

اصلاح مقطع بال در جریان مادون صوت به منظور کاهش پسا و افزایش برآ

محبی حاجی حسن پور¹، مصطفی قربان حسینی²

دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی هوافضا

چکیده

پسا قلب طراحی ایرودینامیکی است. پسا منفی به معنای نیروی پیشران است. در تحقیق حاضر، پس از مروری بر کارهای انجام شده موفق در زمینه منفی کردن پسا، روشی برای ارتقاء کارایی و تولید نیروی پیشران از مقطع بال (ایرفویل) معرفی و با استفاده از روش‌های عددی ارزیابی می‌شود. این روش می‌تواند به طور همزمان از شکاف‌های خروجی از شکاف‌های واقع شده بر روی مقطع بال (تزریق جریان) نیروی پیشران تولید نموده و بنابراین پسا را کاهش و منفی نماید. بعلاوه طرح حاضر توانایی افزایش برآ به میزان قابل توجهی را نیز دارا می‌باشد. شبیه‌سازی‌ها در سرعت مادون صوت انجام شده است. به دلیل پیش‌بینی افزایش تجهیزات درون بال در نمونه عملی، شبیه‌سازی برای مقطع بال ناکا 0018 با بیشینه ضخامت 18 درصد انجام شده است. هندسه‌های مختلف به منظور اصلاح مقطع بال در جهت افزایش برآ و کاهش پسا بررسی و بهترین هندسه به دست آمده از تحلیل‌ها انتخاب، شبیه‌سازی و نتایج آن ارائه می‌شود. در اینجا، برای شبیه‌سازی جریان و تولید شبکه از نرم‌افزارهای فلوئنت و گمبیت استفاده شده است. روش‌های عددی مختلف، همانند $k-\omega$ SST و اسپالارت-آلماراس (Spalart-Allmaras) بررسی شده‌اند و نتایج حاصل از آن‌ها با یکدیگر مقایسه و ارائه شده است. نتایج بدست آمده حاکی از آن است که اصلاحات اعمال شده حاضر، می‌تواند به شدت در کاهش پسا و افزایش برآ مقطع بال موفق باشد و سبب کاهش 400 درصدی پسا، افزایش 280 درصدی بیشینه ضریب برآ و همچنین 100 درصدی زاویه استال شود.

واژه‌های کلیدی: مقطع بال اصلاح‌شده - شبیه‌سازی عددی - کاهش پسا - افزایش برآ

مقدمه

همواره دانشمندان ایرودینامیک به دنبال دستیابی به پسا منفی بوده‌اند. پسا به طور کلی به دو دسته پسا اصطکاک پوسته‌ای و پسا فشاری تقسیم می‌شود. پسا فشاری خود به دو دسته تقسیم می‌شود که می‌توان به پسا القایی و پسا حاصل از شکل اشاره نمود. پسا حاصل از شکل نیز شامل چندین نوع پسا از قبیل پسا موجی، پسا جدایش و ... می‌شود که همگی پساها ذکر شده در بالا، در پسا کل هواپیما مشارکت کرده و حائز اهمیت می‌باشند [1]. غالب پسا در هواپیما در شرایط کروز پسا پوسته‌ای و پسا القایی می‌باشد. نوعاً در این شرایط حدود 50 درصد پسا کل هواپیما ناشی از پسا پوسته‌ای و 40 درصد آن پسا القایی می‌باشد (زیرا که هواپیما در زوایای پایین پرواز می‌کند، یعنی در جایی که جدایش تقریباً وجود ندارد و در نتیجه پسا فشاری حاصل از جدایش نیز کمتر اهمیت می‌یابد). دو روش کلی برای کاهش پسا پوسته‌ای وجود دارد؛ نخست کاهش اصطکاک پوسته‌ای توربولانس و دوم به عقب انداختن گذرش برای نگاه داشتن جریان آرام روی بدنه است [2]. راه‌های ارائه شده برای کاهش پسا اصطکاک کمی دشوار و کارایی آن‌ها نیز محدود می‌باشد. استفاده از وسایلی همانند ریبلت (Riblet) که تا حدود 8 درصد پسا اصطکاک را کاهش می‌دهد (کنترل

جریان غیرفعال یا Passive) [3]، یا معرفی مقطع بال‌های جریان آرام و مکش در لبه حمله (کنترل گسترش جریان عرضی و ناپایداری‌های تولمین-اشلیختینگ) از جمله تلاش‌ها برای کاهش پسا پوسته‌ای و در نتیجه پسا کل هواپیما می‌باشد [5،4]. تمامی روش‌های گفته شده در بالا برای شرایط طراحی معرفی شده‌اند و در حالت شرایط خارج از طراحی (Off-Design) نیز از وسایل دیگری همانند تولیدکننده‌های ورتکس زیر لایه و یا تکنولوژی میکرو سیستم‌های مکانیکی الکترونیکی استفاده می‌کنند [7،6]. برای کاهش پسا فشاری نیز روش‌های مختلف و متنوعی ارائه شده است. به طور مثال برای کاهش پسا القایی که در هواپیماها بسیار حائز اهمیت می‌باشد، از بالچه در نوک بال (Winglet) و یا افزایش نسبت منطری استفاده می‌شود [8] و یا برای کاهش پسا موجی، شکل مقطع بال اصلاح می‌شود [9]. در تمامی راه‌های پیشنهاد شده در بالا، بخشی از پسا کاهش می‌یابد، تا در نهایت توان مورد نیاز از موتور برای حرکت هواپیما کاهش یابد و در نتیجه با تعداد موتور کمتر یا موتورهای با قدرت کمتری نیاز باشد. کاهش پسا، سبب صرفه‌جویی بسیار زیادی در مصرف سوخت هواپیما و در نتیجه هزینه‌های شرکت‌های هواپیمایی می‌شود. بنابراین با توجه به موضوعات ارائه شده در بالا، کاهش پسا و به طور کلی افزایش کارایی ایرودینامیکی مقطع بال بسیار حائز اهمیت می‌باشد.

در تحقیق حاضر، تلاشی برای کنترل جریان فعال (Active Flow Control) با استفاده از جریان گاز خروجی از شکاف‌های واقع شده بر روی مقطع بال انجام شده است، تا بتوان به گونه‌ای توزیع فشار را بر روی مقطع بال مینا تغییر داد تا نتیجه مشارکت پسا حاصل از فشار بر روی مقطع بال منفی شده و این مقدار به اندازه‌ای بزرگ باشد تا پسا خالص را منفی نموده و در واقع از بال نیروی پیشران به دست آید. بعلاوه اصلاحات به شکلی صورت می‌گیرد که برآ افزایش یافته و در نتیجه کارایی ایرودینامیکی مقطع بال افزایش یابد. در بخش بعد کارهای موفق انجام شده در زمینه کاهش و منفی نمودن پسا آورده شده است. تعداد شکاف‌ها، اندازه و موقعیت قرارگیری آن‌ها و چگونگی تغییر شکل مقطع بال نیز در بخش اصلاح مقطع بال بررسی شده است. در تحقیق حاضر، تولید شبکه و شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار گمبیت و فلوئنت انجام شده است که نحوه این کار در بخش شرایط حل و تولید شبکه به تفصیل بیان می‌شود. در بخش نتایج نمودارهای ضریب پسا و برآ برای مقطع بال اصلاح شده ارائه و نتیجه‌گیری نهایی از تحقیق حاضر در بخش آخر آورده شده است.

کارهای انجام شده موفق در زمینه منفی نمودن پسا

یکی از کارهای انجام شده در این زمینه به کار ژا و همکارانش [10] بر می‌گردد. آن‌ها از دو شکاف در سطح فوقانی که یکی مکشی (Suction) و دیگری دمشی (Injection) می‌باشد استفاده کرده‌اند. طرح آن‌ها در شکل 1 نشان داده شده است. استفاده از سرعت گازهای خروجی که سه برابر سرعت هوای جریان آزاد می‌باشد، و همچنین استفاده از شکاف تزریقی به اندازه 0/65 درصد وتر مقطع بال و شکاف مکشی 1/96

سطح فشاری مقطع بال استفاده شده است و شبیه‌سازی‌ها برای این هندسه انجام گردیده است.

از دیگر پارامترهای مهم در شکاف‌ها، موقعیت قرارگیری آن‌ها نسبت به وتر مقطع بال می‌باشد. در شکل 3 شکاف‌ها در 25، 50 و 90 درصدی وتر مقطع بال قرار گرفته‌اند و در شکل 4 در سطح فشاری در موقعیت 25 درصدی وتر و در سطح مکشی در 10 و 40 درصدی وتر قرار گرفته‌اند. همانطور که از قبل گفته شد، در اینجا از شکل 4 برای بررسی بیشتر استفاده شده است. اگرچه موقعیت قرارگیری شکاف‌ها به نحوی انتخاب شده است تا هندسه تولیدشده توانایی ایجاد پسا منفی را داشته باشد، ولی توجه شود که دلیل بر بهینه بودن این هندسه نمی‌باشد و می‌توان با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی موقعیتی از شکاف‌ها را یافت که در آن مقطع بال بالاترین کارایی را داشته باشد. هدف تحقیق حاضر ارائه روشی می‌باشد که در آن بتوان پسا را به شکلی کاهش داد تا از مقطع بال بتوان نیروی پیشران استخراج نموده و کارایی ایرودینامیکی آن را افزایش داد.

سرعت گازهای خروجی از شکاف‌های واقع شده بر روی مقطع بال می‌تواند نقش مهمی در تولید نیروی پیشران داشته باشد. برای این منظور، ابتدا فرض شده که سرعت خروجی گازها از شکاف، کوچکتر از سرعت جریان آزاد باشد. نتایج بدست آمده نشان داد که استفاده از این سرعت‌های کم نمی‌تواند در کاهش پسا نقش داشته باشد. به همین جهت و در ادامه شبیه‌سازی‌ها سرعتی دو برابر سرعت جریان آزاد در نظر گرفته شد. شبیه‌سازی‌ها نشان داد که این سرعت مشخصه از گازهای خروجی نیز نمی‌تواند در منفی کردن پسا با توجه به هندسه‌های پیش‌بینی شده مناسب باشد. بنابراین با فرض سه برابر بودن گاز خروجی از شکاف‌ها نسبت به جریان آزاد، شبیه‌سازی‌ها انجام شد و نتایج حاکی از مناسب بودن این سرعت مشخصه در منفی کردن پسا داشت.

اندازه شکاف نقش مهمی در تعیین دبی و ممنتوم تزریقی به جریان دارد. در اینجا طول شکاف 1 درصد وتر مقطع بال انتخاب شده است؛ ولی با افزایش این مقدار می‌توان نیروی پیشران خالص را افزایش داد هر چند که در این صورت تأمین دبی لازم جریان در نمونه‌های عملی کمی با دشواری مواجه می‌شود.

زاویه خروج گازها از شکاف‌ها یکی دیگر از مسائل حائز اهمیت می‌باشد. در اینجا زاویه گاز خروجی از شکاف‌ها به صورت عمود بر سطح شکاف فرض شده است و این در حالی است که در صورت استفاده از زوایای دیگر می‌توان به کارایی بهتری از ترکیب یادشده دست پیدا کرد.

همچنین تعداد شکاف‌ها در اینجا در تمامی هندسه‌ها، 3 شکاف در نظر گرفته شده است. این تعداد کم از شکاف‌ها می‌تواند هزینه ساخت و پیچیدگی‌ها (در نمونه‌های عملی آتی) را تا حدودی کم کند درحالی‌که تضمینی به بهترین کارایی را نمی‌دهد، ولی شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که برای کارایی نسبتاً بالا مناسب می‌باشد.

گازهای خروجی از شکاف‌ها می‌توانند در دماهای مختلفی تزریق گردند. گاز در دماهای بالا می‌تواند از یخ زدگی بر روی مقطع بال جلوگیری کند اما از سوی دیگر این موضوع می‌تواند تا حدودی کار را دشوار کند. دمای بالای گازهای خروجی، استفاده از آلیاژهای مناسب برای تحمل این دما را الزامی می‌کند که این چالش می‌تواند سبب افزایش هزینه ساخت و تعمیر و نگهداری بال هواپیما شود و از سوی دیگر به دلیل افزایش ویسکوزیته محلی، سبب افزایش پسا پوسته‌ای می‌شود. بعلاوه به دلیل آنکه $\partial \mu / \partial y < 0$ می‌باشد، این موضوع می‌تواند سبب تسریع در جریان توربولانس شود که نتیجتاً سبب افزایش پسا اصطکاکی می‌شود؛ ولی از

درصدی، از ویژگی‌های کار آن‌ها می‌باشد. همچنین آن‌ها این تغییرات را بر روی مقطع بال ناکا 0025 انجام داده‌اند، زیرا که سیستم مکش و تزریق تعبیه شده در این سیستم نیازمند فضای زیادی می‌باشد. نمودار ضریب پسا و برآ بدست آمده از کار ژا در شکل 2 نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، اصلاحات انجام شده توسط ژا و همکارانش سبب افزایش 220 درصدی بیشینه ضریب برآ و 153 درصدی محدوده زاویه استال (فاصله زاویه بین زاویه‌ای که در آن برآ صفر است تا جایی که در آن زاویه برآ بیشینه می‌شود) و همچنین بیشینه کاهش 127 درصدی ضریب پسا می‌شود. در کار ژا و همکارانش حداقل ضریب پسا در زاویه صفر درجه به 0/036- می‌رسد که این به معنای ایجاد نیروی پیشران می‌باشد. توجه شود که بدون تغییرات انجام شده و برای مقطع بال ناکا 0025 بدون تزریق و مکش جریان، ضریب پسا در زاویه حمله صفر درجه برابر 0/128 می‌باشد. بنابراین آن‌ها با معرفی طرحشان، و تست تجربی خود در آزمایشگاه اثبات نموده‌اند که امکان دستیابی به پسای منفی و بنابراین ایجاد نیروی پیشران از مقطع بال وجود دارد.

علاوه بر ژا و همکارانش، سینها و واروند [11] نیز موفق به تولید نیروی پیشران از مقطع بال شده‌اند. آن‌ها این مهم را بوسیله نصب نوعی سطح کامپوزیت قابل انعطاف بر روی مقطع بال انجام داده‌اند. در مقاله سینها و واروند اشاره شده است که نصب این نوعی خاص از کامپوزیت انعطاف‌پذیر بر روی سطح مکشی می‌تواند اندکی نیروی پیشران تولید کند (یعنی موفق به کاهش پسا به بیش از 100 درصد شده‌اند). آن‌ها گفته خود را بر اساس نتایج بدست آمده از آزمایش‌های تونل باد و مقایسه آن‌ها با نتایج حاصله از مقطع بال بدون سطح کامپوزیت بیان نموده‌اند.

اصلاح مقطع بال

اصلاح مقطع بال و استفاده از دمش جریان (تزریق) به منظور کاهش پسا، به شکل‌های مختلف و با ابزارهای گوناگونی می‌تواند صورت گیرد. مطالعه حاضر نشان می‌دهد که با قرار دادن شکاف‌هایی در سطح فشاری مقطع بال (سطح پایینی) و خروج گاز از آن‌ها، می‌توان پسا را به شدت کاهش داد که البته این موضوع می‌تواند سبب کاهش نیروی پیشران به دلیل جهت گاز خروجی از شکاف‌ها می‌شود. از سوی دیگر قرار دادن شکاف‌ها در سطح مکشی مقطع بال (سطح بالایی) نمی‌تواند تأثیر بسزایی در کاهش پسا داشته باشد ولی درعین حال می‌توان از گازهای خروجی از شکاف‌ها نیروی پیشران استخراج نمود. بنابراین اصلاحات ممکن می‌توانند با دو الزام مطرح گردند:

1- استفاده از شکاف‌های بیشتر در سطح فشاری مقطع بال و تولید پسا منفی بسیار بزرگ توسط بال و نیروی پیشران منفی توسط گازهای خروجی (شکل 3).

2- استفاده از شکاف‌های بیشتر در سطح مکشی مقطع بال و تولید نیروی پیشران مثبت از گازهای خروجی و پسا منفی متوسط از بال (شکل 4).

از نتایج شبیه‌سازی‌ها به نظر می‌رسد که روش نخست هنگامی می‌تواند کارآمد باشد که طول شکاف‌ها کوچکتر از 0/5 درصد طول وتر (Chord) مقطع بال باشد. این موضوع می‌تواند سبب پیچیده‌تر شدن تکنولوژی ساخت گردد و به همین دلیل استفاده از این روش پیشنهاد نمی‌شود. از سوی دیگر در روش دوم طول شکاف بزرگتر می‌تواند از نظر ایرودینامیکی موجب افزایش پیشران ترکیب بال و گازهای خروجی به طور هم زمان گردد. بنابراین در اینجا از دو شکاف بر روی سطح مکشی و یک شکاف در

این بخش از جریان اهمیت می‌یابد. تقریباً در $y^+ < 5$ این زیر لایه قرار دارد؛ بنابراین با توجه به رابطه $\Delta y = Ly^+ \sqrt{74 \text{Re}}^{-13/14}$ که در این رابطه Δy نشان‌دهنده اولین گام مکانی در راستای عمود بر مرز مقطع بال و L طول وتر مقطع بال است، با فرض $y^+ = 0.1$ و $L = 1$ ، افزایش رینولدز سبب کاهش گام مکانی می‌شود. از آنجایی که در اینجا، رینولدز به صورت:

$$\text{Re} = \frac{uL}{\nu} = \frac{15 \times 1}{1.7894e-5} \approx 838270 \quad (1)$$

تعریف می‌گردد، بنابراین مقدار گام مکانی از مرتبه $1e-6$ Δy می‌باشد. در اینجا با توجه به این الزام در تولید شبکه، میدان حل گسسته سازی و برای شبیه‌سازی آماده شده است.

برای انجام حل، مدل مقطع بال و شبکه‌بندی با استفاده از نرم‌افزار گمبیت انجام و شبکه بدست آمده دارای 57543 نقطه محاسباتی و 121375 وجه می‌باشد. به منظور یافتن شبکه‌ی بهینه و اطمینان از عدم وابستگی حل به شبکه، شبکه‌بندی طی چند مرحله ریز تر شده و جواب‌های حاصله باهم مقایسه شده و مطابق شکل 6 الف-ج، بهترین شبکه به عنوان شبکه بهینه انتخاب شده است. حل به صورت ضمنی، شرایط جریان توربولانس فرض شده و به دلیل فرض تراکم ناپذیری معادله انرژی با معادلات ممنتوم کوپل نبوده و حل نمی‌شود. همواری شبکه یکی از نکات مهم در کارهای عددی می‌باشد که این موضوع در تحقیق حاضر به خوبی رعایت شده است (شکل 6 الف-ج).

نتایج

با توجه به معرفی اصلاحات انجام‌شده بر روی مقطع بال ناکا 0018 در قسمت‌های قبل، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها در این بخش ارائه شده است. تغییرات ضریب برآ و ضریب پسا با زاویه حمله در شکل‌های 7 و 8 نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در این شکل‌ها ضریب برآ و پسا برای مقطع بال ناکا 0018 بدون اصلاحات و با استفاده از روش SST $k-\omega$ آورده شده است. همچنین در این شکل‌ها، نتایج مربوط به مقطع بال اصلاح‌شده و به دو روش SST $k-\omega$ و اسپالارت-آلماراس نیز برای مقایسه قرار داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با اصلاحات انجام‌شده کارایی ایرودینامیکی مقطع بال افزایش یافته است. بعلاوه نشان داده شده است که هر دو روش SST $k-\omega$ و اسپالارت-آلماراس تقریباً نتایج یکسانی را ارائه می‌دهند؛ هر چند که در زوایای حمله نزدیک به استال اختلاف‌ها کمی افزایش می‌یابد. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که مقطع بال اصلاح‌شده اخیر در مقایسه با دیگر کارهای انجام‌شده قبلی ([10]، [11]) توانایی تولید پسی منفی بزرگتر و کارایی بالاتری را دارد. ملاحظه می‌شود که با استفاده از این طرح، بیشینه کاهش پسا حدود 400 درصد می‌باشد و تا زاویه 17 درجه می‌توان از بال نیروی پیشران بسیار بزرگی دریافت نمود (مقطع بال اصلاح‌نشده تقریباً در زاویه 18 درجه استال می‌کند و این در حالی است که پس از اصلاح تا این زاویه می‌توان از مقطع بال نیروی برآ بسیار بزرگی دریافت نمود). همچنین زاویه استال با این روش 100 درصد و بیشینه برآ تا حدود 280 درصد افزایش می‌یابد. مقایسه‌ای بین خطوط جریان در زاویه حمله 18 درجه برای مقطع بال با اصلاحات انجام‌شده و بدون آن در شکل 9 انجام شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود در لحظه استال و در جایی که گردابه بزرگی بر روی مقطع بال اصلاح‌نشده وجود دارد، در مقطع بال اصلاح‌شده جریان از روی

سوی دیگر مزیت آن این است که شانس جدایش را پایین می‌آورد که در زوایای حمله بالا کارایی هواپیما را بالاتر می‌برد. بنابراین به نظر می‌رسد که اثر دما بر روی پسا در زوایای حمله پایین نامطلوب و در زوایای حمله بالا مطلوب می‌باشد.

چگونگی تغییر شکل مقطع بال توسط شکاف‌ها بسیار مهم می‌باشد. در اینجا همانطور که در شکل 5 دیده می‌شود شکاف‌ها به صورت مماسی بر روی پروفیل مقطع بال قرار گرفته‌اند تا هندسه کلی آن تغییر نکرده و تنها شکاف‌ها به صورت پله‌هایی بر روی سطح‌های بالایی و پایینی مقطع بال قرار گرفته باشند. شکل‌های متنوعی از ترکیب شکاف و مقطع بال می‌تواند مدنظر قرار گرفته شود ولی در اینجا از شکل یادشده استفاده شده است که کارایی مناسبی را نیز از خودش نشان داده است.

شرایط حل و تولید شبکه

با توجه به شبیه‌سازی جریان پیرامون مقطع بال، معادلات حاکم معادلات ناویر-استوکس دو بعدی می‌باشد. استفاده از معادلات ناویر-استوکس به صورت مستقیم در شبیه‌سازی جریان‌های آشفته (DNS)، به دلیل نیازمندی به تعداد شبکه‌های زیاد در محاسبات و در نتیجه افزایش شدید هزینه محاسباتی، افزایش حافظه مورد نیاز و محدودیت‌های سخت‌افزاری و نرم‌افزاری با دشواری‌هایی همراه است. این نیازمندی به دلیل وجود ساختارهای ریز گردابه‌ای موجود در جریان توربولانس می‌باشد. از این رو روش‌هایی همچون $k-\epsilon$ و $k-\omega$ اسپالارت-آلماراس برای شبیه‌سازی جریان‌های آشفته معرفی شده‌اند. در اینجا از دو روش اسپالارت-آلماراس استفاده شده است [12]. در ادامه نتایج این دو روش با یکدیگر مقایسه شده‌اند و نشان داده می‌شود که با استفاده از این دو روش نتایج تقریباً یکسانی بدست می‌آید.

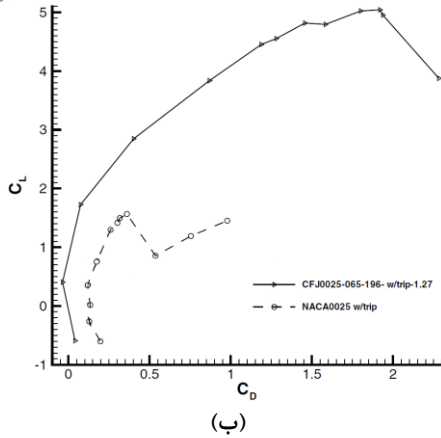
به منظور تکمیل معادلات بایستی شرایط مرزی و اولیه مناسب به معادلات اعمال شوند. شرایط مرزی در دینامیک سیالات محاسباتی بسیار حائز اهمیت می‌باشند. در شبیه‌سازی اخیر به دلیل فرض لزج بودن سیال و عدم چشم‌پوشی از ترم‌های لزجت در معادلات ناویر-استوکس، شرط مرزی برای مقطع بال، شرط عدم لغزش می‌باشد. همچنین به دلیل سرعت‌پایین جریان و تقریباً تراکم ناپذیر بودن سیال، شرایط مرزی برای شکاف‌ها و جریان دور دست ورودی، سرعت ورودی (Velocity Inlet) می‌باشد. برای خروجی نیز از شرط مرزی فشار خروجی (Pressure Outlet) استفاده شده است. در شرط مرزی عدم لغزش، سرعت‌ها بر روی مرز مقطع بال مشخص و صفر (شرط مرزی دیریشله) و فشار از میدان درون بر روی مقطع بال برون‌یابی می‌شود (شرط مرزی نیومن). همچنین در ورودی نیز سرعت‌ها مشخص و شرط مرزی دیریشله، و فشار نیز با شرط مرزی نیومن بدست می‌آید. در خروجی سرعت‌ها با استفاده از شرط نیومن محاسبه می‌شوند و به این صورت سازگاری برای حل معادلات حاکم فراهم می‌گردد [13].

از سوی دیگر به منظور شبیه‌سازی دقیق جریان و اهمیت پسا در محاسبات، تولید شبکه در نزدیکی مقطع بال بایستی با دقت انجام شود. استخراج صحیح پسا بسیار به تولید شبکه و استخراج لایه مرزی حساس می‌باشد، زیرا که پسی پوسته‌ای به لایه مرزی مرتبط است. افزایش رینولدز سبب نازک تر شدن لایه مرزی می‌شود و به منظور ضبط این لایه نازک باید شبکه ریز تری در نزدیکی مرز مقطع بال استفاده نمود. با توجه به اهمیت زیر لایه لزج (Viscous Sublayer) در جریان آشفته، استخراج

سطح جدا نشده و کارایی بالایی را از خود نشان می‌دهد. همچنین در زاویه 27 درجه نیز، همانطور که در شکل 10 مشاهده می‌شود، همچنان جریان چسبیده خواهد بود و جدایش جریان به دلیل تزریق شدید ممتوم به لایه مرزی اتفاق نخواهد افتاد.

نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر، به منظور افزایش نیروی پیشران، کاهش مصرف سوخت، کاهش آلاینده‌ها، افزایش برآ و کاهش پسا از اصلاح مقطع بال استفاده شده است و با اعمال کنترل جریان فعال به شکل دمش جریان بر روی آن (در حالت سه بعدی بال)، تلاش شده به طور هم زمان از گازهای خروجی از شکاف‌ها و همچنین بال، نیروی پیشران استخراج گردد. برای این منظور سه شکاف به اندازه 1 درصد وتر مقطع بال که دو عدد آن‌ها در سطح مکشی و یک عدد آن‌ها در سطح فشاری مقطع بال قرار دارند، استفاده شده است. سرعت جریان گازهای خروجی سه برابر سرعت جریان آزاد فرض شده است. تولید شبکه مناسب در نرم‌افزار گمبیت تولید و شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار فلونت نت انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که پس از اصلاحات انجام شده، کارایی مقطع بال بسیار افزایش می‌یابد. شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که تغییرات اعمال شده حاضر بر روی مقطع بال می‌تواند سبب افزایش 100 درصدی زاویه استال مقطع بال و همچنین کاهش 400 درصدی پسا و افزایش 280 درصدی بیشینه ضریب برآ شود. بنابراین نتایج بدست آمده حاکی از موفقیت اصلاحات انجام شده و روش کنترل جریان اعمالی در تحقیق حاضر می‌باشد که نسبت به سایر روش‌های قبلی در منفی نمودن پسا موفق تر بوده و می‌تواند در وسایل پرنده مادون صوت استفاده شود.



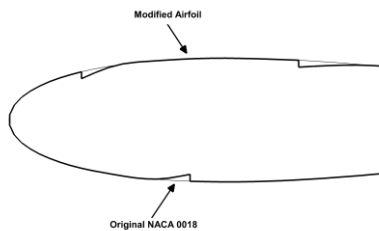
شکل 2- تغییرات الف) ضریب برآ با زاویه حمله و ب) ضریب برآ به ضریب پسا در طرح ژا و همکارانش [10].



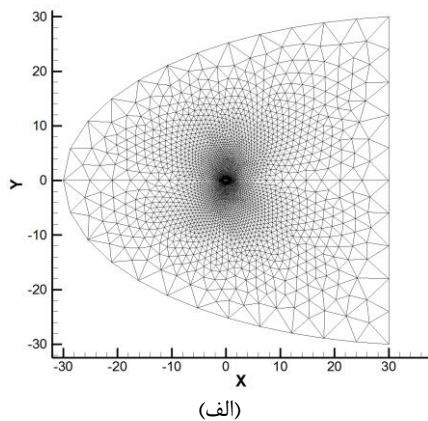
شکل 3- مقطع بال اصلاح شده بر اساس سه شکاف در سطح فشاری.



شکل 4- مقطع بال اصلاح شده بر اساس یک شکاف در سطح فشاری و دو شکاف در سطح مکشی.

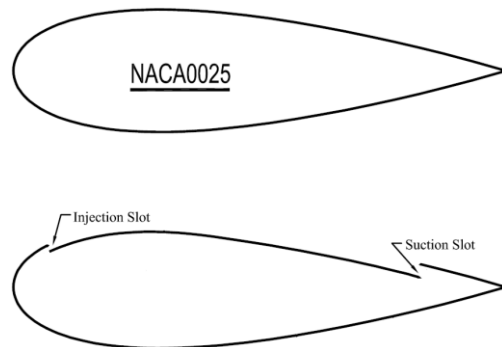


شکل 5- مقایسه مقطع بال مینا ناکا 0018 با مقطع بال اصلاح شده.

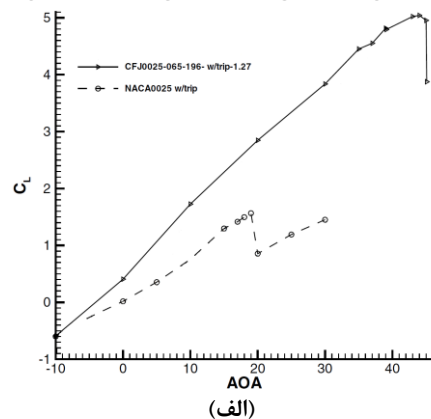


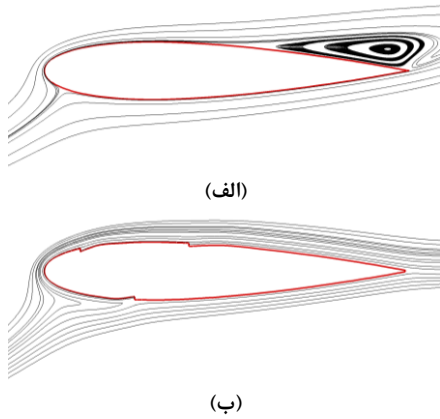
الف)

شکل‌ها و نمودارها

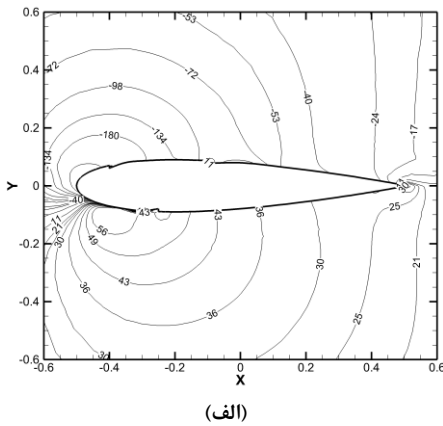


شکل 1 مقطع بال اصلاح شده در طرح ژا و همکارانش [10].





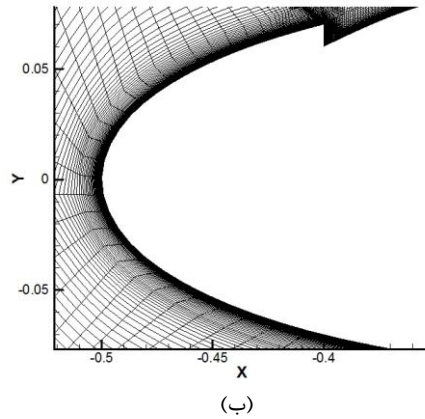
شکل 9- مقایسه خطوط جریان برای مقطع بال ناکا 0018 در زاویه حمله 18 درجه در حالت الف) بدون اصلاح و ب) اصلاح شده.



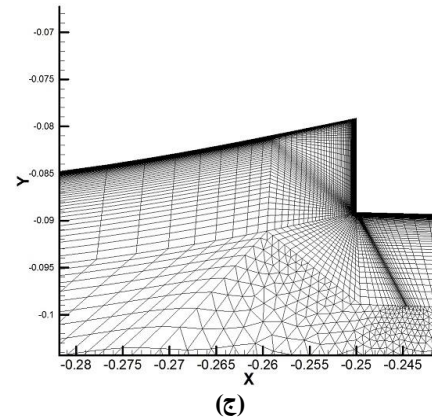
شکل 10- شبیه سازی انجام شده برای مقطع اصلاح شده در زاویه حمله 27 درجه برای الف) کانتور فشار و ب) خطوط جریان.

مراجع

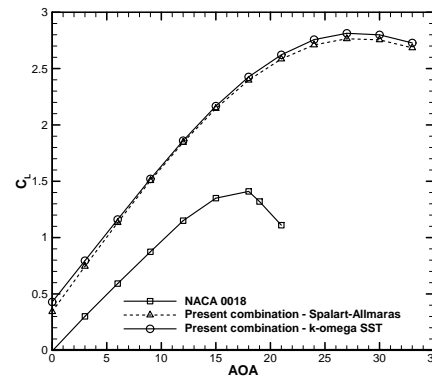
- Gad-El-Hak M., *Flow Control Passive, Active, And Reactive Flow Management*, Cambridge University Press, Vol. 1, pp. 205-228, 2006.
- Jahanmiri M., *Aircraft Drag Reduction: An Overview*, Dept. of Applied Mechanics, Chalmers University of Technology, Vol. 1, pp. 1-32, 2001.
- Viswanath P. R., *Aircraft Viscous Drag Reduction Using Riblets*, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 38, pp. 571-600, 2002.
- Fujino M., Yoshizaki Y., and Kawamura Y., *Natural-Laminar-Flow Airfoil Development for a Lightweight Business Jet*, Journal of Aircraft, Vol. 40, 609-615, 2003.
- Airiau C., Bottaro A., Walther S., and Legendre D., *A Methodology for Optimum Laminar Flow Control*:



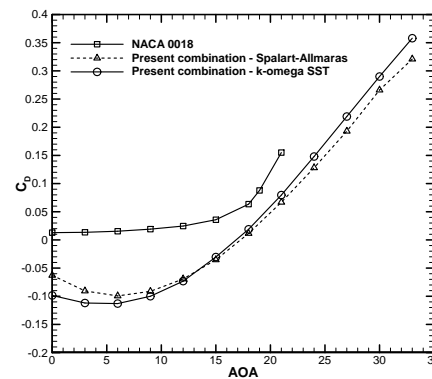
شکل 6- شبکه تولید شده برای مقطع اصلاح شده.



شکل 7- تغییرات ضریب برآ با تغییرات زاویه حمله.



شکل 8- تغییرات ضریب پسا با تغییرات زاویه حمله.





- Application to the Damping of Tollmien-Schlichting Waves in a Boundary Layer*, Physics of Fluids, Vol. 15, pp. 1131-1145, 2005.
6. Islam R., Hossain A., Mashud M., and Ibny-Gias T., *Drag Reduction of a Car by Using Vortex Generator*, International Journal of Scientific & Engineering Research, Vol. 4, pp. 1298-1302, 2013.
7. Joseph P. and Amandolese X., *Flow Control Using MEMS Pulsed Micro-Jets in the Ahmed Body*, Exp. Fluids, Vol. 54, 2013.
8. La-Roche U. and La-Roche H.L., *Induced Drag Reduction Using Multiple Winglet, Looking Beyond the Prandtl-Munk Linear Model*, AIAA, 2004.
9. Zingg D., Diosady L., and Billing L., *Adaptive Airfoils for Drag Reduction at Transonic Speeds*, AIAA, 2006.
10. Zha G, Carroll B. and Wells A., *High-Performance Airfoil Using Coflow Jet Flow Control*, AIAA Journal, Vol. 45, 2007.
11. Sinha SK., *Sailplane Performance Improvement Using a Flexible Composite Deturbulator*, AIAA Journal, Vol. 44, 2006.
12. Pope S.B., *Turbulent Flows*, Cambridge University Press, Vol. 1, 2000.
13. Mittal R. and Balachander S., *Direct Numerical Simulation of Flow Past Elliptic Cylinders*, Journal of Computational Physics, Vol. 124, pp. 351-367, 1996.