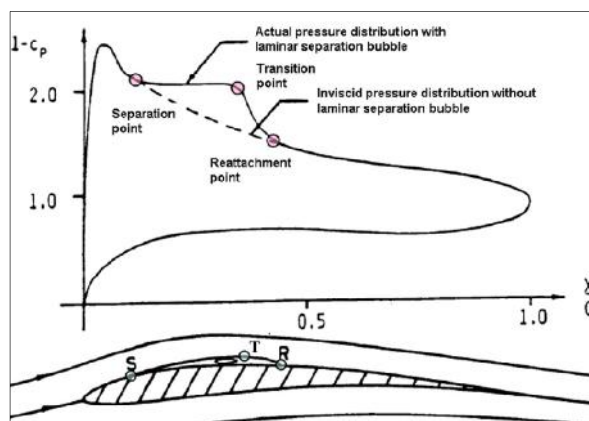
شکل ۵- اصلاح کارمن- سین بر روی توزیع فشار تونل باد ترانسونیک در زاویه حمله ۴ درجه، ماخ 0/27 به توزیع فشار تونل باد مادون صوت در زاویه ۴ درجه، ماخ 0/21.

همانپسای پارازیت (Parasite Drag) است، که به دوبخش پسای فشاری و پسای اصطکاک تقسیم می‌شود [8]. لذا با دقت به ناحیه خط چین در شکل ۹ میزان پسای فشاری به دلیل وجود حباب جدایش با افزایش عدد ماخ زیاد می‌شود. همچنین نیروهای بخش مقعر لبه فرار سطح پایین یا همان ناحیه با انحنای مثبت زیاد، که بخش کمتری از وتر را نسبت به بخش منفی پوشانده است، در تقابل با همدیگر هستند. لذا با توجه به وجود تغییرات انحنای ایرفویل، وجود نیروی پسای فشاری منفی در زوایای حمله پایین بدیهی می‌باشد. شکل ۱۰ نمودار ضریب نیروی ممان پیرامون لبه حمله را نشان می‌دهد. این ایرفویل تا زاویه حمله واماندگی خود دارای ضریب ممان منفی است، که ناشی از غالب بودن اثر ناحیه مقعر لبه فرار در تولید ممان پیچشی نسبت به قسمت‌های دارای انحنای منفی ایرفویل است.

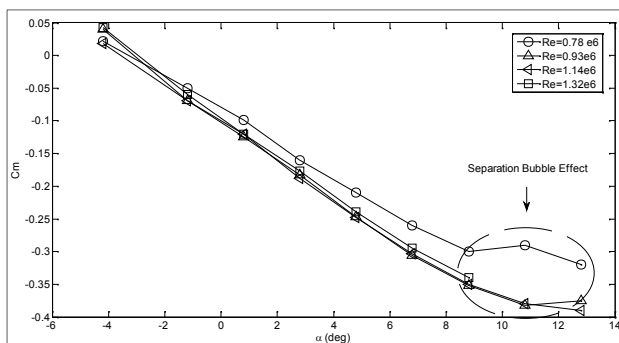
نتیجه گیری

تمرکز اصلی مقاله حاضر بر روی مشاهده پدیده حباب جدایش بر روی ایرفویل فوق بحرانی در رژیم مادون صوت سرعت پایین بود. ظهور این پدیده بستگی زیادی به سرعت جریان داشت، به گونه‌ای که برای این ایرفویل عدد ماخ 0/12 مطابق با عدد رینولدز 0/76 میلیون وجود داشت که در آن حباب جدایش در لبه حمله ایرفویل تشکیل می‌شد. همچنین با افزایش عدد ماخ ناشی از سرعت جریان، این حباب در زاویه حمله کوچکتری تشکیل می‌شد. وجود حباب جدایش در لبه حمله ایرفویل سبب به تعویق انداختن واماندگی تا زوایای حمله 10/8 در ماخ‌های بالاتر گردید. این در حالی است که این زاویه برای ماخ کمینه 0/12 برابر 8/8 درجه با ایجاد اختلاف در ضریب برآی بیشینه به مقدار 0/25 بود. همچنین نیروی پسای فشاری در حضور حباب در نواحی نزدیک واماندگی افزایش یافت. از خواص مهم این ایرفویل حفظ ممان پیچشی منفی در تمام زوایای حمله بود. زاویه برآ برابر صفر ایرفویل حدودا 1/2-درجه شد.

شکل‌ها و نمودارها



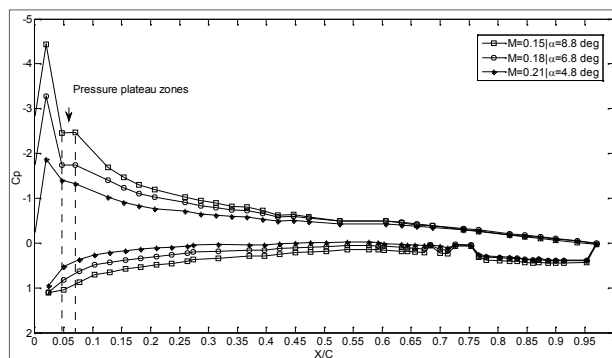
شکل ۱- توزیع فشار روی یک ایرفویل به همراه حباب جدایش [4].



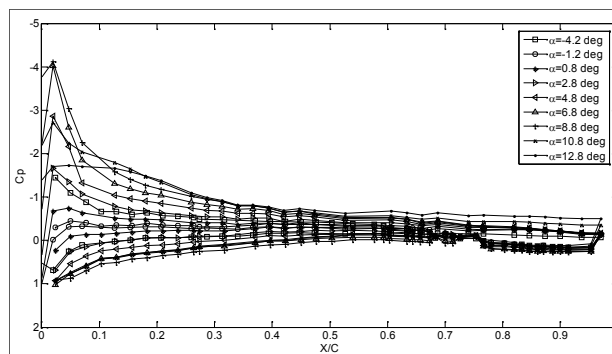
شکل ۱۰- نمودار ضریب نیروی ممان پیرامون لبه حمله.

مراجع

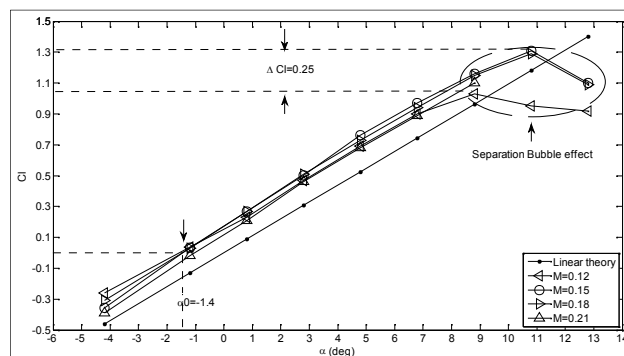
۱. John Roskam, Airplane design part I, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
2. E.H. Hirschel, Basic of Aerodynamics, AIAA 2005.
3. Chi Seng LEE, Weng Wah Pang et al, Classification of Airfoils By Abnormal Behavior of Lift Curves at Low Reynolds Number, 24th Applied Aerodynamic Conference 5-8 June 2006, San Francisco, Californian. Journal of AIAA
4. Weisheng Chen and Luis P. Bernal, Design and Performance of Low Reynolds Number Airfoils for Solar-Powered Flight, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 7-10 January 2008, Reno, Nevada.
5. Hui Hu, Zifeng Yang, An Experimental Study of the Laminar Flow Separation on a Low-Reynolds-Number Airfoil, Contributed by the Fluids Engineering Division of ASME for publication in the JOURNAL OF FLUIDS ENGINEERING, 2008.
6. M. Gaster, The Structure and Behavior of Laminar Separation Bubbles, R&M No. 3595, March 1967.
7. دکتر بیژن فراهانی، فیزیک جریان‌های آشفتگی، انتشارات دانشگاه صنعتی شریف
8. Egbert Torrenbeek, ADVANCED AIRCRAFT DESIGN, CONCEPTUAL DESIGN, ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF SUBSONIC CIVIL AIRPLANES, Delf University of Technology, The Netherlands, 2013.



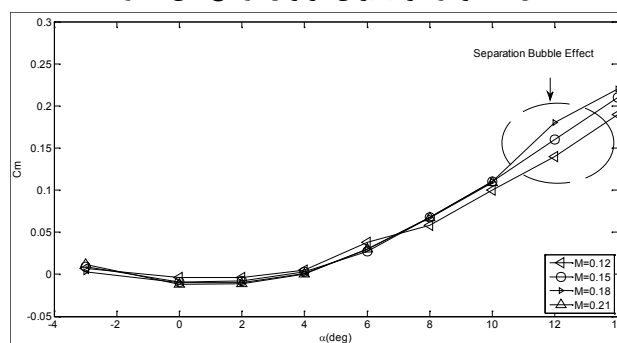
شکل ۶- مقایسه پیدایش حباب جدایش در ماخ های متفاوت



شکل ۷- توزیع فشار روی ایرفویل در ماخ 0/12 و رویای مختلف.



شکل ۸- نمودار ضریب برای ایرفویل در ماخ های متفاوت.



شکل ۹- نمودار ضریب پسای ایرفویل در ماخ های متفاوت.

SID



سرویس های
ویژه



سرویس ترجمه
تخصصی



کارگاه های
آموزشی



بلاگ
مرکز اطلاعات علمی



عضویت در
خبرنامه



فیلم های
آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛
شبکه های توجه گرافی
(Graph Attention Networks)



کارگاه آنلاین آموزش استفاده از
وب آوساینس



کارگاه آنلاین مقاله روزمره انگلیسی