

بررسی تجربی اثر زاویه‌ی پس‌گرا بر میدان جریان یک بال در سرعت زیر صوت

محمدرضا سلطانی* (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهران مصدري (استادیار)

دانشکده‌ی علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

کاوه قربانیان (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف
دوره ۳، شماره ۱، ص. ۶۹-۷۶

به منظور بررسی اثر زاویه‌ی پس‌گرا بر توزیع فشار سطح بالایی یک بال مخصوص، آزمایش‌های گوناگونی در رژیم جریان زیر صوت انجام گرفت. این آزمایشات در اعداد رینولدز و زوایای حمله‌ی مختلف، بر روی سه نیم‌مدل بال با نسبت منطری یکسان و زوایای پس‌گرای مختلف صورت پذیرفت. نتایج نشان می‌دهد که توزیع فشار سطح بالای بال به دلیل وجود جریان‌های عرضی ناشی از زاویه‌ی پس‌گرای بال به ایجاد روند متفاوتی نسبت به حالت دوبعدی می‌انجامد. محدود بودن بال سبب ایجاد گردابه‌هایی در نوک بال شده که باعث تقویت اثرات سه‌بعدی جریان روی بال می‌شود، به نحوی که موقعیت و مقدار افت فشار روی آن در نزدیکی نوک بال نسبت به نقاط دیگر بال متفاوت خواهد بود و کارایی ایرفویل در مقاطع نزدیک به نوک بال بیشتر از مقاطع میانی دستخوش تغییرات شده و از حالت بهینه خارج شده است. در زوایای پس‌گرای کم، توزیع فشار روی بال نسبت به تغییرات عدد رینولدز حساسیت کم‌تری دارد.

واژگان کلیدی: بال پس‌گرا، زاویه‌ی پس‌گرای، میدان جریان، توزیع فشار.

مقدمه

که دامنه‌ی جریان پتانسیل روی لبه‌ی بال‌ها نسبت به بال‌های بدون پس‌گرایی بسیار کم‌تر است.^[۱] در سال ۱۹۸۴ برای به دست آوردن ویژگی‌ها و پارامترهای جریان عرضی مطالعات تجربی پیرامون بال پس‌گرا انجام شد. در سال‌های اخیر نیز بیشترین مطالعات روی امواج ناپایدار بال‌های پس‌گرا و کیفیت جریان روی آن‌ها توسط ساریک و همکارانش صورت گرفته است. ایشان علاوه بر تفکیک ناپایدارکننده‌ها روی بال‌های پس‌گرا میزان حساسیت جریان به عوامل اغتشاشی را در شرایط مختلف بررسی کرده است.

از جنبه‌ی نظری ایجاد موج ضربه‌یی روی یک بال با زاویه‌ی پس‌گرا، تحت تأثیر سرعت جریان آزاد نیست، بلکه ناشی از مؤلفه‌ی سرعت جریان عمود بر لبه‌ی حمله‌ی بال است. زاویه‌ی پس‌گرای دقیق بال که می‌تواند عدد ماخ بحرانی مناسب ایجاد کند، بستگی به ایرفویل یا ایرفویل‌های انتخابی، نسبت ضخامت، نسبت باریک‌شوندگی و سایر عوامل طراحی بال دارد. همچنین زاویه‌ی پس‌گرای بال و ضریب منطری ممکن است بر شرایط نامناسب ممان چرخشی مثبت که در زوایای حمله‌ی نزدیک و اماندگی برای هواپیما رخ می‌دهد مؤثر باشد و مانع از عملکرد ناگهانی این سازوکار و کنترل بهتر آن شوند.^[۱]

وجود زاویه‌ی پس‌گرای بال، باعث می‌شود که سرعت جریان آزاد به دو مؤلفه‌ی طولی و عرضی تبدیل شود. یعنی در داخل لایه‌ی مرزی دو مؤلفه‌ی طولی و عرضی

بال‌های با زاویه‌ی پس‌گرا در بسیاری از هواپیماها و وسایل پرنده‌ی بدون سرنشین برای دست‌یابی به سرعت‌های بالای زیر صوت، گذر صوت و مافوق صوت بدون افزایش چشمگیر نیروی پسا به‌کار برده می‌شود. مطالعه‌ی آئرو‌دینامیکی این بال‌ها، علاوه بر شرایط پروازی کروز، در سرعت‌های زیر صوت که زمان قابل توجهی از مأموریت پروازی را شامل می‌شود و همچنین در زوایای حمله‌ی متوسط و بالا، در فازهای فرود و برخاست، از اهمیت ویژه‌ی برخوردار است.

اولین بار در سال ۱۹۳۵، بوزمن مطرح کرد که بال با زاویه‌ی پس‌گرا می‌تواند اثرات تراکم‌پذیری را به میزان قابل ملاحظه‌ی کاهش دهد. این نوع بال‌ها، می‌توانند تشکیل امواج ضربه‌یی را به عدد ماخ بیشتری معوق کنند، میزان پسای موجی را کاهش دهند، و ماخ بحرانی را به تعویق اندازند. اما وجود زاویه‌ی پس‌گرا به ایجاد جریان عرضی در امتداد بال می‌انجامد که خود باعث می‌شود لایه‌ی مرزی به سمت نوک بال ضخیم‌تر شود و منجر به جدایی جریان زودرس و نهایتاً و اماندگی مقاطع نوک بال شود.

در سال ۱۹۵۲ نیز آقای‌گری مطالعاتی روی بال‌های پس‌گرا انجام داد و دریافت

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۸۹/۲/۱۸، اصلاحیه ۱۳۹۰/۲/۱۳، پذیرش ۱۳۹۰/۷/۱۱.

msoltani@sharif.edu
m.masdari@ut.ac.ir
ghorbanian@sharif.edu

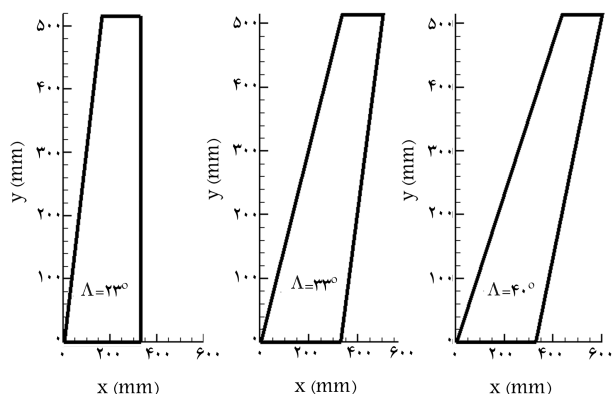
تجهیزات آزمایش

کلیه‌ی آزمایش‌های مورد نظر در تونل باد زیر صوت مرکز تحقیقات جهاد کشاورزی شیراز صورت گرفته است. این تونل از نوع مدار بسته بوده که ابعاد محفظه‌ی آزمایش آن $200 \times 80 \times 80$ سانتی‌متر است. ابعاد کلی آن $18 \times 6/5 \times 3/8$ متر است (شکل ۱). مجموع توان قابل جذب تونل 230 کیلووات است و بیشینه سرعت این تونل 100 متر بر ثانیه است. دبی جریان هوا بین $6/4$ تا 64 متر مکعب بر ثانیه قابل تنظیم است. تحقیقات اخیر نشان می‌دهد میزان آشفته‌گی جریان در مقطع کاری و در سرعت‌های مختلف حدود $0/1$ درصد است.^[۶] از آنجا که گردش هوا در تونل‌های مدار بسته باعث افزایش دما و در نهایت تغییر عدد رینولدز و شرایط آزمایش خواهد شد، تونل مجهز به یک سیستم تبرید قابل کنترل بوده که دمای هوا در مدار تونل را بین 20 تا 40 درجه سانتی‌گراد تنظیم می‌کند.

برای آزمایش‌ها سه مدل نیمه‌بال با زوایای پس‌گردا مختلف -- زوایای 22 ، 33 و 40 درجه -- و نسبت منطری یکسان (یعنی $0/43$) طراحی و ساخته شده است. در شکل ۲ مدل‌های مورد استفاده در این تحقیق که دارای مقیاس $1/5$ از یک بال مشخص دوزنه‌بی هستند و ایرفویل مقطع آن‌ها مشابه ایرفویل NACA6 است نشان داده شده است. ایرفویل این بال‌ها نسبت به سایر ایرفویل‌های سری NACA با همین درصد ضخامت و انحنا، نیروی برای بیشتری تولید می‌کند و پسای آن‌ها



شکل ۱. نمایی از تونل باد مرکز تحقیقات مهندسی جهاد فارس.



شکل ۲. شماتیک سه نیم‌مدل بال با زوایای پس‌گردا متفاوت.

به وجود می‌آید که باعث ایجاد مدهای انتقالی متفاوتی نسبت به جریان دوبعدی می‌شود. از این رو معادلات حاکم بر جریان آرام و آشفته‌ی بال با زاویه‌ی پس‌گردا، کاملاً متفاوت با بال مستقیم است. مطالعات نشان می‌دهد، که افزایش زاویه‌ی پس‌گردا موجب کاهش ضریب برآ و بیشینه‌ی آن ($C_{l_{max}}$) شده اما زاویه‌ی واماندگی (α_{stall}) را افزایش می‌دهد. استفاده از زاویه‌ی پس‌گردا در بال موجب انحنای خطوط جریان روی سطح بال می‌شود. این انحنا به دلیل شتاب مثبت و منفی موجود روی صفحه‌ی عمود بر خط ربع وتر است.^[۲]

در نزدیکی نوک بال، تحت تأثیر جریاناتی که از زیر بال به سمت بالا حرکت می‌کنند، اثر زاویه‌ی پس‌گردا به‌طور چشمگیری کاهش می‌یابد. از این رو در بسیاری از هواپیماها، زاویه‌ی پس‌گردا در نوک بال بیشتر است تا این اثر را خنثی کند. همچنین مقاطع بال در ریشه تحت تأثیر حضور بدنه و تداخل جریان موازی بدنه و جریان منحرف شده روی بال قرار گرفته و اثر زاویه‌ی پس‌گردا در آنجا نیز به شدت کاهش می‌یابد. نکته‌ی درخور توجه این است که در تحلیل‌های اثرات زاویه‌ی پس‌گردا بال فرض بر این است که ایرفویل بال در راستای عمود بر لبه‌ی حمله در نظر گرفته شود، در حالی که به دلیل سهولت طراحی بخش‌های سازه‌یی، در اکثر هواپیماهای عملیاتی مقاطع بال در راستای جریان آزاد (موازی بدنه) قرار می‌گیرد. این کار مانند آن است که مقاطع عمود بر لبه‌ی حمله همان ضخامت ایرفویل اصلی را در طول و ترکواته‌تری توزیع کرده باشند (یعنی از ایرفویل ضخیم‌تری استفاده شده باشد). این عمل باعث کاهش آثار منفی زاویه‌ی پس‌گردا می‌شود اما اثر مثبت کاربرد زاویه‌ی پس‌گردا در میان آن‌ها غالب است.^[۳]

به‌طور کلی، بال‌های پس‌گردا در اصل به‌خاطر کمینه‌سازی پسای موجی، در سرعت‌های مافوق صوت و گذر صوت مورد استفاده قرار گرفته است. ولی در سرعت‌های زیر صوت، این بال‌ها معایبی دارند. این معایب شامل پسای القایی بالا، به دلیل نسبت منطری پایین، نیاز به زوایای حمله‌ی بالا برای ایجاد برآی بیشتر و کاهش تأثیر فلپ‌های لبه‌ی فرار بال است. هواپیماهای با بال مستقیم چنین عیوبی را ندارند؛ به همین دلیل برای هواپیماهای چندمأموریه طراحی بال‌های کشویی یا بال‌هایی با زاویه‌ی پس‌گردا متغیر بسیار مناسب‌تر است. اما چنین هواپیماهایی با مشکل افزایش وزن و پیچیدگی سازوکار جابه‌جاشدن بال‌ها مواجه‌اند.^[۵] بنابراین بررسی اثر پس‌گردایی بال در نواحی سرعت زیر صوت که بخش مهمی از مأموریت پروازی هواپیماها را در بر می‌گیرد، از اهمیت ویژه‌ی برخوردار است. علاوه بر این، الگوی جریان روی بال در رژیم‌های صوتی مختلف نیز تقریباً یکسان است. در جریان مافوق صوت، صرفاً یک موج ضربه‌یی جلو دماغه‌ی مدل ایجاد می‌شود و جریان پشت آن، بعد از موج، مشابه جریان زیر صوت است و لذا مطالعه‌ی جریان روی این بال‌ها در سرعت‌های پایین از اهمیت ویژه‌ی برخوردار است و در ضمن بر کاهش هزینه‌های آزمون تأثیرگذار است. به همین منظور، در تحقیق حاضر از طریق انجام آزمایش تونل باد، اثر زاویه‌ی پس‌گردا بال (در رژیم زیر صوت) بر توزیع فشار روی سطح بال در شرایط مختلف بررسی شده است. بال مورد مطالعه در داخل کشور کاربرد صنعتی داشته و با مقطع ایرفویل مشخصی مورد بررسی قرار می‌گیرد. مطالعات روی بال‌های پس‌گردا نشان‌دهنده‌ی تأثیر به‌سزا و پیچیده‌ی زاویه‌ی پس‌گردایی روی رفتار مقطع بال است. این امر باعث می‌شود با تغییر ایرفویل بال پس‌گردا، ساختار لایه‌ی مرزی و جریان کاملاً عوض شود. لذا مطالعه‌ی بال یادشده در کشور منحصر به فرد است. علت آن است که برای بال مورد نظر هیچ اطلاعات تجربی یا نظری در دسترس نیست و ناگزیر در نرم‌افزارهای استفاده‌شده نتایج تجربی برای حصول دقت مورد نیاز است، که با نتیجه‌ی این آزمایشات این مهم عملی می‌شود.

نتایج آزمایش

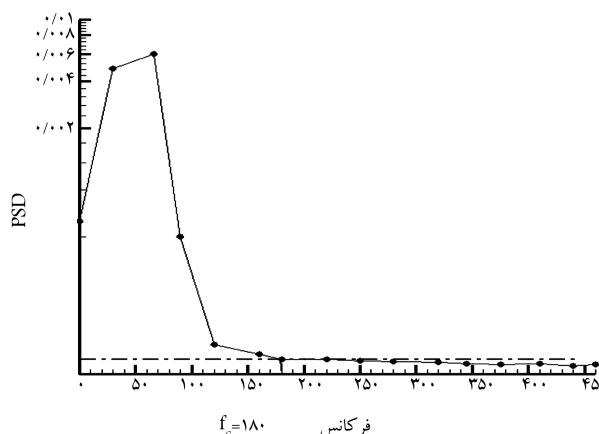
آزمایش‌ها با برداشت فشار از سطح مدل سه بال در سه عدد رینولدز $10^6 \times 0.8$ ، $10^6 \times 0.95$ و $10^6 \times 1.1$ براساس طول وتر مقطع میانی بال و با تغییرات زاویه‌ی حمله مدل از 2° تا 8° درجه با گام‌های 1° درجه، انجام شد. نوع مدل‌های به‌کار رفته در این آزمایش‌ها (نیم‌مدل روی صفحه‌ی واسط) موجب حذف بسیاری از اثرات نامطلوب تونل -- از جمله وجود لایه‌ی مرزی ضخیم -- می‌شود. از سوی دیگر محفظه‌ی آزمایش تونل مورد استفاده به‌نحوی طراحی شده که مساحت آن با شیب اندکی در طول محفظه افزایش می‌یابد؛ و به‌این ترتیب تغییرات فشار و سرعت در طول محفظه کمینه شده است. به‌علاوه، رعایت نسبت خفگی در طراحی مدل‌ها (به‌نحوی که بیش از 7% از مساحت سطح مقطع تونل را اشغال نکند) باعث شده که تغییرات سرعت جریان در طول محفظه به‌دلیل قرار گرفتن مدل اندک باشد.

برای استفاده از مدل‌ها، هرکدام آن‌ها به‌طور جداگانه با فشارسنج دقیق کالیبره شد. سپس داده‌برداری برای هر حساسه با فرکانس 1 کیلوهرتز انجام شد و با استفاده از فیلتر واینر، نویز سفید از سیگنال داده‌های فشاری حذف شد. برای به دست آوردن فرکانس قطع فیلتر مورد نظر، از الگوریتم مشخصی^[۹] استفاده شده است. شکل ۵ بیان‌گر انتخاب فرکانس 180° هرتز به‌عنوان فرکانس قطع فیلتر است.

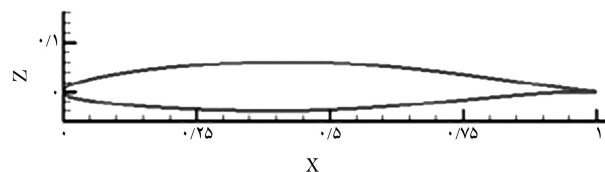
با استفاده از روش کاربردی محققین،^[۱۰] دقت اندازه‌گیری هریک از متغیرها و نامعینی آن‌ها نیز محاسبه شده و سپس در مقدار ضریب فشار اعمال شده است. بیشترین عدم قطعیت محاسبه‌شده با این روش برای ضریب فشار $3 \pm$ درصد به دست آمده است.

نمودارهای توزیع ضریب فشار برای سرعت‌ها، مقاطع، زوایای حمله و زوایای پس‌گرای مختلف به‌عنوان نتایج در این مقاله مطرح شده است. در محدوده‌ی $0.9 < x/\bar{c}$ به‌دلیل باریک‌بودن لپه‌ی فرار بال امکان تعبیه‌ی سوراخ‌های فشار وجود نداشته است.

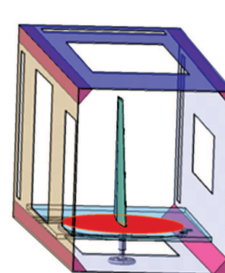
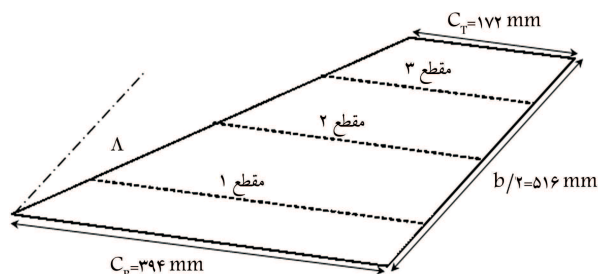
در شکل ۶ اثر زاویه‌ی حمله بر توزیع فشار روی سطح بالایی بال با زاویه‌ی پس‌گرای 23° درجه و در مقطع وسطی آن نشان داده شده است. چنان‌که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی بال، موقعیت کمینه‌ی فشار در این مقطع به سمت لپه‌ی حمله حرکت کرده، به‌طوری‌که موقعیت آن از $x/\bar{c} \cong 0.46$ در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه، به $x/\bar{c} \cong 0^\circ$ در $\alpha = 8^\circ$ می‌رسد. در زوایای حمله‌ی صفر تا 4° درجه مشاهده می‌شود که در محدوده‌ی وسیعی از ناحیه‌ی روی بال



شکل ۵. تحلیل فرکانسی سیگنال خروجی مبدل‌های فشار برای به دست آوردن فرکانس نویز سفید.^[۹]



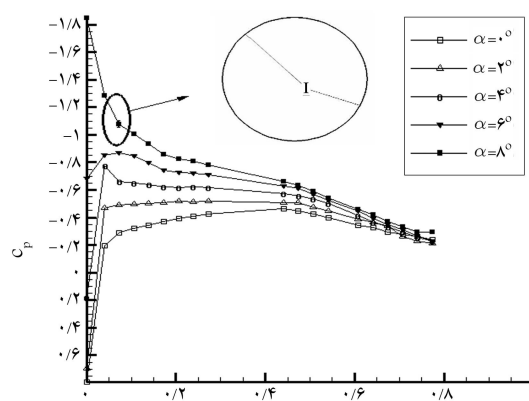
شکل ۳. شماتیک ایرفویل مقطع بال.



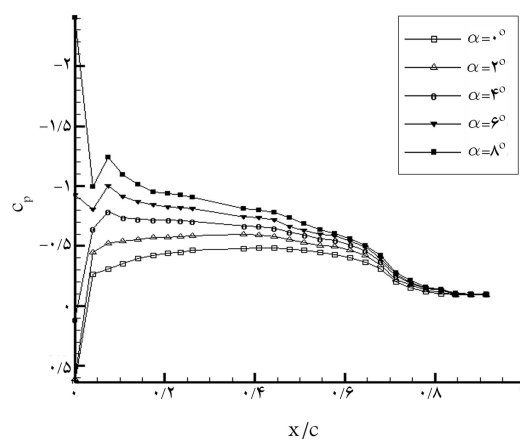
شکل ۴. نحوه‌ی قرارگیری بال در تونل باد، سیستم مختصات و موقعیت قرارگیری سوراخ‌های فشار روی بال.

در محدوده‌ی قابل ملاحظه‌ی از نمودار برآ-پسای آن، کمینه است.^[۷] در شکل ۳، مقطع ایرفویل مورد استفاده آورده شده است. کلیه‌ی مدل‌ها به‌صورت نیمه طراحی شده تا هم ابعاد بزرگ‌تری داشته باشد و هم رینولدز جریان روی سطح آن پایین‌تر باشد. همچنین اثرات غیر مطلوب پایه برای نصب آن‌ها در مقطع کاری حذف شود و ایجاد تعداد بیشتری سوراخ روی سطح نیز ممکن شود.^[۸] مدل‌های مورد بحث در سه مقطع عرضی سوراخ‌کاری شده و مبدل‌های فشار به آن‌ها متصل شده‌اند. ابعاد کلی هر سه مدل و محل قرارگیری سوراخ‌های فشاری روی سطح آن‌ها و نحوه‌ی قرارگیری در مقطع کاری تونل، در شکل ۴ نشان داده شده است.

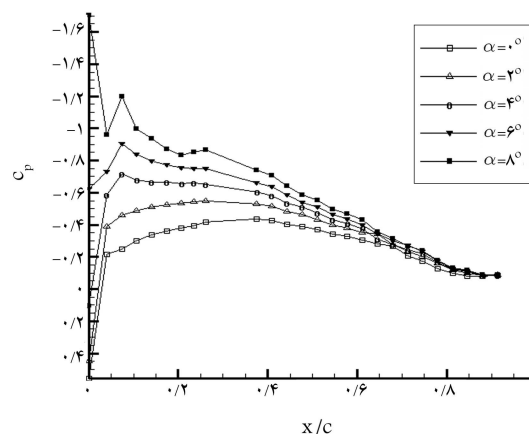
از مبدل‌های فشار تفاضلی که اختلاف فشار نسبی را اندازه‌گیری می‌کنند، برای اندازه‌گیری فشار استاتیک استفاده شده است. ولتاژ تغذیه‌ی ورودی این مبدل‌ها 5 ± 0.8 ولت جریان مستقیم است و وقتی اختلاف فشار دو سر آن صفر باشد، ولتاژ خروجی آن در حدود $3/2$ تا $3/4$ ولت است. ۴۴ عدد از مبدل‌های مورد استفاده در آزمایش‌ها دارای محدوده‌ی فشار تفاضلی $5 \pm$ psi، و ۴۶ عدد دیگر، دارای محدوده‌ی فشار تفاضلی $1 \pm$ psi هستند. از مبدل‌های نوع اول در لپه‌ی حمله و از نوع دوم بیشتر در انتهای مدل که گرادین فشار کم‌تر است، استفاده شده است. برای اندازه‌گیری ولتاژ خروجی مبدل‌ها از یک برد ۶۴ کاناله NI-DAQ-64E3 به‌همراه برد ترمینال SCB-100 که توانایی دریافت ۶۴ سیگنال آنالوگ مبدل‌ها را به‌صورت موازی دارد استفاده شده است. از ویژگی برد ۶۴ کاناله می‌توان به عملکرد بالا (فرکانس نمونه‌برداری 50° کیلوهرتز) اشاره کرد. محدوده‌ی مجاز ولتاژ ورودی برد $10 \pm$ ولت است که با توجه به این محدوده، $2/5 \pm$ بهره‌ی آن در نظر گرفته شده است. اطلاعات از بردها مستقیماً به داخل رایانه منتقل می‌شود و توسط نرم‌افزاری که مخصوص این پروژه نوشته شده، به‌صورت یک فایل و با قابلیت رسم نمودار هم‌زمان ذخیره می‌شود.



شکل ۶. مقایسه‌ی توزیع ضریب فشار روی مقطع وسط بال در زوایای حمله‌ی مختلف برای $\Lambda = 23^\circ$ و $Re = 0.8 \times 10^6$.



شکل ۷. مقایسه‌ی توزیع ضریب فشار روی مقطع وسط بال در زوایای حمله‌ی مختلف برای $\Lambda = 33^\circ$ و $Re = 0.8 \times 10^6$.



شکل ۸. مقایسه‌ی توزیع ضریب فشار روی مقطع وسط بال در زوایای حمله‌ی مختلف برای $\Lambda = 40^\circ$ و $Re = 0.8 \times 10^6$.

($0.45 < x/\bar{c} < 0.7$) ضریب فشار تقریباً ثابت مانده و سپس در نزدیکی لبه‌ی فرار باز یافت فشار انجام شده است.

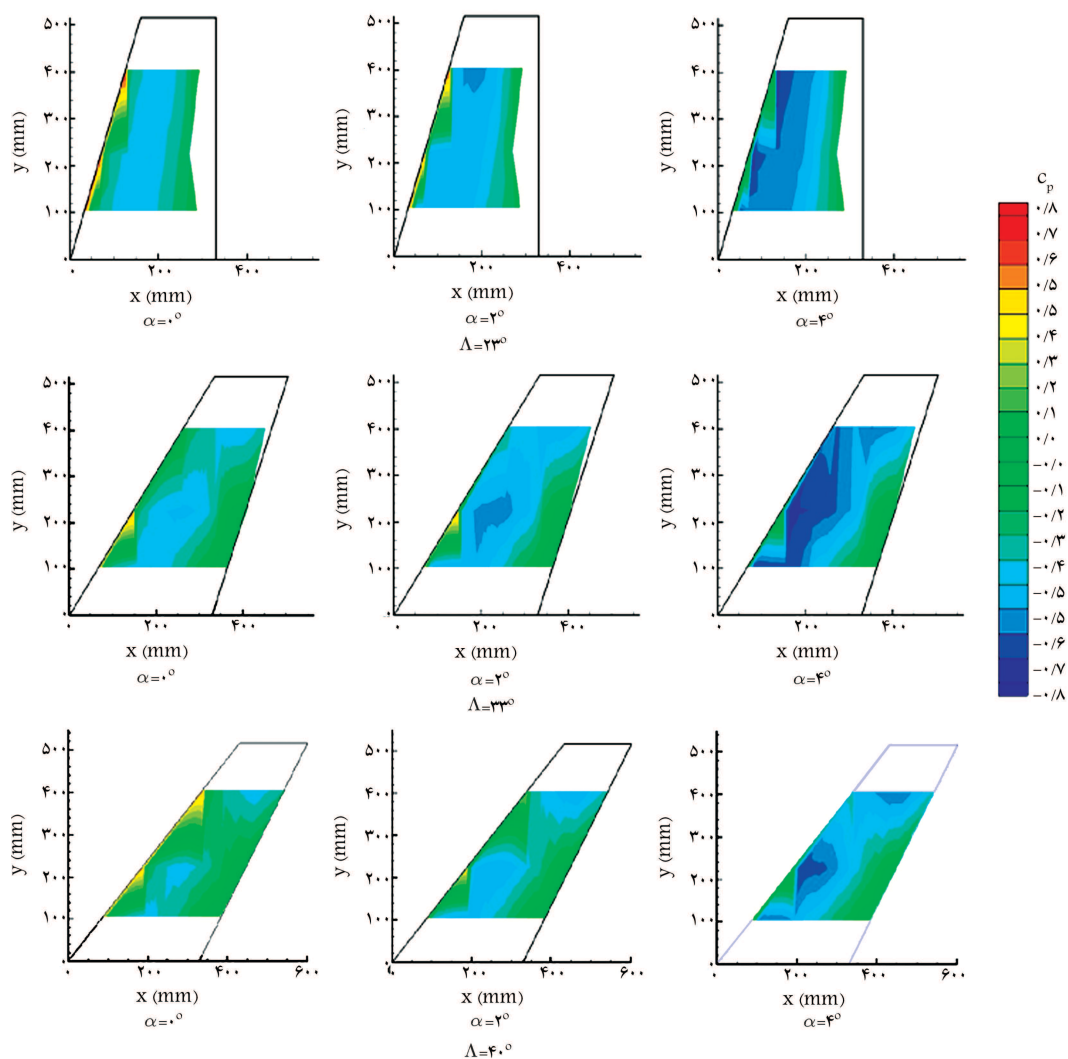
در شکل‌های ۷ و ۸ نیز، اثر زاویه‌ی حمله بر توزیع فشار سطح بالایی بال‌ها با زوایای پس‌گرای 33° و 40° درجه در مقطع وسطی بال بررسی شده است. در هر دو شکل در زوایای حمله‌ی $\alpha \geq 4^\circ$ یک افت ناگهانی فشار در مقطع $x/\bar{c} \cong 0.8$

نمایان است که این پدیده نمایان‌گر شکل‌گیری حباب جدایش بر روی سطح بال در نزدیک لبه‌ی حمله باشد. همچنین در محدوده‌ی $x/\bar{c} > 0.75$ ضریب فشار تقریباً ثابت می‌ماند که می‌توان آن را به شکل‌گیری یک جریان با فشار نسبی بالا به دلیل اثرات زاویه‌ی پس‌گرایی در این محدوده نسبت داد. نکته‌ی قابل توجه این که برای هر سه بال مورد آزمایش در زوایای حمله $\alpha = 0^\circ$ و $\alpha = 2^\circ$ ، ضریب فشار از لبه‌ی حمله تا $x/\bar{c} \cong 0.4$ کاهش می‌یابد، که با کاهش زاویه‌ی پس‌گرایی به $x/\bar{c} \cong 0.47$ نیز می‌رسد (شکل‌های ۶ تا ۸). کاهش فشار روی سطح بال نشان‌دهنده‌ی وجود جریان آرام است که باعث افزایش کارایی بال و کاهش ضریب پسا می‌شود. از مقایسه‌ی شکل‌های ۶ و ۷ به وضوح دیده می‌شود که ناحیه‌ی جریان آرام با افزایش زاویه‌ی پس‌گرا کاهش می‌یابد. شکل‌های ۷ و ۸ در مقایسه با شکل ۶ نشان می‌دهند که با افزایش زاویه‌ی پس‌گرایی، c_p برای کلیه‌ی زوایای حمله‌ی مورد آزمایش در نواحی لبه‌ی فرار ثابت می‌شود.

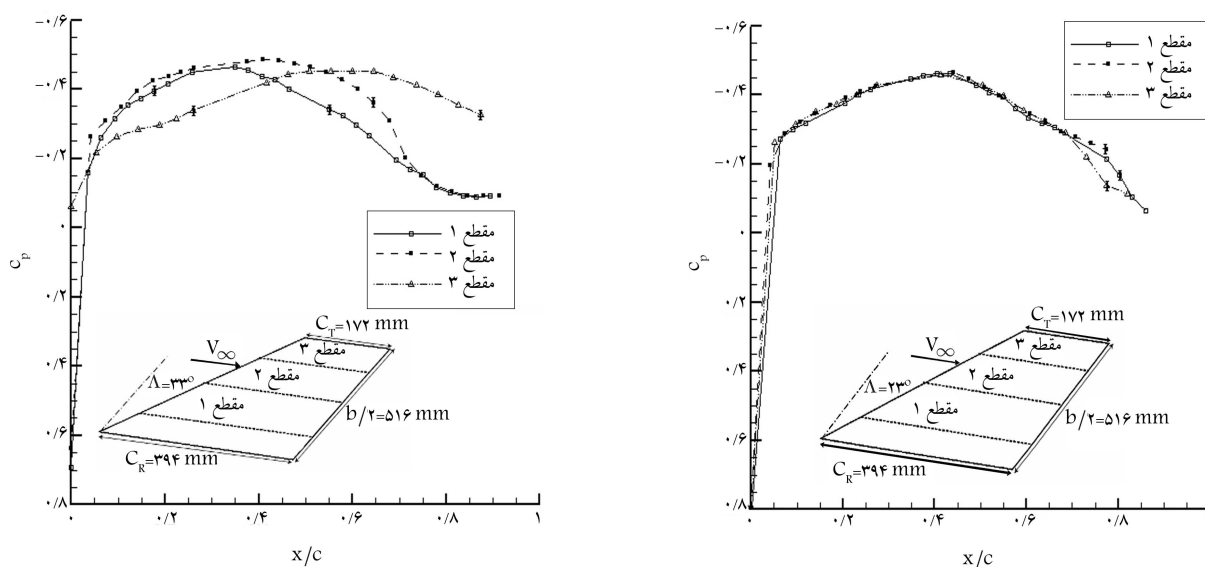
برای بررسی دقیق‌تر اثر زاویه‌ی حمله بر میدان جریان سطح بال کانتورهای ضریب فشار برای هر سه بال در سه زاویه‌ی حمله‌ی مختلف صفر، 2° و 4° درجه در شکل ۹ نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود به دلیل اثرات پس‌گرایی در لبه‌ی فرار بال، که منجر به ایجاد اختلاف فشار بین ریشه و نوک بال می‌شود، جریان عرضی از نزدیکی ریشه‌ی بال به سمت نوک آن حرکت می‌کند. در شکل ۹ به وضوح پیداست که با افزایش زاویه‌ی پس‌گرایی یک ناحیه‌ی کم‌فشار بر بال پدید می‌آید که متأثر از زاویه‌ی حمله‌ی مدل نیز هست. ناحیه‌ی پرفشار در نواحی لبه‌ی فرار بال باعث ثابت شدن c_p و در نتیجه، جدایش جریان می‌شود. در این شکل نقطه‌ی پرفشار بیشتر به ریشه‌ی بال نزدیک است و در نواحی نوک بال تأثیر چندانی ندارد. با افزایش زاویه‌ی حمله از صفر درجه به 4° درجه، ناحیه‌ی پرفشار لبه‌ی حمله‌ی بال که در ریشه‌ی بال در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه وجود دارد، از بین می‌رود و به نظر می‌رسد که ناحیه‌ی وسیعی از بال توسط گردابه‌ی کم‌فشار پوشیده می‌شود.

در شکل‌های ۱۰ تا ۱۲ توزیع ضریب فشار در سه مقطع وتر بال برای هر سه مدل با زوایای پس‌گرای مختلف نشان داده شده است. شکل ۱۰ که مربوط به بال با زاویه‌ی پس‌گرای 23° درجه است، اختلاف چندانی را بین توزیع فشار در مقاطع مختلف نشان نمی‌دهد. با توجه به یکسان بودن ایرفویل مقطع بال از یک سو و موقعیت مناسب عرضی این مقاطع (دوری از نوک بال و دوری از اتصال بال و بدنه) از سوی دیگر، این امر طبیعی است مگر این که برای مقطع ۳ در نزدیکی لبه‌ی فرار ضریب فشار بیش از دیگر نواحی افزایش می‌یابد، و این ناشی از تأثیر گردابه‌ی نوک بال است. در زوایای حمله‌ی بالاتر با توجه به تشکیل گردابه‌ی قوی‌تر نوک بال و اثر بیشتر بدنه بر جریان روی سطح بال، پروفیل فشار در سه مقطع متفاوت می‌شود.

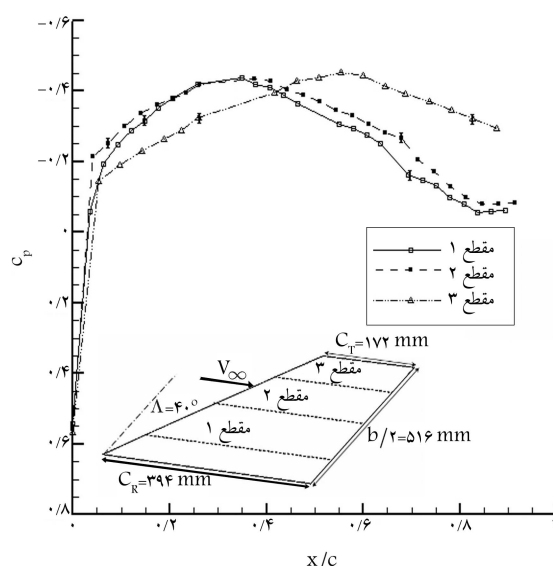
با توجه به توزیع فشار در ۳ مقطع مختلف شکل ۱۱ واضح است که در مقطع ۲، $y/b = 0.44$ ، ضریب فشار از لبه‌ی حمله تا $x/\bar{c} \cong 0.45$ کاهش یافته و در نواحی $0.45 < x/\bar{c} < 0.7$ گام کاهش بسیار اندک است. این پدیده چنان که پیش‌تر نیز توضیح داده شد ناشی از وجود جریان آرام در این ناحیه است. تغییرات c_p با $x/\bar{c}$ برای مقطع ۱، $y/b = 0.2$ ، از لبه‌ی حمله تا $x/\bar{c} \cong 0.37$ مشابه مقطع ۲ است؛ ضمن این که مقدار c_p نیز برای این مقطع در محدوده‌ی $0.35 < x/\bar{c} < 0.3$ تقریباً با مقطع ۲ یکسان است. برای $x/\bar{c} > 0.35$ ، ضریب c_p برای مقطع ۱ به شدت افزایش می‌یابد که ناشی از اثرات جریان عرضی شدید در این نواحی است. این افزایش c_p تا $x/\bar{c} \cong 0.75$ ادامه می‌یابد. ضریب فشار برای هر دو مقطع (مقاطع ۱ و ۲)، در نواحی $x/\bar{c} > 0.75$ تقریباً یکسان و ثابت است که ناشی از جدایش احتمالی جریان در این نواحی است. این ناحیه در شکل ۹ نیز به وضوح دیده می‌شود. رفتار جریان در مقطع نزدیک



شکل ۹. اثر زاویه‌ی حمله بر روی کانتورهای ضریب فشار استاتیکی برای $Re = 10^6 \times 0.8$.



شکل ۱۰. مقایسه‌ی توزیع فشار مقاطع روی بال برای $\Lambda = 23$ و شکل ۱۱. مقایسه‌ی توزیع فشار مقاطع روی بال برای $\Lambda = 33$ و $Re = 10^6 \times 0.8$ در $\alpha = 0^\circ$.



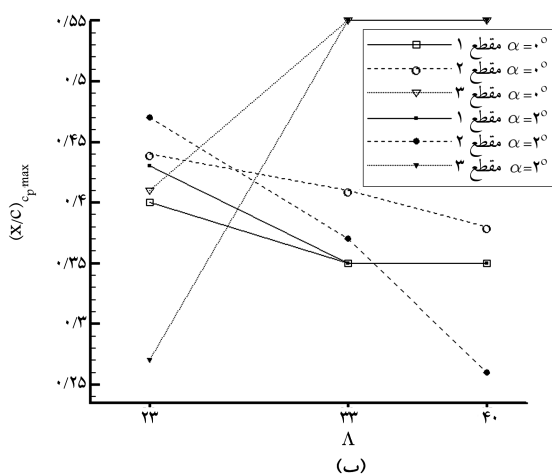
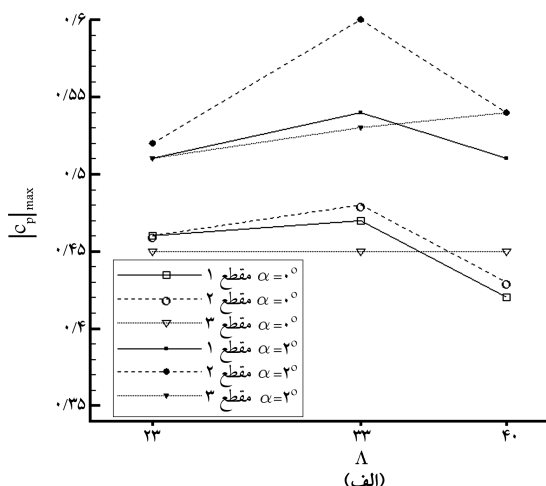
شکل ۱۲. مقایسه‌ی توزیع ضریب فشار مقاطع روی بال برای $\Lambda = 40^\circ$ و $Re = 10^6$ در $\alpha = 0^\circ$.

به نوک بال ($y/b = 0.78$) با دو مقطع دیگر متفاوت است (شکل ۱۱). در این مقطع C_p از لبه‌ی حمله‌ی بال تا $x/\bar{c} \cong 0.5$ کاهش می‌یابد، اما در نواحی $0.17 < x/\bar{c} < 0.1$ گام کاهش C_p خیلی کم‌تر است که ناشی از وجود حباب جدایش در این ناحیه است.

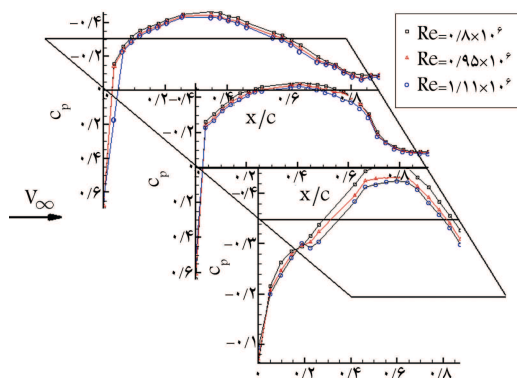
برای $0.5 < x/\bar{c} < 0.7$ ، تغییرات C_p در این نواحی تقریباً ثابت است. باز یافت فشار برای این مقطع بال چنان که در شکل ۱۱ دیده می‌شود از $x/\bar{c} \cong 0.7$ شروع می‌شود، اما $|C_p|$ در نواحی فشار ثابت و باز یافت فشار، $x/\bar{c} > 0.5$ برای مقطع ۳ بزرگ‌تر از $|C_p|$ در مقاطع دیگر است. در صورتی که برای نواحی جلوی بال، افزایش فشار در این ناحیه از بال در مقایسه با دیگر نواحی ناشی از اثرات گردابه‌ی نوک بال است. لازم به ذکر است که چون ایرفویل مقطع این بال متقارن نیست، نتیجتاً در زاویه‌ی حمله‌ی صفر نیروی برا و گردابه‌های لبه‌ی حمله نیز تولید می‌شوند. در شکل ۱۲ مشابه شکل‌های ۱۰ و ۱۱ توزیع فشار در سه مقطع مختلف بال با زاویه‌ی پس‌گرای 40° در زاویه‌ی حمله‌ی صفر آورده شده است. در این شکل همانند شکل ۱۱، توزیع فشار در مقاطع ۱ و ۲ برای $0 < x/\bar{c} < 0.37$ تقریباً یکسان است، اما باز یافت فشار در این بال در این دو مقطع زودتر از بال‌های قبلی شروع شده است ($x/\bar{c} \cong 0.4$). برای زاویه‌ی پس‌گرای 33° درجه باز یافت فشار در مقطع ۲ در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه از $x/\bar{c} > 0.45$ شروع می‌شود (شکل ۱۱)، ولی با افزایش زاویه‌ی پس‌گرای این محل به $x/\bar{c} > 0.4$ منتقل می‌شود (شکل ۱۲). همچنین $|C_p|_{\max}$ با افزایش زاویه‌ی پس‌گرای برای این دو مقطع تغییر چندانی نکرده است. چنان که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، در نواحی باز یافت فشار برای بال مذکور در مقاطع ۱ و ۲ تغییرات C_p برای $0.35 < x/\bar{c} < 0.8$ عیناً مشابه است و تنها تفاوت در $|C_p|$ است. در صورتی که برای بال با زاویه‌ی پس‌گرای 33° (در شکل ۱۱)، $|C_p|$ در نواحی باز یافت فشار در مقطع ۱ به مراتب کم‌تر از $|C_p|$ در همین نواحی برای مقطع ۲ بود. تغییرات C_p برای $x/\bar{c} > 0.8$ هر دو مقطع (مقاطع ۱ و ۲)، تقریباً ثابت است که ناشی از جدایی موضعی جریان در این نواحی است. تغییرات فشار با $x/\bar{c}$ برای مقطع ۳ (شکل ۱۲)، نزدیک به لبه‌ی بال با زاویه‌ی پس‌گرای 40° درجه مشابه تغییرات برای همین مقطع ولی با زاویه‌ی پس‌گرای

33° درجه (شکل ۱۱) است. تنها تفاوت قابل مشاهده این است که فشار از لبه‌ی حمله تا $x/\bar{c} \cong 0.6$ کاهش می‌یابد و ناحیه‌ی باز یافت فشار از $x/\bar{c} > 0.6$ است. در این مقطع بال ناحیه‌ی فشار ثابت وجود ندارد (شکل ۱۲).

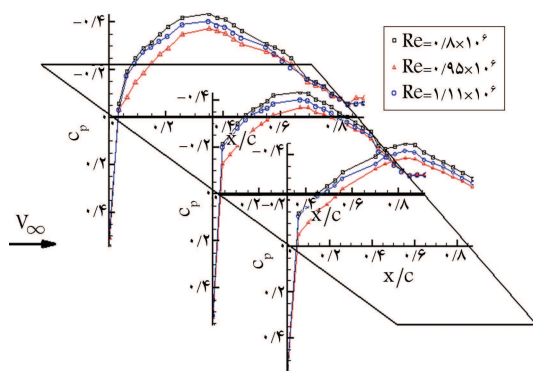
به‌منظور بررسی دقیق‌تر اثر زاویه‌ی پس‌گرای روی توزیع فشار در مقاطع مختلف بال، تغییرات $|C_p|_{\max}$ و موقعیت آن در ۳ مقطع بال، $|C_p|_{\max}$ با زاویه‌ی پس‌گرای در هر سه مقطع بال در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه و عدد رینولدز $Re = 10^6$ در شکل ۱۳ آورده شده است. چنان که در شکل ۱۳ الف دیده می‌شود مقدار افت فشار بیشینه در مقطع ۳، نزدیک نوک بال، در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه با تغییر زاویه‌ی پس‌گرای ثابت مانده ولی در زاویه‌ی حمله‌ی 2° درجه $|C_p|_{\max}$ با افزایش زاویه‌ی پس‌گرای افزایش می‌یابد. در صورتی که برای بال با زاویه‌ی پس‌گرای 40° درجه تفاوت آشکاری در میزان افت فشار در دو مقطع دیگر مشاهده می‌شود (مقاطع ۱ و ۲). این امر وابسته به قدرت اثر گردابه نوک بال است که در این ناحیه میزان آن از افت فشار ناشی از انحنا‌ی ایرفویل بال در این مقطع بیشتر بوده ولذا توانسته افت فشار را ثابت نگه دارد. در صورتی که در مقاطع دیگر بال با افزایش زاویه‌ی پس‌گرای هرچه به ریشه‌ی بال نزدیک‌تر می‌شویم به دلیل اثر بدنه‌ی بال میزان افت فشار کم می‌شود. در شکل ۱۳ ب نیز موقعیت بیشینه‌ی افت فشار، $x/\bar{c}$ برای $|C_p|_{\max}$ نشان داده شده است. در دو مقطع ۱ و ۲ بال با افزایش زاویه‌ی



شکل ۱۳. بررسی تغییرات افت فشار بیشینه و موقعیت آن با زاویه‌ی پس‌گرای در $Re = 10^6$.



شکل ۱۵. اثر سرعت بر توزیع ضریب فشار مقاطع روی بال برای $\Lambda = 33^\circ$ در $\alpha = 0^\circ$.



شکل ۱۶. اثر سرعت بر توزیع ضریب فشار مقاطع روی بال برای $\Lambda = 40^\circ$ در $\alpha = 0^\circ$.

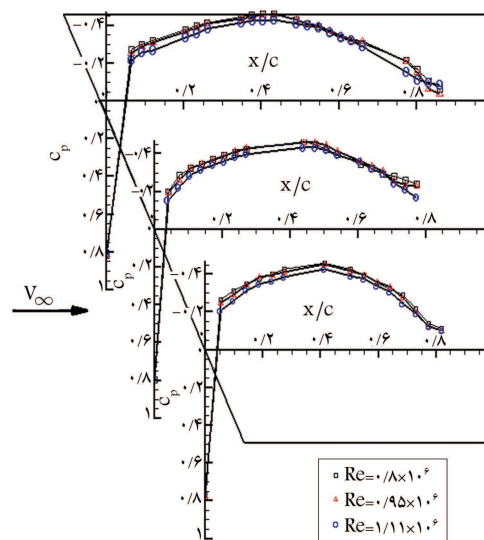
تغییرات عدد رینولدز تفاوت چندانی ندارد. تفاوت‌های $|C_p|$ با $x/\bar{c}$ برای عددهای رینولدز آزمایش شده برای بال با زاویه‌ی پس‌گرایی 40° درجه به‌مراتب بیشتر از دو بال دیگر است. برای بال با زاویه‌ی پس‌گرایی 33° درجه، افزایش عدد رینولدز فقط در مقطع ۳ تغییرات چشمگیری در $|C_p|$ ایجاد کرده است و برای دو مقطع دیگر اثرات نامحسوس است (شکل ۱۵)، در صورتی که برای بال با زاویه‌ی پس‌گرایی 40° درجه (شکل ۱۶) تغییرات عدد رینولدز اثرات محسوس بر روی توزیع فشار هر سه مقطع بال گذاشته است. این اثرات ناشی از حرکت جریان عرضی نسبتاً قوی بر روی بال با این زاویه‌ی پس‌گرایی است. گفتنی است افزایش عدد رینولدز در این تونل با افزایش سرعت صورت می‌گیرد که خود باعث افزایش عدد ماخ جریان آزاد شده ولی چون در کلیه‌ی سرعت‌ها، عدد ماخ کم‌تر از 0.3 است، اثرات تراکم‌پذیری قابل صرف‌نظر کردن است. این نکته‌ی افزایش سرعت باعث شده که در بال با زاویه‌ی پس‌گرایی 40° درجه (شکل ۱۶)، جریان عرضی قوی‌تر شود و مقادیر C_p در هر سه مقطع تغییرات محسوسی نشان بدهد.

نتیجه‌گیری

توزیع فشار روی سطح بالایی سه بال با زاویه‌ی پس‌گرایی متفاوت و نسبت منطقی مشابه به‌منظور تعیین رفتار جریان روی بال در زاویه‌ی حمله‌ی مختلف، در جریان مادون صوت اندازه‌گیری شد. این بال‌ها یک ایرفویل مشابه در تمام مقاطع خود دارند که برای هواپیمایی با سرعت نسبتاً بالا طراحی شده است. به این منظور مدل با مقیاس ۱ به $2/5$ از این بال طراحی شده در تونل باد زیر صوت مرکز مهندسی جهاد

پس‌گرایی موقعیت افت فشار پیشینه به سمت لبه‌ی حمله حرکت می‌کند که این امر به‌دلیل آرام‌بودن جریان در این مقاطع طبیعی است. اما در مقطع ۳ (نزدیک نوک بال)، این روند برعکس است و علت آن اثر گردابه‌ی نوک بال است. بیشترین تغییرات $|C_p|_{\max}$ با زاویه‌ی پس‌گرایی برای هر دو زاویه‌ی حمله‌ی مربوط به مقطع میانی (مقطع ۲) است، ولی چنان که در شکل ۱۳ نشان داده شده موقعیت $|C_p|_{\max}$ در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه برای هر سه بال در مقطع ۲ تغییر زیادی نمی‌کند. این در حالی است که در زاویه‌ی حمله‌ی 2° درجه با افزایش زاویه‌ی پس‌گرایی موقعیت $|C_p|_{\max}$ سریعاً به سمت لبه‌ی حمله انتقال یافته است. برای مقطع ۳، نوک بال، موقعیت $|C_p|_{\max}$ با زاویه‌ی پس‌گرایی برعکس مقطع میانی، مقطع ۲، است، شکل ۱۳ ب. برای مقاطع ۱ و ۳، موقعیت $|C_p|_{\max}$ با افزایش زاویه‌ی پس‌گرایی از 33° به 40° درجه تقریباً ثابت می‌ماند، با این تفاوت که $|C_p|_{\max}$ برای مقطع ۳ با افزایش زاویه‌ی پس‌گرایی از 33° درجه به 40° درجه در $x/\bar{c} \cong 0.53$ است ولی برای مقطع ۱ این موقعیت در $x/\bar{c} \cong 0.35$ است. کلیه‌ی تغییرات مشاهده‌شده به‌دلیل اثرات زاویه‌ی پس‌گرایی، گردابه‌های نوک بال، و حرکت جریان عرضی به سمت لبه‌ی بال است که برای تعیین اثرات هر کدام از این موارد به‌صورت جداگانه، بررسی‌های گسترده شامل لایه‌ی مرزی، تشکیل و حرکت گردابه و... ضرورت می‌یابد.

در شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ توزیع ضریب فشار در سه مقطع بال و در اعداد رینولدز مختلف برای هر سه بال با زاویه‌ی پس‌گرایی 23° ، 33° و 40° درجه آورده شده است. در شکل ۱۴ برای بال با زاویه‌ی پس‌گرایی 23° درجه مشاهده می‌شود که توزیع فشار در هر سه مقطع بال برای هر سه عدد رینولدز مورد آزمایش تقریباً یکسان است و تنها در عدد رینولدز $Re = 1.1 \times 10^6$ تفاوت اندکی مشاهده می‌شود به‌طوری که $|C_p|$ با افزایش رینولدز اندکی کاهش یافته است. در ضمن، در حوالی لبه‌ی فرار بال در مقطع ۱ و ۲ در عدد رینولدز مذکور فشار ثابت نیست اما در مقطع ۱ به نظر می‌رسد که برای $x/\bar{c} > 0.75$ ضریب فشار برای هر سه عدد رینولدز ثابت می‌ماند (شکل ۱۴). این امر به‌دلیل آشفته‌شدن جریان روی بال در این عدد رینولدز است. با افزایش زاویه‌ی پس‌گرایی (مقایسه‌ی هر سه شکل) اختلاف ضریب فشار با افزایش عدد رینولدز، در هر مقطع بال مشهودتر است. خصوصاً این که در مقطع ۳ -- نزدیک لبه‌ی بال -- این تغییرات بسیار محسوس است ولی رفتار C_p با



شکل ۱۴. اثر سرعت بر توزیع ضریب فشار مقاطع روی بال برای $\Lambda = 23^\circ$ در $\alpha = 0^\circ$.

به ایرفویل مقطع بال و ضریب منظری محدود به دلیل پیدایش جریانات عرضی و گردابه‌ی نوک بال بوده که پروفیل فشار را نسبت به حالت دوبعدی تغییر می‌دهد. همچنین نتایج آزمایشات در هر سه مدل نشان می‌دهد که مقدار ضریب فشار با افزایش رینولدز کاهش می‌یابد و با افزایش زاویه‌ی پس‌گرایی این کاهش در هر مقطع بال مشهودتر شده است.

فارس آزمایش شد. آزمایش‌ها در اعداد رینولدز و زوایای حمله مختلف صورت گرفت و پروفیل فشار در سه مقطع وتربال برداشت شد. نتایج نشان می‌دهد که اعمال زاویه‌ی پس‌گرا به بال باعث کاهش سرعت جریان روی سطح بال می‌شود. در نتیجه پروفیل فشار سه‌بعدی نسبت به حالت دوبعدی جابه‌جایی مثبت می‌یابد که در نهایت منجر به کاهش برای ایرفویل می‌شود. مجموع اثرات ناشی از اعمال زاویه‌ی پس‌گرا

منابع (References)

1. Gray, W.E., *The effect of Wing Sweep on Laminar Flow*, RAE TM Aero 256 (1952).
2. Ray-Sing, L. "Stationary crossflow instability on an infinite swept wing", Ph.D. thesis, Arizona State University (1992).
3. Raymer, D.P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Third Edition, AIAA Education Series (1999).
4. Morris, O.A. and Fournier, R.H., *Aerodynamic Characteristics at Mach Numbers 2.30, 2.60 and 2.96 of a Supersonic Transport Model Having a Fixed Warped Wing*, NASA TM X-1115 (1965).
5. Arnal, D., Coustols, E. and Juillen, J.C., *Experimental and Theoretical Study of Transition Phenomena on an Infinite Swept Wing*, Rech Aerosp, No. 1984-4 (1984).
6. Manshadi, M. "Study of flow quality in a subsonic wind tunnel by using hot-wire", Ms thesis, Sharif University of Technology (In Persian) (2003).
7. Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E., *Theory of Wing Sections*, First Edition, MacGraw-Hill (1959).
8. Eder, S., Hufnagel, K. and Tropea, C. "Semi-Span testing in wind tunnels", 25th Int. Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS (2006).
9. Beckwith, T.G., Marangoni, R.D. and Lienhard V, J.H., *Mechanical Measurements*, Fifth Edition, Addison-Wesley Publishing Company (1993).
10. Barlow, J.B., Rae, W.H. and Pope, A., *Low Speed Wind Tunnel Testing*, Third Edition, John Wiley & Sons (1999).