



مطالعه عددی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل دو المانی با رویکرد کاهش باند فرود

میثم ایزدی^۱، سید آرش شمس طالقانی^{۲*} و رضا خاکی^۳

^۱ دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

^۲ استادیار، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

^۳ دانشیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۶/۲۵؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۱/۱۱/۰۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۱۱

چکیده

هدف از این تحقیق بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به ابزار برآفرای لبه فرار با تغییر در یکی از مهم‌ترین پارامترهای هندسی آن است. در این تحقیق حل معادلات ناویراستوکس در شرایط جریان آشفته و تراکم‌ناپذیر با بهره‌گیری از نرم‌افزار فلونت صورت پذیرفته است. بعد از فرآیند مدل‌سازی ایرفویل و فلپ، در زوایای فلپ متفاوت (۱۰ الی ۳۰ درجه)، شبکه‌بندی بی‌سازمان در نرم‌افزار گمبیت تولید شد و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ناشی از تغییر در پارامتر هندسی لبه شکاف مورد بررسی قرار گرفت. جریان از نوع دائم، آشفته و تراکم‌ناپذیر فرض شده و الگوریتم حل معادلات نیز فشار مینا انتخاب شده است. محدوده عدد رینولدز جریان $3/6 \times 10^6$ بوده و مدل آشفتگی مورد استفاده کا-اپسیلون در نظر گرفته شده است. مقایسه نتایج و مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه پس از ایجاد تغییر موردنظر در پارامتر هندسی، نشان می‌دهد که با بهبود قابل توجه ضرایب آیرودینامیکی (به طور میانگین افزایش ۹ درصدی ضریب برآ و نیز افزایش ۶ درصدی ضریب پسا)، باند فرود هواپیما کاهش خواهد یافت؛ همچنین بررسی گرادبان‌های فشار و سرعت در مقاطع مختلف، نشان می‌دهند که تغییر به وجود آمده موثر بوده و در مقایسه با مقاله مرجع توزیع بهتری صورت پذیرفته است.

کلمات کلیدی: ابزار برآفرای؛ فلپ‌های تک‌شکافه؛ پارامترهای هندسی فلپ؛ بهبود عملکرد آیرودینامیکی.

Numerical Study of Slot Lip Effects on Aerodynamics Performance of a Two-Element Airfoil with the Approach of Decreasing the Landing Distance

Meysam Izadi¹, Arash Shams Taleghani^{2,*}, Reza khaki³

¹ Ph.D. Student, Aerospace Eng., Aerospace Research Institute, Tehran, Iran

² Assist. Prof., Mech. Eng., Aerospace Research Institute, Tehran, Iran

³ Assoc. Prof., Mech. Eng., Shahid Sattari Aeronautical Univ., Tehran, Iran

Abstract

The aim of this research is to improve the aerodynamics performance of a NACA-23012 airfoil equipped with a High lift device by changing one of its most important geometric parameters. In this research, Navier-Stokes equations are solved in turbulent and incompressible flow conditions using fluent software. After the airfoil and flap modeling process, at different flap angles (10 to 30 degrees), unstructured meshing was produced in gambit software and the improvement of aerodynamics performance due to change in the geometric parameter of the slot lip was investigated. The flow is assumed to be steady, turbulent and incompressible, and the algorithm for solving the equations is also selected as pressure-based. The flow Reynolds range is 3.6×10^6 and the turbulence model used is realizable k-epsilon. Comparison of the results and aerodynamic characteristics of the airfoil equipped with a flap after making change in the geometric parameter, shows that with the significant improvement of the aerodynamic coefficients (on average, an increase of 9% in the lift coefficient and also an increase of 6% in the drag coefficient), the landing distance of the airplane will be reduced. Also, the investigation of the pressure and velocity gradients at different stages show that the change is effective and better distributed compared to the reference article.

Keywords: High-Lift Devices; Slotted Flaps; Aerodynamics Optimization; Unstructured Grid.

* سید آرش شمس طالقانی؛ تلفن: ۰۹۱۱۳۹۱۵۵۹۰

آدرس پست الکترونیک: arash.taleghani@gmail.com

۱- مقدمه

امروزه با توجه به مشکلات موجود پیرامون محل ساخت فرودگاه‌های شهری و همچنین برخاستن و فرود انواع هواگردها بر روی ناوها و باندهای دریایی، کوتاه‌بودن باند فرود از متغیرهای بسیار مهم در مرحله طراحی مفهومی است [۱]. این دغدغه در هواپیماهای کوچک و سبک بیشتر است؛ چرا که باندهای غیرنظامی شهری یا نظامی ناوشین معمولاً طول کوتاهی داشته و جسم پرنده سبک باید توانایی فرود در یک مسیر کوتاه را داشته باشد [۲].

تاکنون تحقیقات بسیار زیادی در این زمینه صورت پذیرفته است و استفاده از تکنیک‌های کنترل جریان در سطوح آیرودینامیکی یک هواپیما تأثیرات بسیار مثبتی بر روی ضرایب آیرودینامیکی دارد که معمولاً با کنترل جریان لایه مرزی و تاخیر در جدایش جریان کار می‌کنند [۳] که از مهم‌ترین روش‌های کنترل جریان می‌توان به روش‌های کنترل فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [۴-۱۲]، مکش [۱۳]، دمش پالسی [۱۴-۱۸]، امواج آکوستیک سطحی [۱۹-۲۳]، روش‌های مغناطیسی هیدروپینامیکی [۲۴-۲۵]، عملگر جت سینتتیک [۳] و روش‌های کنترل غیرفعال سطوح متخلخل [۲۶-۲۸] اشاره نمود؛ اما به طور کلی راهکاری که محققین برای کاهش باند فرود یک جسم پرنده به صورت عملی و گسترده استفاده می‌کنند، بهره‌گیری از سطوح برآفزا بوده است [۲۹] و تا به امروز هیچ کدام از روش‌های مذکور نتوانستند جایگزین صنعتی مناسبی برای سیستم‌های برآفزای لبه حمله و فرار در هواپیماها باشند و عموماً تکیه فعالان صنعت هوانوردی جهت بهبود پارامترهای آیرودینامیکی هواپیماها، بر سیستم‌های برآفزای مستقر روی بال‌ها متمرکز بوده است [۳۰]؛ همچنین طراحی یک سیستم برآفزای مناسب، نیازمند دقت بسیار بالایی است؛ زیرا این سیستم‌ها با وجود اینکه موجب جهت‌دهی مناسب نیروها در رژیم‌های مختلف پروازی می‌شوند، در صورتی که در مراحل طراحی، تجزیه و تحلیل همه‌جانبه‌ای صورت نپذیرد، موجب افت کارایی در حالت کروز و نیز توزیع نامناسب نیروها در حالت‌های فرود و برخاستن می‌شوند [۳۱]. وزن و پیچیدگی سیستم‌های برآفزا به نسبت عملکرد آنها افزایش می‌یابد که خود می‌تواند بر این اثر مخرب بیفزاید [۳۲].

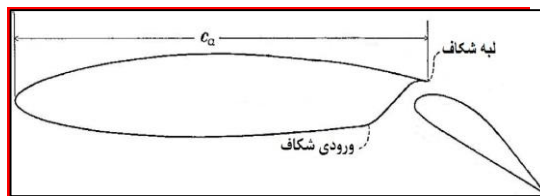
به طور کلی وظیفه اصلی سیستم‌های برآفزا، فراهم کردن ضرایب برای بیشتر در شرایط برخاستن و فرود است، به گونه‌ای که این موضوع تأثیر کمی بر عملکرد هواپیما در حالت کروز بگذارد [۳۳-۳۴]، اما ممکن است، با توجه به قیود تعریف‌شده این وظیفه نیز تطابق یابد. به عنوان مثال در این تحقیق تلاش می‌شود تا تغییر ایجاد شده در راستای کاهش باند فرود باشد. این امر از نظر تحقیقاتی بسیار ارزشمند است، زیرا منجر به کاهش هزینه‌های ساخت و ساز، توجه به ملزومات فرود هواپیماهای نظامی ناوشین، توجه به محدودیت‌های فرودگاه‌های شهری و نیز کاستن زمان فرود می‌شود که در موارد بسیار زیادی امری حیاتی است [۳۵].

استفاده از انواع وسایل برآفزا در لبه حمله و لبه فرار هواپیماهای مسافربری به طور همزمان رایج است، اما در هواپیماهای حمل و نقل سبک محدودیت‌های بیشتری در این زمینه وجود دارد [۳۶]. در این دسته از هواپیماها و همچنین در وسایل برآفزای لبه فرار نیز اکثراً از فلپ‌های ساده و تک‌شکافه و فلپ‌های فولر^۱ استفاده می‌شود [۳۷]. در مجموع می‌توان گفت، استفاده از وسایل برآفزا می‌تواند ۶ تأثیر کلی بر روی عملکرد ایرفویل بگذارد [۳۸]:

۱. ضریب برآ را افزایش می‌دهد.
 ۲. ضریب برای بیشینه را افزایش می‌دهد.
 ۳. زاویه حمله برآ صفر را تغییر می‌دهد.
 ۴. زاویه واماندگی را تغییر می‌دهد.
 ۵. ضریب پسا را افزایش می‌دهد.
 ۶. شیب منحنی برآ را افزایش می‌دهد.
- اثر افزودن فلپ به لبه فرار بال معادل افزایش انحنای بال است [۳۹]. بعضی از فلپ‌ها نیز طول وتر بال را افزایش می‌دهند که این امر باعث افزایش مساحت بال و در نتیجه باعث کاهش زاویه حمله مورد نیاز برای تولید نیروی برآ می‌شود [۴۰]. باز نمودن فلپ‌ها تا حدود ۲۰ درجه، در سرعت‌های پایین باعث افزایش نیروی برآ، بدون افزایش زیاد نیروی پسا می‌شود [۴۱]. بسیاری از هواپیماها فلپ‌هایشان را حدود ۱۰ تا ۲۰ درجه به منظور کاهش طول باند خزش، پایین می‌آورند. وقتی فلپ‌ها بیش از ۲۰ درجه پایین می‌آیند، پسا به سرعت افزایش می‌یابد. افزایش نیروی پسا باعث افزایش نرخ کاهش ارتفاع می‌شود که در حین تقرب برای فرود مناسب است [۴۲]. جدول (۱) تأثیر

^۱ Fowler

تنوع این فلپ‌ها نیز با توجه به تعداد شکاف‌های موجود طبقه‌بندی می‌شود که در این تحقیق فلپ تک‌شکافه مورد بررسی قرار گرفته است. مکانیزم ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه، پارامترهای هندسی مخصوص به خود را دارد که مهم‌ترین آن‌ها اندازه شکاف^۴، فاصله هم‌پوشانی^۵، لبه شکاف^۴ و ورودی شکاف^۵ بوده که در کنار پارامترهایی هم‌چون نوع فلپ، اندازه فلپ و همچنین میزان چرخش آن مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد [۴۹]. شکل (۱) پارامتر لبه شکاف را نشان می‌دهد که یکی از مهم‌ترین پارامترهای هندسی فلپ تک‌شکافه است. پارامتر هندسی لبه شکاف فاصله طولی لبه شکاف تا لبه حمله ایرفویل است و در شکل با طول c_a نشان داده شده است و به صورت درصدی از طول وتر ایرفویل بیان می‌شود.



شکل ۱- پارامتر هندسی لبه شکاف

به طور کلی با توجه به مطالبی که بیان شد و اهمیت حوزه بهینه‌سازی سیستم‌های برآفزا، تحقیقات انتشار یافته معتبر (تجربی و عددی) حول ایرفویل‌های مجهز به فلپ بسیار کم بوده و داده‌های اندکی از آزمایش‌های تجربی در دسترس قرار دارد. در این تحقیق ابتدا هندسه ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به فلپ تک‌شکافه نوع Clark-y در زوایای حمله و فلپ مختلف در محیط نرم‌افزار گمبیت ایجاد شده و دامنه‌ی حل جریان تعریف شده است. با استفاده از ابزارهای مختلف نرم‌افزار گمبیت، شبکه‌بندی با موفقیت انجام شده و شرایط مرزی نیز تعریف شده است. سپس مدل نهایی، پس از مطالعه استقلال از شبکه، جهت صحت‌سنجی با مقاله مرجع [۵۰] در نرم‌افزار فلونت مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است و با تکیه بر آن‌ها، یافتن هندسه مناسب لبه شکاف دنبال شده است.

فلپ‌های رایج بر روی ضریب برآ را نشان می‌دهد. (علامت +)، به نشانه میزان تاثیر مثبت فلپ مربوطه بر روی ضریب برآی بیشینه ایرفویل است.)

جدول ۱- تغییر ضریب برآی بیشینه به ازای انواع مختلف وسایل برآفزای لبه فرار [۴۳]

ایرفویل تنها	۱/۱-۴/۵
فلپ ساده	+۰/۹
فلپ شکسته ^۱	+۱
فلپ شکاف‌دار	+۱/۳
فلپ فولر	+۱/۳۶/c

فلپ‌ها و دیگر وسایل برآفزا در ابتدا جهت فرود هواپیماها در یک مسافت کم مورد استفاده قرار گرفتند، به گونه‌ای که به الزامات عملکرد در بیشینه سرعت، کم‌ترین آسیب را وارد کنند [۴۴]. در هنگام برخاستن، ضریب برآی بیشینه بالا به همراه ضریب پسای کم مورد نیاز است که بیانگر نیاز به نسبت برآ به پسای بالا در این فاز است. در هنگام فرود نیز ضریب برآی بیشینه بالا مانند فاز برخاستن مورد نیاز است، با این تفاوت که در این فاز وجود پسای بیشتر، مورد اهمیت است [۴۵] که هدف تحقیق حاضر نیز دستیابی به ضریب برآ و پسای بالا به صورت همزمان است. علاوه بر این موارد، فلپ باید طوری طراحی شود که در حالت جمع شده، کمترین تاثیر ممکن را بر روی پسای بال داشته باشد. ضریب گشتاور بالا نیز نامناسب است، هم از نظر ملزومات سازه‌ای بال و هم از نظر بارگذاری روی قسمت دم که متناسب با مقدار برآی بال می‌باشد و جهت جبران گشتاور تولید شده توسط فلپ، فشار زیادی را تحمل می‌کند. نیروی آیرودینامیکی کم بر روی فلپ از نظر ملزومات سازه‌ای و هم از نظر ملزومات آیرودینامیکی مطلوب است [۴۶]. در فلپ‌های شکاف‌دار، وجود شکاف موجب مکش هوای با انرژی بالا از سطح پایینی شده و جدایش جریان از روی فلپ را به تاخیر می‌اندازد و از آن برای کنترل لایه مرزی در سطح بالایی فلپ استفاده می‌کند [۴۷]. حرکت فلپ تک‌شکافه هم می‌تواند با استفاده از چرخش خالص حول یک محور خاص و هم ترکیبی از چرخش و جابجایی باشد [۴۸].

⁴ Slot Lip
⁵ Slot Entry

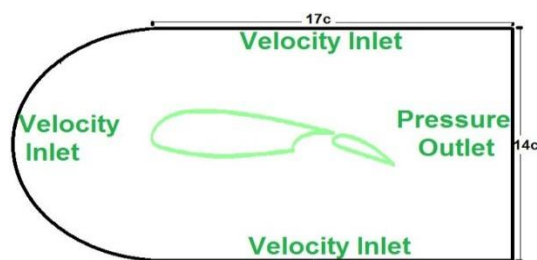
¹ Split Flap
² Gap Distance
³ Overlap Distance

به منظور مدل‌سازی آشفتگی جریان از مدل کا-اِپسیلون realizable استفاده شده است. این مدل در مواردی که جریان تحت چرخش، ورتیسیت و انحنای شدید است، نتایج مطلوبی را ارائه می‌دهد [۵۱]. این مدل نسبت به مدل‌های دیگر خانواده کا-اِپسیلون، در زمانی که جریان دارای گرادیان معکوس یا جدایش است، با دقت خوبی کار می‌کند و می‌تواند پایداری بهتری را به همراه داشته باشد [۵۲].

۳- تجزیه و تحلیل

۳-۱- بیان مساله

همان‌طور که در مقدمه بیان شد، پارامتر هندسی لبه شکاف، تأثیر زیادی بر ضرایب آیرودینامیکی دارد و پیدا کردن بهترین اندازه آن می‌تواند تأثیر زیادی در طراحی بهینه وسایل پرنده داشته باشد. در این تحقیق پس از بررسی اعتبارسنجی و تطابق نتایج حاصل از شبیه‌سازی جریان در نرم‌افزار فلونت با مقاله مرجع [۵۰] و نیز بررسی استقلال از شبکه، ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به فلپ تک‌شکافه نوع Clark-y، با اندازه‌های لبه شکاف متفاوت (از ۰/۸۵c تا ۰/۹۵c که c طول وتر ایرفویل است) محاسبه شدند؛ هم‌چنین در یکی از زوایای فلپ و در چند زاویه حمله، توزیع ضریب فشار مورد بررسی قرار گرفته است. اندازه لبه شکاف در مقاله مرجع نیز ۰/۹c است. ابتدا هندسه ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ در نرم‌افزار گمبیت ساخته و سپس مختصات فلپ و شکاف مربوطه به آن افزوده شد. در ادامه میدان حل جریان تعریف شد، همان‌طور که در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۲- میدان حل جریان

تعیین شرط مرزی مناسب، نقش مهمی را در درستی یک حل عددی ایفا می‌کند. با توجه به شکل (۲) برای ورودی در مرز

ضمنا داده‌های تونل باد مقاله مرجع نیز با توجه به اینکه مقدار دهانه بال و عرض تونل باد (با در نظر گرفتن یک تولرانس ناچیز) برابر است، دوبعدی در نظر گرفته شده است. این آزمایش‌ها در تونل باد ۲×۳ متر با حفظ فشار دینامیکی ۱۶/۳۷ پوند بر فوت مربع و سرعت ۳۵/۸ متر بر ثانیه صورت پذیرفته است.

۲- معادلات حاکم

در مسئله پیش‌رو از نرم‌افزار فلونت برای حل عددی و گسسته‌سازی معادلات استفاده شده است. نرم‌افزار فلونت از روش حجم محدود (FVM) برای حل معادلات ناویراستوکس حاکم بر جریان استفاده می‌کند. معادله جریان بعد از گسسته‌سازی به روش حجم محدود، کلیه ویژگی‌های فیزیکی و خواص جریان را دارا است. با توجه به اینکه فرض شده است، خصوصیات جریان در مسئله حاضر با زمان تغییر نمی‌کند، معادلات جریان پایا و تراکم‌ناپذیر است. شبیه‌سازی‌ها در سرعت ۳۵/۸ متر بر ثانیه و رینولدز $3/6 \times 10^6$ انجام می‌شود. در کلیه شبیه‌سازی‌ها گسسته‌سازی معادلات از مرتبه دو لحاظ شده است و برای حل دقیقتر در نرم‌افزار فلونت از حل‌کننده با دقت مضاعف بهره گرفته شده است.

اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود اصل بقا جرم است. این اصل بیان می‌دارد که جرم نه تولید می‌شود و نه از بین می‌رود و توسط رابطه ۱ بیان می‌شود که معادله پیوستگی نام دارد:

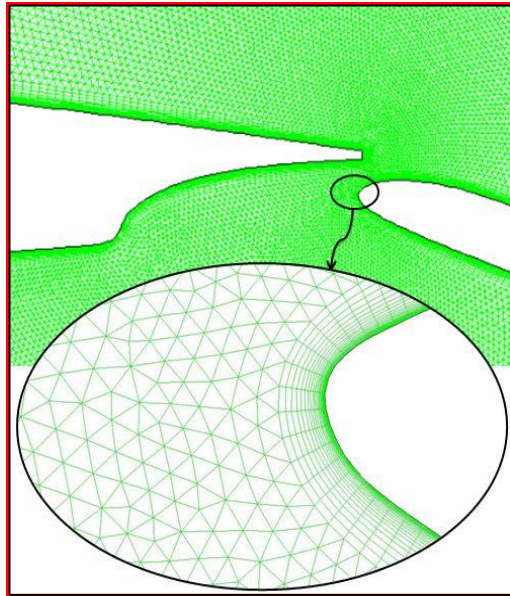
$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (1)$$

قانون دوم نیوتون بیان می‌کند، برآیند نیروهایی که بر یک جسم اثر می‌کند برابر تغییرات خالص مومنتوم است. با در نظر گرفتن جریان غیرقابل تراکم و ثابت فرض کردن ضریب ویسکوزیته، شکل معادله ناویراستوکس به صورت زیر است:

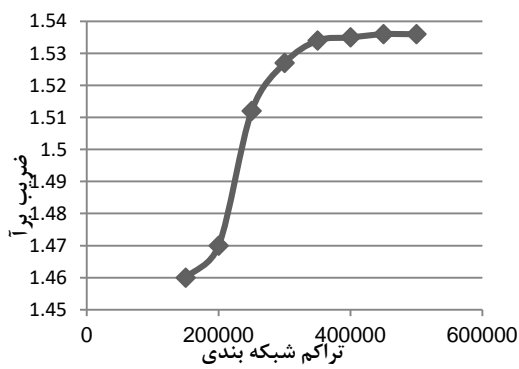
$$\rho \frac{DV}{Dt} = \rho f - \nabla P + \mu \nabla^2 V \quad (2)$$

که در آن V بردار سرعت، P فشار، f نیروهای حجمی و μ ویسکوزیته است. f نیز بیانگر نیروهای حجمی است که در این تحقیق نیروی وزن المان و بسیار ناچیز است.

گرفت. در نهایت طبق نتیجه استقلال از شبکه انجام شده در شکل (۴)، به خاطر عدم تغییرات ضریب برآ در تعداد المان‌های بیشتر از ۳۵۰۰۰۰ و همچنین کاهش زمان اجرای فرآیند شبیه‌سازی، از این تعداد شبکه برای شبیه‌سازی عددی استفاده شده است.



شکل ۳- شبکه‌بندی بی‌سازمان حول ایرفویل و فلپ



شکل ۴- بررسی تراکم شبکه‌بندی حل جریان

۳-۲- اعتبارسنجی

جهت اعتبارسنجی مقاله حاضر، از مرجع [۵۰]، استفاده شده است، همان‌طور که در مقدمه ذکر شد، ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲

چپ و سطوح بالایی و پایینی شرط سرعت ورودی و برای خروجی در مرز راست دامنه حل شرط فشار خروجی در نظر گرفته شده است. فشارهای خروجی و کاری برابر فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است. جدول (۲) شرایط کلی شبیه‌سازی جریان را نشان می‌دهد.

جدول ۲- شرایط شبیه‌سازی

ابعاد جریان	دوبعدی
جریان	آشفته
شدت آشفتگی جریان آزاد	۱/۶٪
فشار کاری	۱ اتمسفر
سرعت	۳۵/۸ متر بر ثانیه
دقت	دقت مضاعف
حلگر	کوپل

شرط عدم لغزش بر روی سطوح ایرفویل و فلپ رعایت شده که این به معنی صفر بودن سرعت روی این قسمت‌ها است. برای شبیه‌سازی، جریان دائم، آشفته و تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است. در حل عددی، ضرایب زیر تخفیف نیز با توجه به شرایط مسئله تعیین شده‌اند. با تولید شبکه لایه مرزی بر روی ایرفویل، شبکه‌بندی کلی به صورت بی‌سازمان تولید شد. تصویری از شبکه بی‌سازمان استفاده شده در شکل (۳) نشان داده شده است.

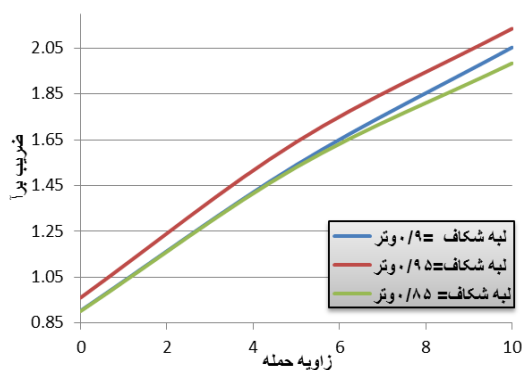
پارامترهای زیادی در دستیابی به یک شبکه‌بندی مناسب و بهینه تأثیرگذار می‌باشند. در برخی از شرایط، در قسمت‌هایی از مدل، سیال مورد بررسی با تغییرات شدید خواص و گرادیان‌های بزرگ دمایی، فشاری و ... روبرو می‌شود. به همین دلایل در این قسمت‌ها باید تراکم شبکه نسبت به سایر مناطق و قسمت‌ها افزایش یافته و شبکه ریزتری تولید شود. به همین منظور و برای حصول یک شبکه‌بندی بهینه که موارد مورد بحث بالا در آن رعایت شده است، پس از تولید شبکه لایه مرزی مناسب، تولید شبکه روی سطوح انجام شده است. جهت بررسی استقلال از شبکه، مدل‌های مختلف شبکه‌بندی با تعداد تراکم متفاوت تولید شد. برای انتخاب شبکه مناسب، تغییرات ضریب برآ برای چندین شبکه با تعداد المان‌های مختلف (۱۵۰۰۰۰ تا ۵۰۰۰۰۰) در جریانی با سرعت ۳۵/۸ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۵ درجه و زاویه فلپ ۱۰ درجه مورد بررسی قرار

۳-۳-۳ نتایج

۳-۳-۱- تاثیر لبه شکاف بر ضرایب آیرودینامیکی

در این بخش تاثیر مستقیم کاهش و افزایش پارامتر لبه شکاف بر مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ مورد بررسی قرار گرفته است. بهبود ضرایب آیرودینامیکی همان‌طور که در مقدمه ذکر شد، با رویکرد کم کردن باند فرود در هنگام فرود است و بدین منظور باید ضرایب برآ و پسا به طور هم‌زمان با هم افزایش یابند. در واقع قید این مساله بیشینه‌سازی هم‌زمان ضریب برآ و پسا می‌باشد که در نهایت منجر به کاهش باند فرود خواهد شد.

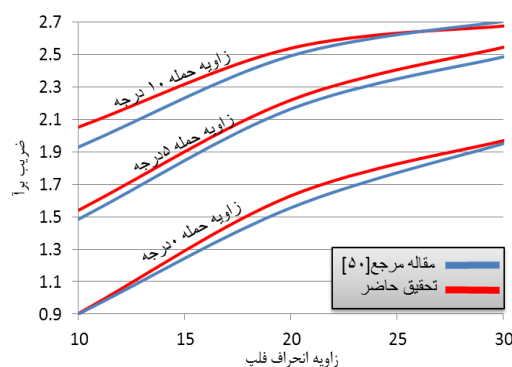
شکل‌های (۷) و (۸) مقایسه ضریب برآ و پسا، در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زوایای حمله مختلف، برای ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۳ مجهز به فلپ تک‌شکافه با مقادیر مختلف لبه شکاف را نشان می‌دهند. رنگ آبی داده‌های مربوط به مقاله مرجع با مقدار لبه شکاف ۰/۹c، رنگ قرمز داده‌های مربوط به مقدار لبه شکاف ۰/۹۵c و رنگ سبز نیز داده‌های مربوط به مقدار لبه شکاف ۰/۸۵c را نشان می‌دهند. در این نمودارها با کوتاه شدن فاصله لبه شکاف (۰/۸۵c)، ضرایب آیرودینامیکی بهبود نیافته‌است، اما پس از افزایش پارامتر لبه شکاف به اندازه ۰/۵c، ضرایب آیرودینامیکی با رویکرد بیشینه‌سازی هم‌زمان ضرایب برآ و پسا بهبود یافته‌اند.



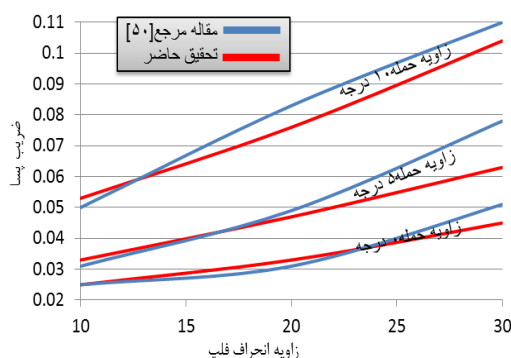
شکل ۷- مقادیر ضرایب برآ در زاویه فلپ ۱۰ درجه

مجهز به فلپ تک شکافه به صورت تجربی در آن مطالعه شده است و عملکرد آیرودینامیکی آن در زوایای حمله و همچنین زوایای فلپ مختلف به دست آمده است. در تحقیق حاضر، ضرایب برآ و پسا به دست آمده در شرایط مختلف، با داده‌های موجود در مقاله مرجع مربوطه مقایسه شده است.

با توجه به شرایطی که تاکنون بیان شد، شبیه‌سازی انجام شد و در زوایای حمله و فلپ مختلف با داده‌های مقاله مرجع مقایسه شد که خروجی‌ها نشان‌دهنده اختلاف قابل‌قبول (حدود ۴٪) بین آنها است. نتایج مقایسه ضرایب برآ و پسا بین تحقیق حاضر و تحقیق تجربی مرجع [۵۰] برای زوایای حمله ۰، ۵ و ۱۰ درجه در شکل‌های (۵) و (۶) ارائه شده است.

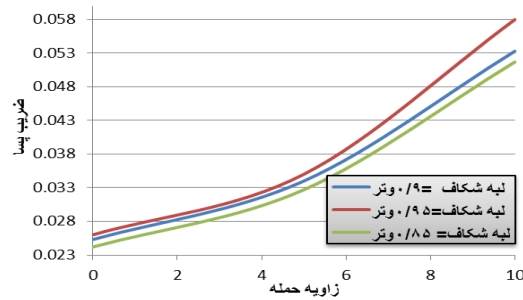


شکل ۵- مقایسه ضرایب برآی مقاله مرجع و تحقیق حاضر



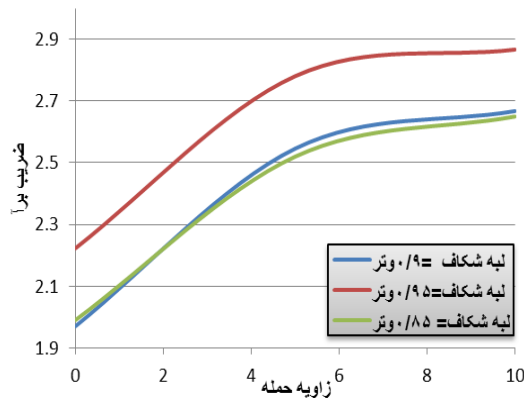
شکل ۶- مقایسه ضرایب پسای مقاله مرجع و تحقیق حاضر

ضرایب آیرودینامیکی در زاویه فلپ ۳۰ درجه در شکل‌های (۱۱) و (۱۲) نشان داده شده است. در این حالت مشاهده می‌شود که شرایط مانند زوایای فلپ ۱۰ و ۲۰ درجه است و تنها با افزایش مقدار لبه شکاف، متغیرهای آیرودینامیکی بهبود می‌یابد؛ لذا با استناد به داده‌های شکل‌های (۷) تا (۱۲) می‌توان گفت با میزان تغییرات بوجود آمده در پارامتر لبه شکاف، کمتر از مقدار مقاله مرجع (۰/۹۰)، تغییر مثبتی در ضرایب برآ و پسا مشاهده نشده است؛ همچنین در این شکل‌ها مشاهده می‌شود با افزایش لبه شکاف، در همه زوایای حمله، وضعیت کاملاً بهبود یافته و ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا باهم افزایش یافته‌اند. به طور دقیق‌تر، با افزایش لبه شکاف به مقدار ۰/۰۵۰، ضریب برآ به طور میانگین تا ۹ درصد و ضریب پسا تا ۶ درصد افزایش یافته است که دارای اهمیت بالایی است و در نهایت موجب کاهش باند فرود خواهد شد.

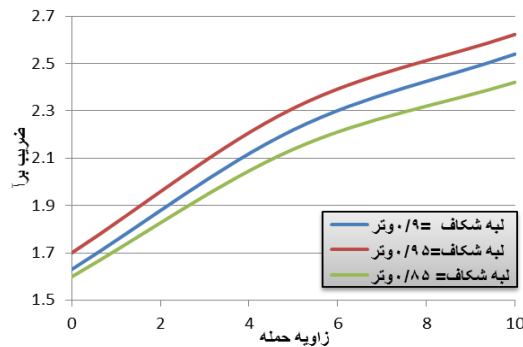


شکل ۸- مقادیر ضرایب پسا در زاویه فلپ ۱۰ درجه

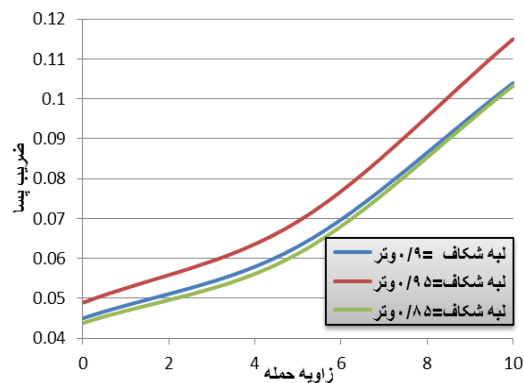
در شکل‌های (۹) و (۱۰) ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا در زاویه فلپ ۲۰ درجه و زوایای حمله مختلف ارائه شده است. با کاهش اندازه لبه شکاف، پارامترهای آیرودینامیکی مورد نیاز جهت کاهش باند فرود، بهبود نیافته است و افزایش مقدار لبه شکاف موجب بهبود ضرایب برآ و پسا به صورت همزمان شده است.



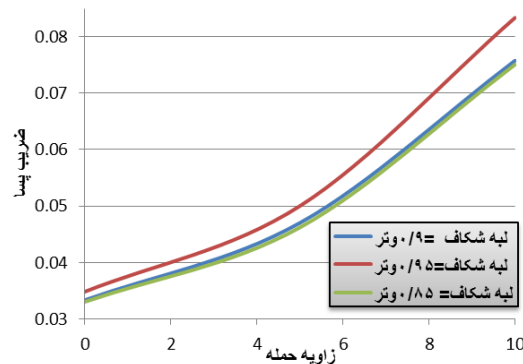
شکل ۱۱- مقادیر ضرایب برآ در زاویه فلپ ۳۰ درجه



شکل ۹- مقادیر ضرایب برآ در زاویه فلپ ۲۰ درجه



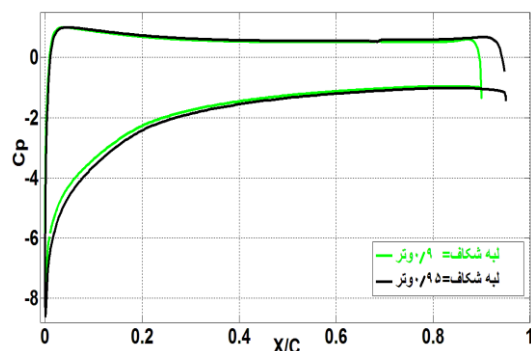
شکل ۱۲- مقادیر ضرایب پسا در زاویه فلپ ۳۰ درجه



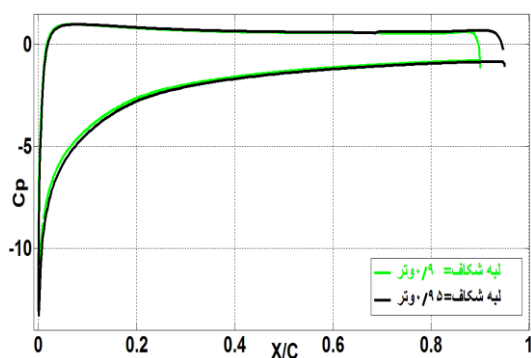
شکل ۱۰- مقادیر ضرایب پسا در زاویه فلپ ۲۰ درجه

در اینجا باید اشاره کرد، با افزایش لبه شکاف تا انتهای فلپ، انتظار می‌رود که شرایط برای کاهش باند فرود باز هم بهبود یابد؛ اما در آن صورت مکانیزم فلپ به فلپ فولر تغییر می‌یابد که در محدوده تحقیق حاضر نمی‌باشد.

در زوایای حمله و زوایای فلپ دیگر نیز نمودار توزیع فشار به همین ترتیب، نشان‌دهنده افزایش سطح زیر نمودار توزیع فشار حول ایرفویل است. توزیع فشار بر روی ایرفویل اصلی برای دو مقدار لبه شکاف متفاوت، در زاویه فلپ ۳۰ و زاویه حمله ۵ درجه و همچنین زاویه فلپ ۳۰ و زاویه حمله ۱۰ درجه، به ترتیب در شکل‌های (۱۴) و (۱۵) نشان داده شده است که بیانگر تفاوت بین دو نوع پیکربندی است. در این شکل‌ها نیز مشاهده می‌شود، سطح زیر نمودار فشار پس از تغییر ایجاد شده در مقدار لبه شکاف (افزایش لبه شکاف از ۰/۹C به ۰/۹۵C)، افزایش یافته است.



شکل ۱۴- نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ۲۰ و زاویه حمله ۵ درجه

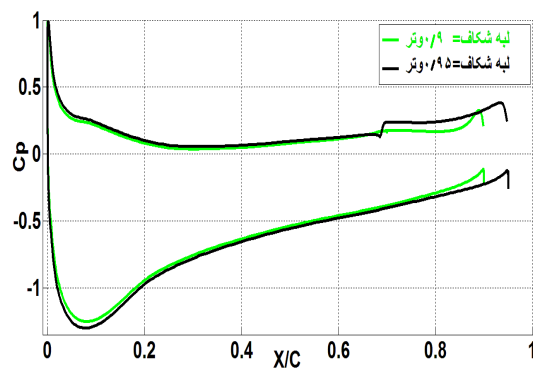


شکل ۱۵- نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ۳۰ و زاویه حمله ۱۰ درجه

دلیل بهبود پارامترهای آیرودینامیکی مطابق با رویکرد کاهش باند فرود، رفتار جریان و توزیع فشار در هندسه جدید است. نکته دیگر قابل رویت در شکل‌های مربوط به ضریب آیرودینامیکی، این است که با افزایش زاویه حمله، اختلاف بین این ضرایب نیز بیشتر می‌شود. مقایسه ضرایب آیرودینامیکی در هندسه‌های متفاوت نشان داده است، بیشترین میزان افزایش در ضرایب آیرودینامیکی در زاویه فلپ ۳۰ درجه اتفاق می‌افتد که با افزایش مقدار لبه شکاف، ضریب برآ ۱۲/۸ درصد و ضریب پسا ۸/۶ درصد افزایش یافته است.

۳-۳-۲- تاثیر لبه شکاف بر توزیع فشار

منشاء همه تفاوت‌ها در مقادیر ضرایب آیرودینامیکی، نحوه توزیع فشار می‌باشد. با توجه به اینکه افزایش مقدار لبه شکاف تا ۰/۹۵C، موجب بهبود ضرایب آیرودینامیکی شده است، در این بخش ضرایب فشار مربوط به مقدار لبه شکاف ۰/۹C و مقدار لبه شکاف ۰/۹۵C با یکدیگر مقایسه شده‌اند. توزیع فشار بر روی ایرفویل اصلی برای دو مقدار لبه شکاف متفاوت، در زاویه فلپ ۱۰ و زاویه حمله ۰ درجه، در شکل (۱۳) نشان داده شده است. در این شکل مشاهده می‌شود مساحت بین دو منحنی توزیع فشار سطح بالایی (مکشی) و سطح پایینی (فشاری) ایرفویل، پس از افزایش مقدار لبه شکاف به اندازه ۰/۰۵C، افزایش یافته است که همین امر موجب برتری ضرایب آیرودینامیکی فلپ با مقدار لبه شکاف بیشتر است. بدین ترتیب می‌توان گفت با تغییر ایجاد شده در مقدار لبه شکاف به اندازه ۰/۰۵C، شرایط جهت کاهش باند فرود بهبود یافته است.



شکل ۱۳- نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ۱۰ و زاویه حمله ۰ درجه

در پایان پیشنهاد می‌گردد برای رسیدن به بهترین پیکربندی ایرفویل‌های چندالمانی، سایر پارامترهای هندسی تاثیرگذار بر عملکرد آیرودینامیکی وسایل برآفزا مانند شکل شکاف و ورودی شکاف مورد مطالعه قرار گیرد.

۵- مراجع

- [1] B. Norton (2002) STOL Progenitors: The Technology Path to a Large STOL Aircraft and the C-17A. AIAA Inc.
- [2] S. B. Anderson (1981) Historical overview of V/STOL aircraft technology. NASA Tech Memo 81280, Ames Research Center, Moffet Field.
- [3] Ehsan Najafi, Soheila Abdollahipour, Arash Shams Taleghani (2022) Numerical Study of the Effects of Excitation Frequency of Synthetic Jet Actuator on Aerodynamic Performance of a Supercritical Airfoil. Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 11, Issue 1, 161-176.
- [4] A. S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei (2012) Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of pressure distribution above a NLF0414 airfoil. IEEE Trans on Plas Sci, Vol. 40, No. 5, 1434-1440.
- [5] A. Salmasi, A. Shadaram, A. Shams Taleghani (2013) Effect of plasma actuator placement on the airfoil efficiency at poststall angles of attack. IEEE Trans on Plas Sci, Vol. 41 No. 10, 3079-3085.
- [6] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei (2012) Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of the pressure distribution over NLF0414 airfoil. Modares Mechanical Engineering, Vol. 12, No. 1, 106-114. (فارسی)
- [7] A. Salmasi, A. Shadaram, M. Mirzaei, A. Shams Taleghani (2013) Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils efficiency after the stall. Modares Mechanical Engineering, Vol. 12, No. 6, 104-116. (فارسی)
- [8] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei (2012) Experimental Investigation of Active Flow Control for Changing Stall Angle of a NACA0012 Airfoil Using Plasma-Actuator. Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal, Vol. 1, 89-97. (فارسی)
- [9] M. Mohammadi, A. S. Taleghani (2014) Active Flow Control by Dielectric Barrier Discharge to Increase Stall Angle of a NACA0012 Airfoil. Arab J Sci Eng, Vol. 39, 2363-2370.
- [10] M. Mirzaei, A. S. Taleghani A. Shadaram (2012) Experimental study of vortex shedding control

خروجی‌های جداول و شکل‌ها و میانگین افزایش حدود ۹ درصدی ضریب برآ و ۶ درصدی ضریب پسا، عملکرد بهتر ایرفویل با مقدار لبه شکاف ۰/۹۵۰ را نسبت به مقدار آن در مقاله مرجع (۰/۹۰)، در راستای نیل به هدف تحقیق تایید می‌کنند که کاهش باند فرود بوده است.

۴- نتیجه‌گیری

این تحقیق در راستای تعیین موقعیت بهینه پارامترهای هندسی بال یک هواپیمای سیلندر-پیستونی سبک (Aria-10) با وزن حدود ۴ تن صورت پذیرفته و به طور خاص به پارامتر لبه شکاف پرداخته است که یکی از پارامترهای مهم هندسی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه است. نوآوری این تحقیق بهینه‌یابی مکان هندسی پارامتر لبه شکاف در راستای افزایش ضریب برآ و پسا به طور هم‌زمان و به منظور کاهش باند فرود می‌باشد. ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به فلپ تک‌شکافه به عنوان هندسه پایه انتخاب شده و نتایج حل عددی جریان بر روی آن ابتدا با نتایج تجربی اعتبارسنجی شده است. سپس با افزایش و کاهش مقدار لبه شکاف، تاثیر آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی شبیه‌سازی شد و مورد پژوهش قرار گرفت. نتایج برای حالت‌های مختلف هندسی نشان داد که با کاهش مقدار پارامتر لبه شکاف، نه تنها تاثیر مثبتی در ضرایب آیرودینامیکی در جهت کاهش باند فرود حاصل نگردید، بلکه در چند حالت، اثر نامساعدی بر روی ضرایب آیرودینامیکی گذاشته است؛ اما تحت تاثیر افزایش مقدار لبه شکاف، بهبود ضرایب آیرودینامیکی به طور قابل ملاحظه‌ای صورت پذیرفت، به این صورت که ضریب برآ تا میزان ۱۲/۸ درصد و ضریب پسا ۸/۶ درصد رشد داشت که این حالت به منظور کاهش باند فرود بسیار مناسب است. به طور کلی این پژوهش با استقرار لبه شکاف در موقعیت بهینه نشان داد با افزایش مقدار لبه شکاف، مساحت بین دو منحنی فشار سطوح مکشی و فشاری ایرفویل افزایش یافته و منجر به بهبود شرایط آیرودینامیکی شده است. با بهینه‌سازی پارامترهای هندسی ابزار برآفزای هواپیمای سبک و کنترل بهینه جریان در راستای کاهش باند فرود، علاوه بر اینکه محدودیت‌های ساخت فرودگاه‌های شهری لحاظ می‌شود، مزایای دیگری نظیر کاهش هزینه‌ها، کاهش مصرف سوخت، کاهش آلودگی صوتی در نزدیکی فرودگاه‌ها و ... را نیز در پی خواهد داشت.

- control actuator for drop removal from solid surface. *Fluid Dyn Res*, Vol. 53, No. 4, 045503.
- [22] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni (2020) Phenomenological Investigation of Drop Manipulation Using Surface Acoustic Waves. *Microgravity Sci Technol*, Vol. 32, No. 6, 1147-1158.
- [23] M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, A. Shams Taleghani (2020) Effects of contact angle hysteresis on drop manipulation using surface acoustic waves. *Theo and Comp Fluid Dyn*, Vol. 34, No. 1, 145-162.
- [24] A. ghanbari motlagh, S. abdolahipour, A. Shams taleghani (2020) Flow control by magnetohydrodynamic field method at the supersonic air intake. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 9, No. 1, 157-170. (in Persian فارسی)
- [25] A. Shams taleghani, A. ghanbari motlagh, S. abdolahipour (2021) Numerical Study of the Effects of Magnetohydrodynamic Field on Shock-Induced Flow Separation. *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, Vol. 9, No. 2, 17-28. (in Persian فارسی)
- [26] M. Yadegari; A. Seyed Shams Taleghani (2014) Porous Media Applications in Shock Attenuation on Suction side of an Airfoil. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 3, No. 1, 61-71. (in Persian فارسی)
- [27] M. Yadegari, A. Shams Taleghani (2015) A Parametric Study for Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction of an Airfoil with Porous Media in a Transonic Flow. *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, Vol. 3, No. 4, 73-86. (in Persian فارسی)
- [28] M. Yadegari, A. Shams Taleghani (2016) Numerical Study of Shock-Boundary Layer Interaction on an Airfoil with Cavity and Porous Surface: Parametric Investigation in a Transonic Flow. *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 6, No. 2, 271-284. (in Persian فارسی)
- [29] Meysam Izadi, Reza Khaki, Seyyed Arash Shams Taleghani (2020) A study of the effects of smart flap on model airfoil of fighter. *Journal of Aeronautical Engineering*, Vol. 22, Issue 2, 80-97. (in Persian فارسی)
- [30] Aditya Arra, Nitinkumar Anekar, Shrikant Nimbalkar (2021) Aerodynamic effects of leading edge (LE) slats and slotted trailing edge (TE) flaps on NACA-2412 airfoil in prospect of optimization. *Inter Conf Mat & Proc & Char*, Vol. 44, 587-595.
- [31] J.R. Hammerton, Weihua Su, Guoming Zhu, Sean Shan Min Swee (2018) Optimum distributed wing shaping and control loads for highly flexible aircraft. *Aerosp Sci Technol*, Elsevier Masson SAS, Vol. 79, 255-265.
- using plasma actuator. *Appl Mech and Mat*, Vol. 186, 75-86.
- [11] A. S. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, S. Abdolahipour (2018) Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control, *J Braz Soc Mech Sci*, Vol. 40, Issue 4, 1-13.
- [12] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei (2012) Experimental investigation of geometric and electrical characteristics by measurements of the induced flow. *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 5, 132- 145. (in Persian فارسی)
- [13] A. Shams Taleghani (2019) Numerical and Parametric investigation of Suction over a Cylinder for Reduction of Flow Unsteadiness and vortex. *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 49, No. 3, 183-192. (in Persian فارسی)
- [14] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani (2022) Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator. *Flow Turbul Combust*, Vol. 109, 65-100.
- [15] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani (2022) Enhancing the high-lift properties of a supercritical wing by means of a modulated pulse jet actuator. *Tech Phys Lett (Berlin: Springer)* in press.
- [16] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani (2022) Experimental Investigation of Flow Control on a High-Lift Wing Using Modulated Pulse Jet Vortex Generator. *J Aerosp Eng*, Vol. 35, Issue 5, 05022001.
- [17] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani (2021) Parametric study of a frequency-modulated pulse jet by measurements of flow characteristics. *Phys Scr*, Vol. 96, No. 12, 125012.
- [18] Soheila Abdolahi Poor, Abbas Mardani, Seyed Arash Shams Taleghani (2016) Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 5, No. 1, 55-65. (in Persian فارسی)
- [19] M. Taeibi Rahni, A. Shams Taleghani, M. Sheikholeslam, G. Ahmadi (2022) Computational simulation of water removal from a flat plate, using surface acoustic waves. *Wave Motion*, Vol. 111, No. 12, 18-34.
- [20] S. M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, S. A. Shams Taleghani (2020) Numerical analysis of droplet motion over a flat plate due to surface acoustic waves. *Microgravity Sci Technol*, Vol. 32, No. 4, 647-660.
- [21] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni (2021) Surface acoustic waves as

- [42] Weishuang LU, Yun Tian, Peiqing LIU (2017) Aerodynamic optimization and mechanism design of flexible variable camber trailing-edge flap. *CJA*, Vol. 30, 988-1003.
- [43] Qingsong Liu, Weipao Miao, Chun Li, Winxing Hao, Haitian Zhu, Yunhe Deng (2019) Effects of trailing-edge movable flap on aerodynamic performance and noise characteristics of VAWT. *J Energy*, Elsevier Ltd, Vol. 189, 354-369.
- [44] Minghui Zhang, Zhenli Chen, Zhaoguang Tan, Wenting Gu, Dong Li, Changsheng Yuan, Binqian Zhang (2019) Effects of stability margin and thrust specific fuel consumption constrains on multi-disciplinary optimization for blended-wing-body design. *CJA*, Vol. 32, 1847-1859.
- [45] C. J. Wenzinger, T. A. Harris (1939) Wind-Tunnel Investigation of a Naca-23012 Airfoil with Various Arrangements of Slotted Flaps. Technical notes of NACA, No. 664.
- [46] Grzegorz Kowa leczko, Andrzej Leski, Zielinski (2016) Estimation of Loads Acting on Flaps of the Su-22 Aircraft for Fatigue Tests. *Prob Mech Arm Avi Safety Eng*, Vol. 7, No. 3, 87-112.
- [47] Peter Eliasson, Olof Grundestam, Shia-Hui Peng, Hua-Dong Yao, Lars Davidson, Lars-Erik Eriksson (2012) Assessment of High-lift Concepts for a Regional Aircraft in the ALONOCO Project. 50th AIAA Aerosp Sci Meet Inc Conf, p. 277.
- [48] C. P. Van Dam (2002) The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes. *Prog Aerosp Sci*, Vol. 38, Issue 2, 101-144.
- [49] J. Wild (2013) Mach and Reynolds Number Dependencies of the Stall Behavior of High-Lift Wing-Sections. *J Aircr*, Elsevier Ltd Vol. 50, No. 4.
- [50] J. G. Lowry (1941) wind-tunnel investigation of naca 23012 airfoil with several arrangements of slotted flaps with extended lips. Technical notes of NACA, No. 808.
- [51] Fangzheng Chen, Jianqiao Yu, Yuesong Mei (2017) Aerodynamic design optimization for low Reynolds tandem airfoil. *J Aerosp Eng*, Vol. 232.
- [52] K. Mohseni, R. Mittal (2014) *Synthetic Jets: Fundamentals and Applications*. 1st Edition, CRC Press.
- [32] Wenxing Hao, Chun Li (2020) Performance improvement of adaptive flap on flow separation control and its effect on VAWT. *J Energy*, Elsevier Ltd, Vol. 213, 356- 378.
- [33] Gustavo Luiz Olichevis Halila, Alexandre Pequeno Antunes, Ricardo Galdino da Silva, João Luiz F. Azevedo (2019) Effects of boundary layer transition on the aerodynamic analysis of high-lift systems. *Aerosp Sci Technol*, Elsevier Masson SAS, Vol. 90, 233-245.
- [34] S. Abdollahipour; M. Mani, A. Shams Taleghani (2021) Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Supercritical Two-Element High-Lift Airfoil. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 10, No. 1, 57-69. (in Persian فارسی)
- [35] Mostafa Kazemi, Ali Madadi, Mahmoud Mani (2022) Optimization of the Slotted Gurney-Flap geometry applied to NACA 0012 airfoil for aerodynamic performance improvement, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 53, Issue 11, 2-12. (in Persian فارسی)
- [36] Kasim Biber (2005) Stall hysteresis of an airfoil with slotted flap. *J Aircr*, AIAA Inc., Vol. 42, 1462-1470.
- [37] Alfonso Noriega, Mark J. Balas, Richard P. Anderson (2016) Robust Adaptive Control of a Weakly Minimum Phase General Aviation Aircraft. *Procedia Comput Sci*, Elsevier B.V., Vol. 95, 497-506.
- [38] M. Nemati, A. Jahangirian (2020) Robust aerodynamic morphing shape optimization for high-lift missions. *Aerosp Sci Technol*, Elsevier Masson SAS, Vol. 103, 167-183.
- [39] S. Chen, F. Zhang, M. Khalid (2004) Aerodynamic Optimization for a High-Lift Airfoil/Wing Configuration. 22th Applied Aerodyn Conf & Exhibit.
- [40] E. L. Houghton, P. W. Carpenter Steven, H. Collicott Daniel, T. Valentine (2017) *Aerodynamics for Engineering Students*. 7th Edition, 591-634.
- [41] L. Soulat, A. Fosso Pouangué, S. Moreau (2016) A high-order sensitivity method for multi-element high lift device optimization. *Comput Fluids*, Elsevier Ltd., Vol. 124, 105-116.