

اثرات شکل و موقعیت پیش‌بال روی توزیع فشار بال یک مدل هواپیمای مانورپذیر

شرفی، احمد^۱ و سلطانی، محمد رضا^۲

- ۱- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه هوایی شهید ستاری
 - ۲- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه صنعتی شریف
- (دریافت مقاله: ۱۳۸۸/۹/۳۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۸۹/۳/۵)

چکیده

در این تحقیق، به منظور بررسی اثرات شکل و موقعیت پیش‌بال بر توزیع فشار بال یک مدل هواپیمای مانورپذیر، آزمایش‌هایی در تونل باد مادون صوت انجام شده است. بال و پیش‌بال هر دو صفحات مثلثی شکل بوده که دارای لبه‌های حمله نوک‌تیز می‌باشند. آزمایش‌ها در سرعت جریان آزاد ۱۸ متر بر ثانیه و در زوایای حمله مدل ۱۴ و ۱۸ درجه و زوایای حمله مختلف پیش‌بال انجام شده‌اند. بال اصلی دارای زاویه پسگرایی ۶۰ درجه و پیش‌بال‌ها دارای زاویه پسگرایی ۶۰ و ۷۰ درجه با ضخامت‌های مختلف هستند. اندازه‌گیری‌های توزیع سرعت روی بال اصلی برای سه موقعیت بالا، وسط و پائین پیش‌بال نسبت به امتداد بال اصلی و اندازه‌گیری توزیع فشار تنها در دو موقعیت وسط و بالای پیش‌بال انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که گردابه لبه حمله تشکیل شده بر سطح بال و پیش‌بال با لبه‌های حمله نوک تیز قوی‌تر و بزرگتر از گردابه لبه حمله مربوط به بال با لبه‌های حمله کاملاً گرد است. همچنین برای حالتی که پیش‌بال در موقعیت بالا نسبت به امتداد بال اصلی قرار دارد بیشترین کاهش فشار بر روی سطح بال دیده می‌شود. در ضمن با افزایش زاویه پسگرایی بال و کاهش ضخامت پیش‌بال نیز افت فشار روی بال افزایش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: پیش‌بال - بال مثلثی - زاویه پسگرایی - کانارد - توزیع فشار - تست تونل باد

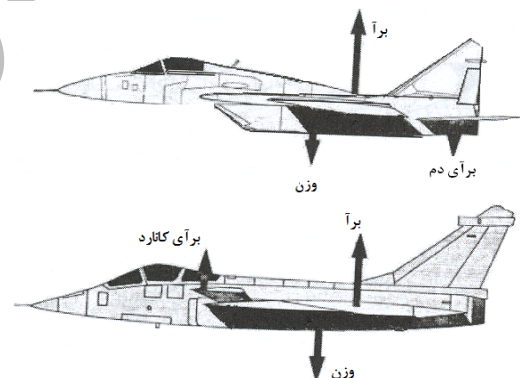
مقدمه

بود. در دهه ۱۹۵۰ نتایج تحقیقات بر روی بال نازک و کشیده مثلثی شکل (این بال برای به حداقل رساندن پسای موجی^۱ طراحی شده بود) نشان داد که برای به دست آوردن مشخصات قابل قبول کنترلی در سرعت‌های پایین می‌توان از تیز کردن لبه حمله بال به صورتیکه جدایی جریان هوا را در طول دهانه بال ایجاد کند، استفاده کرد [۱]. زیرا با این کار یک جریان گردابه‌ای^۲ در طول دهانه بال بوجود آمده و کل برآ در سرعت پایین افزایش می‌یابد. استفاده از پیش‌بال که امروزه طرفداران زیادی پیدا کرده است، یکی از موارد استفاده از آیرودینامیک جریان گردابه‌ای است. بنا به شکل ۱ در نگاه اول به نظر می‌رسد که نصب پیش‌بال در جلوی هواپیما باعث بر هم خوردن پایداری و بروز مسائل کنترل

امروزه یکی از معیارهای مهم انتخاب جنگنده، مانورپذیری بال‌های آن است. در نبردهای هوایی نرخ چرخش بال‌ها که از ملزومات مانورپذیری است، در زوایای حمله بال‌ها به دست می‌آید [۱]. پرواز در زوایای حمله بال‌ها معمولاً با جدایش جریان هوا از روی سطح بال همراه است و معمولاً باعث افزایش پسا و لرزش شده و مسائل کنترل پرواز را به دنبال دارد که حاصل آن کاهش قابلیت جنگندگی است. اکثر جنگنده‌های طراحی شده از دهه ۱۹۵۰ به بعد با این مساله دست به گریبان بوده‌اند. یکی از راه‌هایی که برای جلوگیری از جدایی جریان هوا از سطح بدنه و بال جنگنده مطرح شد، افزایش زاویه پسگرایی بال و کاهش ضخامت آن

پرواز خواهد شد، ولی با انتخاب درست محل مرکز ثقل هواپیما می‌توان مسئله کنترل و پایداری آن را بر طرف نمود. در پیکربندی‌های متعارف جنگنده‌ها نیروی برآی تولید شده توسط دم در مراحل برخاست و پرواز به طرف پایین بوده که بدین ترتیب از برآی کلی کاسته می‌شود درحالی‌که در پیکربندی همراه با پیش‌بال این کاهش کلی برآ وجود نخواهد داشت.

بسیاری از جنگنده‌های امروزی پیش‌بال را برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی به کار می‌برند. پیش‌بال اغلب می‌تواند باعث افزایش حداکثر برآ و کاهش پسای تعادلی^۲ گردد. علاوه بر این، ترکیبات دارای پیش‌بال نسبت به ترکیبات متداول هواپیماهای دارای دم، تفاوت‌های آشکاری در پایداری و مشخصات تعادلی دارند. برای مثال، با به کارگیری سامانه‌های کنترلی خودکار امروزی ترکیبات دارای پیش‌بال می‌توانند با کاهش پایداری استاتیکی، مانورپذیری جنگنده را بهتر نمایند.



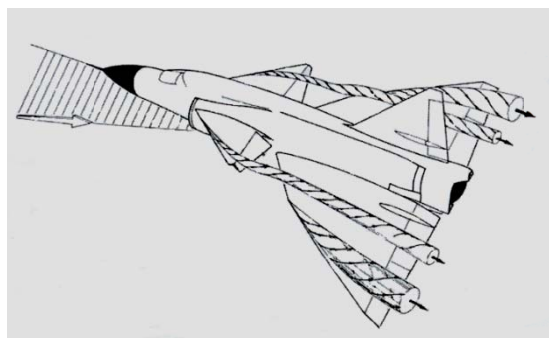
شکل ۱- مقایسه نیروی برآ در جنگنده متعارف با جنگنده پیش بال دار [۱]

برای ترکیبات بال-پیش‌بال نزدیک هم عملکرد آیرودینامیکی تابعی از برهم‌کنش‌های^۳ بین بال و پیش‌بال است که این برهم‌کنش‌ها با توجه به هندسه شکل بال و پیش‌بال و همچنین پارامترهای جریان می‌تواند مطلوب یا نامطلوب باشد. استفاده مناسب از پیش‌بال مستلزم درک دقیقی از اثرات آن در ساختار جریان حول بال می‌باشد. در زوایای حمله متوسط برای اشکال بال مثلثی با لبه‌های حمله نوک تیز، جریان در لبه حمله به علت گرادیان فشار نامطلوب^۴ در راستای جریان جدا شده (در هنگام عبور جریان سرعت پایین از روی گوشه محدب تیز، بنا به نظریه جریان غیر لزج، سرعت نامتناهی در گوشه بوجود می‌آید و

طبیعتاً در چنین وضعیتی جدایی جریان در گوشه اتفاق می‌افتد. لبه حمله بال مثلثی دارای چنین حالتی است و باعث شکل‌گیری یک صفحه گردابه آزاد می‌گردد که این صفحه به سمت سطح بالایی بال یا پیش‌بال می‌چرخد و باعث شکل‌گیری گردابه لبه حمله بر سطح بالایی بال می‌گردد. اگر گردابه ایجاد شده به اندازه کافی قوی باشد، در بعضی شرایط جدایش ثانویه (S_2) و جدایش نوع سوم (S_3) اتفاق می‌افتد [۲]. گردابه‌های لبه حمله، قوی و پایداری؛ این گردابه‌ها حاوی انرژی زیاد و جریان نسبتاً پرچرخشی هستند ولی فشار استاتیکی موضعی در مجاورت این گردابه‌ها کم است. از اینرو، فشار کمتری بر روی سطح بالایی بال در نزدیکی لبه حمله و فشار بیشتر و ثابتی در ناحیه میانی بال وجود دارد. اگر شعاع لبه حمله زیاد باشد، جدایش جریان در لبه‌های حمله به حداقل می‌رسد و یا حتی رخ نخواهد داد. در بال‌های مثلثی نوک تیز، بازده آیرودینامیکی (نسبت نیروی برآ به نیروی پسا) کمتر از بال‌های مثلثی با لبه حمله کاملاً گرد هستند. البته این نتایج تنها برای سرعت‌های مادون صوت معتبرند در حالیکه در سرعت‌های مافوق صوت، بال‌های مثلثی نوک تیز دارای پسای مافوق صوت پایین‌تری نسبت به بال‌های مثلثی کاملاً گرد هستند و در نتیجه در این سرعت‌ها بازده آیرودینامیکی این اشکال خیلی بیشتر خواهد شد. شکل‌های ۲ و ۳ چگونگی شکل‌گیری جریان روی سطح بالایی یک مدل بال یا پیش‌بال مثلثی با جدایش لبه حمله را نشان می‌دهند. ساختار جریان حول ترکیبات بال و پیش‌بال مثلثی شکل یا بال با زاویه پسگرایی بالا توسط فروشار^۵ ناشی از پیش‌بال توصیف می‌شود که این فروشار میدان جریان و برهم‌کنش بین سیستم‌های گردابه بال و پیش‌بال را تغییر می‌دهد. شکل‌های ۴ و ۵ برهم‌کنش بین گردابه‌های بال و پیش‌بال را نشان می‌دهند.

در صورت عدم از هم‌پاشیدگی گردابه^۶ بر روی سطح بالایی پیش‌بال، گردابه پیش‌بال به سمت پایین دست جریان حرکت کرده و ساختار جریان روی سطح بال اصلی به واسطه جریان القا شده توسط پیش‌بال و برهم‌کنش این جریان با گردابه بال، تغییر می‌کند. فروشار ناشی از پیش‌بال باعث کاهش زاویه حمله موثر بال می‌گردد. همچنین فراشار^۸ ناشی از پیش‌بال زاویه حمله موثر بال را افزایش می‌دهد. فروشار و فراشار القائی پیش‌بال تاثیر خیلی مهمی در شکل‌گیری گردابه لبه حمله بال دارند. فروشار ناشی از

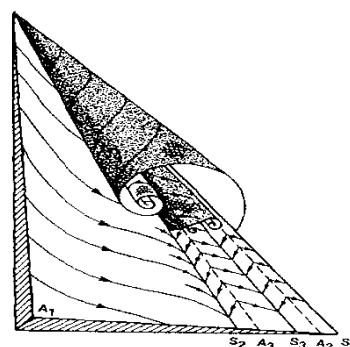
از سطح بال است که باعث کاهش پسا و بهبود کارایی سطوح کنترلی در قسمت عقب می‌شود. یکی از معایب مهم اشکال پیش‌بال مربوط به وجود گردابه‌های آزادی است که کاملاً به سطح ترکیب بال-پیش‌بال نزدیک می‌باشند. این گردابه‌ها ممکن است به علت عدم تقارن در حرکت جانبی باعث ایجاد مشکلاتی در شکل‌گیری گردابه شوند. عیب دیگر پیش‌بال مربوط به از هم‌پاشیدگی گردابه در زوایای حمله بالا است که باعث ایجاد یک محدودیت عملیاتی در اینچنین ترکیباتی می‌شود. با این وجود پیش‌بال در تعداد زیادی از جنگنده‌های امروزی برای کنترل مانور و بهبود عملکرد آیرودینامیکی بکار می‌رود [۳]. پیش‌بال علاوه بر کنترل پیچش^۱ مثبت، باعث افزایش حداکثر برآ و کاهش پسای تعادلی می‌گردد [۴].



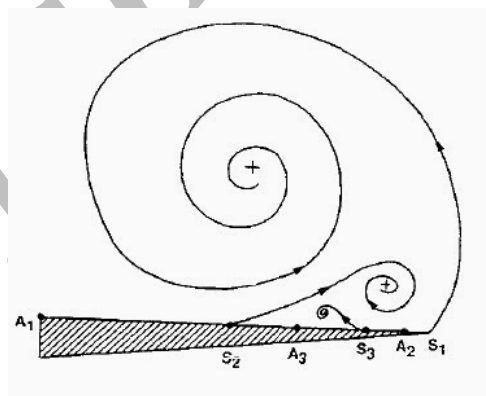
شکل ۵- برهم‌کنش گردابه‌های بال و پیش‌بال در جنگنده ساب-ویگن [۱]

ترکیبات پیش‌بال‌دار نسبت به ترکیباتی که دارای سطوح کنترل در قسمت عقب هستند، بطور ذاتی دارای پایداری و مشخصات تعادلی متفاوتی می‌باشند. با این وجود، در کنار سیستم‌های کنترلی خودکار امروزی، پایداری استاتیکی کم و یا منفی اشکال پیش‌بال می‌تواند به چالاکي و مانورپذیری یک جنگنده منتهی شود. یک جنگنده، پیش‌بال‌ها را به عنوان سطوح کنترل اولیه پیچش به‌کار می‌برد که معمولاً برای اجرای این کار نیاز به تغییر زیاد زاویه حمله پیش‌بال می‌باشد [۴]. برای مثال جنگنده X_31 دارای یک پیش‌بال با فاصله زیاد از بال و تغییر زاویه پیش‌بال بین ۷۰- تا ۲۰ درجه برای پیچش و بازیابی کنترل است. برای ترکیبات بال-پیش‌بال پشت سر هم، تغییر زاویه پیش‌بال تاثیر زیادی در برهم‌کنش آیرودینامیکی بال-پیش‌بال و در نتیجه در عملکرد آیرودینامیکی جنگنده دارد. X_29، ساب ویگن و گریپن

پیش‌بال می‌تواند باعث تاخیر در شکل‌گیری گردابه بال گردد یا اینکه قدرت آنرا کاهش دهد [۲].

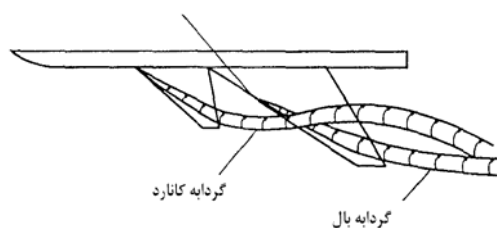


شکل ۲- ساختار جریان گردابه لبه حمله بر روی یک بال یا پیش‌بال مثلثی [۲]



شکل ۳- شماتیک صفحه جریان عرضی گردابه لبه حمله [۲]

فرووزش الفانی ناشی از کانارد باعث تاخیر در شکل‌گیری گردابه بال می‌گردد



شکل ۴- برهم‌کنش گردابه‌های بال و پیش‌بال [۲]

پیش‌بال بطور فزاینده‌ای در طراحی جنگنده‌های تاکتیکی امروزی نظیر XFV_12A، لای، ساب ویگن، گریپن و یوروفایتر استفاده شده است. مهمترین مزیت اشکال پیش‌بال در مقایسه با ترکیبات دیگر، قابلیت افزایش برآ مخصوصاً در زوایای حمله بالا و همچنین توسعه منحنی برآ تا بعد از واماندگی است. این افزایش در مشخصات آیرودینامیکی ناشی از تاخیر در جدایش نوع حبایی گردابه

سه نمونه از این ترکیبات کاملاً یکپارچه هستند. X₂₉ دارای یک بال پسگرای رو به جلو و یک پیش‌بال متحرک است که به عنوان سطح کنترل اولیه پیچش به خوبی دیگر اجزای سامانه کنترلی کار می‌کند. ساب ویگن دارای یک پیش‌بال ثابت برای عملکرد آیرودینامیکی بالا، هنگامیکه از آن به عنوان جانشین استفاده می‌شود، است. گریپن دارای یک پیش‌بال متحرک است که از آن برای رسیدن به حداکثر برآ در حین انجام یک مانور، حداکثر نسبت برآ به پسا در پرواز مستقیم^۱ و حتی گشتاور پیچشی دماغه پایین در طول نشستن در باندهای کوچک، استفاده می‌کند [۴].

ترکیبات پیش‌بال‌دار بعد از پرواز برادران رایت در سال ۱۹۰۳ شناخته شدند. اولین سری مطالعات تجربی در اواسط ۱۹۵۰ در ناسا انجام شده است [۵]. این تحقیقات مربوط به ترکیبات بال و پیش‌بال پشت سر هم که فاصله آنها از یکدیگر زیاد بود، می‌باشند. بهر بوم^{۱۱} با تحقیقی که در مرکز تحقیقات ساب انجام داد دریافت که ترکیبات بال - پیش‌بال نزدیک هم دارای ضریب منطری پایین، $1 \leq AR \leq 3$ ، به طور ذاتی دارای مزایایی هستند. تحقیقات وی نشان داد که با اضافه کردن یک پیش‌بال مثلثی به یک بال مثلثی، حداکثر ضریب برآ و زاویه حمله متناظر با آن بطور قابل توجهی افزایش می‌یابد. این مزیت در اثر تداخل بین سیستم گردابه‌های ناشی از بال و پیش‌بال است [۶].

اثرات موقعیت پیش‌بال و تغییر زاویه آن را روی یک مدل هواپیما که شامل یک بدنه، بال باریک و یک پیش‌بال نزدیک بال بود، بررسی کرد. این نتایج در طراحی جنگنده ساب-ویگن بکار گرفته شد. بهر بوم دریافت که پیش‌بال نقطه ریزش گردابه‌های بال را از نوک بال به یک نقطه پایین‌دست جریان منتقل می‌کند. سری دوم تحقیقات در مرکز تحقیقات نیروی دریایی انجام شده است. سری سوم تحقیقات نیز در ناسا انجام شد. دو سری آخر مربوط به ترکیبات بال - پیش‌بال نزدیک هم بودند. محققان مراکز تحقیقاتی ناسا و نیروی دریایی نتایج کار بهر بوم را تایید کردند و جزئیات دیگری را به آن اضافه نمودند [۵]. برای حالتی که پیش‌بال نسبت به محور بال در موقعیت بالاتری قرار دارد بیشترین مزایا تولید می‌شود. در این شرایط حداکثر ضریب برآ و زاویه حمله متناظر با آن نسبت به حالت بدون پیش‌بال بیشتر است. بال یک اثر مثبت در جریان روی پیش‌بال دارد که آن افزایش زاویه موثر پیش‌بال و به تاخیر انداختن واماندگی است [۵]. اثرات

موقعیت پیش‌بال بر مشخصات آیرودینامیکی یک ترکیب بال - پیش‌بال نزدیک به هم در سرعت پایین توسط همل^{۱۲} و اولکر^{۱۳} مورد مطالعه قرار گرفته‌اند [۵]. بررسی‌های آن‌ها روی یک ترکیب بال - بدنه - پیش‌بال که در آن پیش‌بال و بال هر دو مثلثی شکل بوده، $AR = 2/3$ ، انجام شده است. زاویه پسگرایی بال و پیش‌بال ۶۰ درجه و مقاطع آن‌ها از مقاطع آیرودینامیکی سهموی متقارن با لبه حمله تیز بوده است. اندازه‌گیری‌های برآ، پسا و گشتاور پیچشی در محدوده زاویه حمله ۵- تا ۴۰ درجه صورت گرفته است. آشکارسازی جریان روی مدل به‌وسیله جریان روغن انجام شده است. همچنین اندازه‌گیری‌های میدان جریان در صفحات عمود بر جریان آزاد به‌وسیله یک حسگر پنج سوراخه در مقاطع مختلف بررسی شده‌اند. پیش‌بال در سه موقعیت بالا، وسط و پایین نسبت به امتداد بال اصلی و در مکان‌های جلو، وسط و عقب بال به‌کار گرفته شده است. زاویه نصب پیش‌بال از ۱۲- تا ۱۲ درجه با گام ۶ درجه بوده است. نتایج به‌دست آمده حاکی از آن است که برای زوایای حمله پایین پیش‌بال اثر آن چنانی ندارد و فقط باعث ایجاد گشتاور پیچشی مثبت می‌گردد. توزیع فشار برای هر دو حالت تقریباً یکسان است. آن‌ها همچنین به کمک جریان دود توانستند مکان و مسیر گردابه‌های اولیه و خطوط جدایش ثانویه را نیز مشخص کنند [۵].

در این مقاله مسیر گردابه‌ها و ازهم‌پاشیدگی ترکیبات بال - پیش‌بال بررسی شده است. آزمایش‌های ذکر شده در این مقاله، شامل آشکارسازی جریان روی شکل‌های بال - پیش‌بال نزدیک به هم و بال بدون پیش‌بال بوده است. نویسندگان این مقاله همچنین اثرات زاویه پسگرایی پیش‌بال و موقعیت طولی پیش‌بال را روی گردابه‌های لبه حمله مورد بررسی قرار داده‌اند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که پیش‌بال، گردابه لبه حمله بال را به بالا و به داخل بال در نزدیکی لبه فرار منتقل می‌کند. با افزایش زاویه حمله، این گردابه‌ها به سمت بالا جابجا می‌شوند. زاویه حمله‌ای که در آن نقاط ازهم‌پاشیدگی گردابه بال از روی لبه فرار در ترکیب بال - پیش‌بال عبور می‌کند، نسبت به بال تنها ۸ تا ۱۰ درجه بزرگ‌تر است. با افزایش فاصله بین پیش‌بال و بال، تداخل جریان بال - پیش‌بال کاهش می‌یابد و جدایش جریان اتفاق می‌افتد. همچنین ضرایب نیروی عمودی مدل بال - پیش‌بال با زاویه پسگرایی بالا در زاویه نصب بالا نیز کاهش می‌یابد. این بدین دلیل است که احتمالاً گردابه‌های

لبه حمله پیش‌بال با زاویه پسگرایی بالا که در زاویه نصب بالایی قرار دارند در لبه فرار بال نزدیک به سطح بال می‌باشند [۷]. بررسی مشخصات آیرودینامیکی پایا و ناپایای یک هواپیمای جنگنده دارای یک پیش‌بال مثلثی یا پیش‌بال با زاویه پسگرا توسط مابی^{۱۴}، ولش^{۱۵} و پین^{۱۶} انجام شده است [۸]. آن‌ها مشخصات آیرودینامیکی پایا و ناپایا را برای یک مدل جنگنده که دارای یک پیش‌بال مثلثی با زاویه پسگرایی ۶۵ درجه است با همان مدل با پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۴۴/۳ درجه بررسی کرده‌اند. نتایج آن‌ها نشان داد که برای مدل‌های با سطوح مشابه، پیش‌بال مثلثی برای بیشتر و یک گشتاور پیچشی قابل توجه می‌دهد. اریکسون^{۱۷}، شریزر^{۱۸} و راجرز^{۱۹} اثر متقابل گردابه بال - پیش‌بال را در سرعت‌های مادون صوت تا مافوق صوت بررسی کرده‌اند [۹]. در این تحقیق، یک بال مثلثی بریده با زاویه پسگرایی ۶۵ درجه که لبه حمله‌اش تیز است در جریانی با $M_\infty = 0.16$ ، 0.16 با پیش‌بال و بدون پیش‌بال در زوایای حمله مختلف مورد آزمایش قرار گرفته است. بررسی‌های آن‌ها شامل آشکارسازی الگوی جریان به‌وسیله روغن و اندازه‌گیری توزیع فشار و شش مؤلفه نیرو بوده است. نتایج کار آنها نشان داد که در نتیجه اثر متقابل میدان جریان بال - پیش‌بال از هم‌پاشیدگی گردابه تا زوایای حمله بالاتر در سرعت‌های مادون صوت و حدود صوت به تاخیر می‌افتد. در حالتی که برای مدل دارای پیش‌بال گردابه کوچکتر است و به لبه حمله نزدیک‌تر می‌شود و تا زوایای حمله بالاتر پایدار می‌ماند، توزیع میدان فراشار القایی پیش‌بال به سمت بالای گردابه بال حرکت می‌کند بنابراین فشار گردابه با افزایش زاویه حمله، کاهش می‌یابد [۹]. عباسی اثرات پیش‌بال را روی توزیع فشار بال یک مدل جنگنده با قابلیت مانور بالا بررسی کرده‌است [۱۰]. مدل بال و پیش‌بال استفاده شده در این تحقیق، مثلثی بریده شده است. در این بررسی پیش‌بال به عنوان یک عنصر آیرودینامیکی در نظر گرفته شده است و توزیع فشار سطح بال دارای پیش‌بال، در زوایای حمله مختلف، بدون سرش‌جانبی و در سرعت پایین اندازه‌گیری شده و نیز به کمک اندازه‌گیری فشار کل، میدان جریان و آشکارسازی، اثرات وجود پیش‌بال و همچنین زاویه آن روی توزیع فشار ترکیب بال تخت - پیش‌بال به طور کیفی مطالعه گردیده است. نتایج حاصله حاکی از آن است که

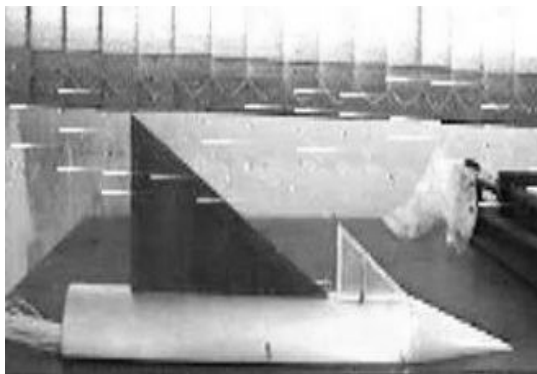
وجود پیش‌بال باعث به تعویق افتادن واماندگی بال و همچنین کاهش فشار روی آن می‌شود که این مزیت در نتیجه تداخل اثرات گردابه‌های حاصل از پیش‌بال و بال می‌باشد [۱۰]. شرفی به بررسی میدان سرعت حول یک ترکیب بال پیش‌بال با استفاده از روش‌های تجربی و شبکه عصبی پرداخته است [۱۱-۱۳]. در این تحقیق به منظور بررسی اثرات پیش‌بال بر توزیع سرعت بال یک مدل هواپیمای مانورپذیر، آزمایش‌های مختلفی در تونل باد مادون صوت انجام شد. در این آزمایش‌ها، بال و پیش‌بال هر دو مثلثی شکل‌اند و دارای لبه‌های حمله تیز می‌باشند. آزمایش‌ها در دو زاویه حمله مدل ۱۵ و ۲۰ درجه و در زوایای حمله پیش‌بال ۱۰-، صفر و ۱۰ درجه انجام شده‌اند. در کلیه آزمایش‌ها، پیش‌بال در امتداد محور بال قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که در تمام زوایای حمله مدل و پیش‌بال، فشار روی سطح بالایی بال کاهش می‌یابد و در نتیجه برآ افزایش یافته و احتمالاً پایداری جریان روی بال بیشتر می‌شود. این پدیده‌ها باعث به تعویق افتادن واماندگی بال و در نتیجه افزایش کارایی هواپیمای مورد نظر می‌شود. همچنین به منظور پیش‌بینی اثرات پیش‌بال بر توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زوایای حمله گوناگون، از یک شبکه عصبی استفاده شده است. ورودی‌های شبکه عصبی داده‌های تجربی آزمایش‌های یاد شده هستند. نتایج اخذ شده از شبکه عصبی، وجود دو گردابه بال و پیش‌بال را در مقاطع مختلف سطح بال نشان می‌دهند. با افزایش زاویه حمله پیش‌بال، گردابه ناشی از آن قوی‌تر شده و سطح بیشتری از دهانه بال را می‌پوشاند. در نتیجه فشار سطح بالایی بال بیشتر کاهش می‌یابد و سبب افزایش سرعت و برآی آن می‌شود [۱۱، ۱۳]. بررسی تجربی اثر پیش‌بال و موقعیت آن بر ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانور پذیر توسط شرفی و همکاران انجام شده است [۱۴، ۱۵]. در این تحقیق نیز بال و پیش‌بال هر دو مثلثی شکل بوده و دارای لبه‌های حمله نوک تیز می‌باشند. آزمایش‌ها در دو سرعت ۳۰ و ۴۰ متر بر ثانیه و در زوایای حمله مدل صفر تا ۴۰ درجه انجام شده‌اند. پیش‌بال در سه موقعیت عمودی پایین، وسط و بالا و سه موقعیت افقی جلو، وسط و انتها نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته

تجهیزات آزمایش

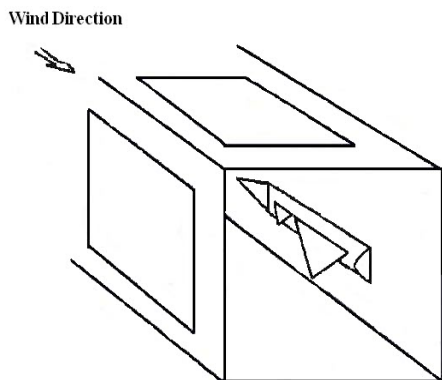
کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت انجام گرفته است. در این آزمایش‌ها از تونل باد، مدل آزمایشگاهی، برد اخذ و پردازش اطلاعات، ترانس‌دیوسرهای فشاری و کامپیوتر جهت اخذ، ثبت و پردازش اطلاعات استفاده شده است.

مدل

کلیه آزمایش‌ها بر روی مدل یک جنگنده با قدرت مانور بالا، شامل بال-بدنه-پیش‌بال انجام شده‌اند (شکل‌های ۶ و ۷).



شکل ۶- نمایی از مدل

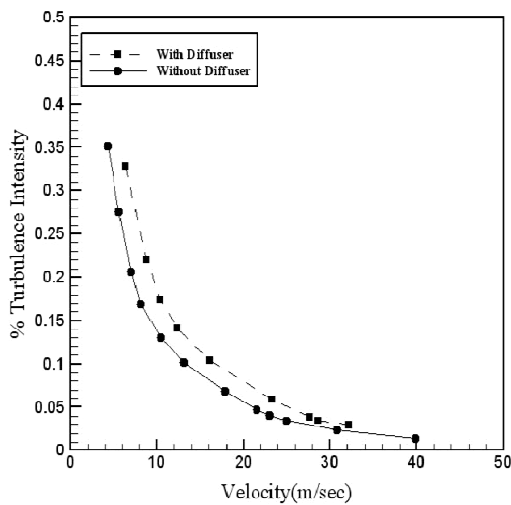


شکل ۷- نمایی از مدل در تونل باد

این مدل دارای بدنه استوانه‌ای به قطر ۸۰ میلی‌متر و زاویه دماغه در نوک ۱۵ درجه است. روی بدنه و به فاصله ۲۰۴ میلی‌متر از نوک دماغه سوراخی به قطر ۵ میلی‌متر برای نصب پیش‌بال و همچنین شکافی به طول ۱۸۰ میلی‌متر و به فاصله ۲۹۰ میلی‌متر از نوک برای اتصال بال به بدنه ایجاد شده است. سوراخی نیز به قطر ۵ میلی‌متر جهت اطمینان بیشتر از استحکام اتصال بال به بدنه و جلوگیری از نوسانات آن در انتهای بدنه به فاصله ۴۸۵ میلی‌متر از نوک در نظر گرفته شده است. مخروط دماغه به

است. نتایج حاصله نشان می‌دهند که اضافه کردن پیش‌بال به بال اصلی سبب افزایش نیروهای برآ و پسا می‌گردد، ولی پایداری استاتیکی آن را کاهش می‌دهد. برای حالتی که پیش‌بال در موقعیت عمودی بالا قرار گرفته، بیشترین مقدار نیروهای برآ و پسا و کمترین مقدار پایداری استاتیکی دیده می‌شود. در حالتی که پیش‌بال در موقعیت افقی جلو نسبت به بال اصلی قرار گرفته، بیشترین مقدار برآ و پسا و بیشترین پایداری استاتیکی دیده می‌شود [۱۴، ۱۵]. از دهه ۹۰ نیز یک‌سری کارهای تجربی و عددی به‌طور موازی و در جهت گسترش و تکمیل کدهای کامپیوتری آغاز شده است. معمولاً هواپیماهای مافوق صوت دارای بال‌های با زوایای پس‌گرایی بالا هستند. بال‌های مثلی حالتی خاص از این نوع بال‌ها می‌باشند. همه هواپیماهای مافوق صوت، بخش عمده‌ای از زمان پرواز خود را در سرعت‌های مادون صوت سپری می‌کنند و برحسب مأموریتشان، از قابلیت‌های مافوق صوت خود تنها برای مانورهای مافوق صوت کوتاه مدت استفاده می‌کنند. این هواپیماها حتی در زمان نشستن و برخاستن هم در سرعت‌های کم پرواز می‌کنند. به این دلیل مشخصات آیرودینامیکی سرعت پایین بال‌های مثلی دارای اهمیت فراوانی است. اهمیت این موضوع، به سبب جنبه‌های آیرودینامیکی منحصر به فرد و نسبتاً متفاوت بال‌های مثلی بیشتر می‌شود. از اینرو در سال‌های گذشته، آیرودینامیک سرعت پایین بال‌های مثلی موضوع بسیاری از پژوهش‌های جدی بوده است. در تحقیق حاضر، چون بال و پیش‌بال مورد استفاده هر دو مثلی شکل هستند بنابراین در سرعت پایین به بررسی اثرات پیش‌بال بر مشخصات آیرودینامیکی بال مثلی پرداخته شده است. اکثر کارهای انجام شده که در فوق ذکر گردید، بر روی اشکال مثلی با لبه‌های حمله کاملاً گرد صورت گرفته‌اند و همچنین در زمینه اثر پیش‌بال (شکل و موقعیت) روی جریان هوای عبور کننده از بال و همچنین بر روی توزیع فشار بال تحقیقات گسترده‌ای انجام نگرفته است. در تحقیقی که انجام شده است با استفاده از یک نیم مدل ساده هواپیمای HARV^{۲۰}، اثرات شکل پیش‌بال و موقعیت آن نسبت به امتداد بال اصلی، بر روی توزیع فشار روی سطح بالایی بال مورد بررسی قرار گرفته است. کلیه آزمایش‌ها در سرعت جریان آزاد ۱۸ متر بر ثانیه و در زوایای حمله مدل ۱۴ و ۱۸ درجه و زوایای حمله مختلف پیش‌بال انجام شده‌اند.

نوع مدار باز و دارای مقطع کاری 45×45 سانتی متر مربع و حداکثر سرعت جریان ۴۵ متر بر ثانیه می باشد. با نصب دو عدد پخش کننده حداکثر سرعت آن به ۴۵ متر بر ثانیه می رسد همچنین اغتشاشات مقطع کاری به میزان قابل ملاحظه ای کاهش می یابد. شکل ۸ تغییرات شدت توربولانس مقطع آزمون تونل باد را نسبت به سرعت های مختلف نشان می دهد. این تغییرات به وسیله سیم داغ اندازه گیری شده اند. همانطوریکه از این شکل پیداست با افزایش سرعت تونل باد، شدت توربولانس کاهش می یابد.



شکل ۸- تغییرات شدت توربولانس مقطع آزمون نسبت به سرعت

تجهیزات اندازه گیری

برای اندازه گیری فشار و سرعت از ترانسدیوسرهای فشار و سیم داغ استفاده شده است.

ترانسدیوسرهای فشاری

ترانسدیوسرهای فشاری مورد استفاده، 5010 MPX ساخت شرکت MOTOROLA می باشند. این ترانسدیوسرها از نوع تفاضلی بوده که اختلاف فشار نسبی را ایجاد می کنند و دارای حساسیت 45.0 mV/kpa هستند. خطای این ترانسدیوسرها، در صورتیکه تغییرات دما از صفر تا ۸۰ درجه سانتیگراد باشد به مقدار $\pm 0.5\% V_{fss}$ می باشد. زمان پاسخگویی این ترانسدیوسرها به تغییرات فشاری ۱ میلی ثانیه می باشد. ولتاژ تغذیه این ترانسدیوسرها ۵ ولت مستقیم و جریان مستقیم ۷ میلی آمپر می باشد. شکل ۹ تغییرات فشار نسبت به ولتاژ را برای ترانسدیوسرهای یاد شده نشان می دهد.

بدنه پیچ شده و قابل تعویض است. بدنه به وسیله لوله ای به دیواره عمودی تونل باد متصل می گردد که در محلی به فاصله ۳۸۲ میلی متر از نوک بدنه به بدنه پیچ می شود. مدل حول این محور از ۱۰- تا ۲۲ درجه دوران می کند. بال این مدل دارای سطوح بالایی و پایینی تخت بوده و دارای زاویه پسگرایی لبه حمله ۶۰ درجه و زاویه پسگرایی لبه فرار صفر درجه و ضریب منظری $2/133$ است. نسبت ضخامت در طول دهانه بال ثابت می باشد. نصف دهانه بال ۱۲۰ میلی متر و وتر ریشه آن ۲۴۰ میلی متر است. بال بدون پیچش می باشد و زاویه نصب آن به بدنه نسبت به محور بدنه صفر است. نوع ترکیب بال به بدنه از کلاس بال وسط می باشد. روی سطح بال مدل فوق ۴۰ سوراخ به قطر ۱ میلی متر و به فواصل ۵ میلی متر از یکدیگر برای اندازه گیری فشار استاتیکی روی بال ایجاد شده است. این سوراخها توسط لوله های پلاستیکی که از داخل مدل و دیواره تونل عبور می کنند به ترانسدیوسرهای فشار وصل می شوند. تعداد نقاط اندازه گیری فشار با توجه به محدودیت های حجمی و فیزیکی بال و نیز تعداد ترانسدیوسرهای فشار موجود انتخاب شده است. قطر بال ۱۰ میلی متر است که کف آن تا عمق ۵ میلی متر، جهت نصب لوله های پلاستیکی به سوراخ های سطح بال از زیر و عبور آنها از داخل بال، خالی است.

پیش بال

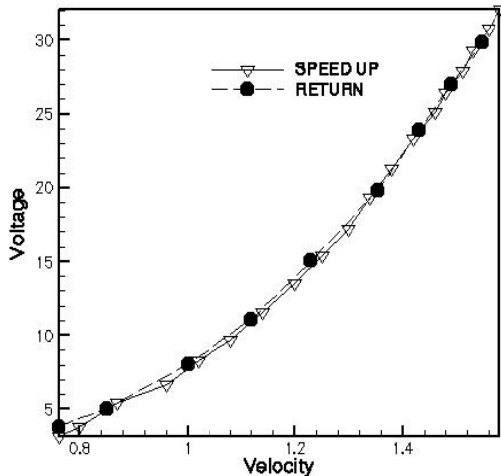
در اجرای آزمایش ها از دو پیش بال مختلف استفاده شده است. پیش بال های این مدل که به صورت صفحه تخت با ضخامت های $t/c = 0.033$ ، 0.025 بودند دارای زاویه پسگرایی ۶۰ درجه و ۷۰ درجه می باشند. این پیش بال ها به ترتیب دارای نسبت های منظری $2/81$ و $2/06$ می باشند. پیش بال ها حول نقطه اتصال به بدنه از ۱۶- درجه تا ۱۶ درجه دوران می کنند. محل نصب پیش بال روی بدنه به فاصله ۲۰۴ میلی متر از نوک آن است. پیش بال ها در سه موقعیت بالا، پایین و وسط نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته اند که این سه موقعیت نسبت به یکدیگر ۱۵ میلی متر فاصله دارند.

تونل باد

آزمایش ها در تونل باد مادون صوت TE 44 ساخت شرکت PLINT انگلستان انجام گرفته است. این تونل از

مراحل انجام آزمایش

کلیه آزمایش‌ها در سرعت $V_{\infty} = 18 \text{ m/s}$ انجام شده است.

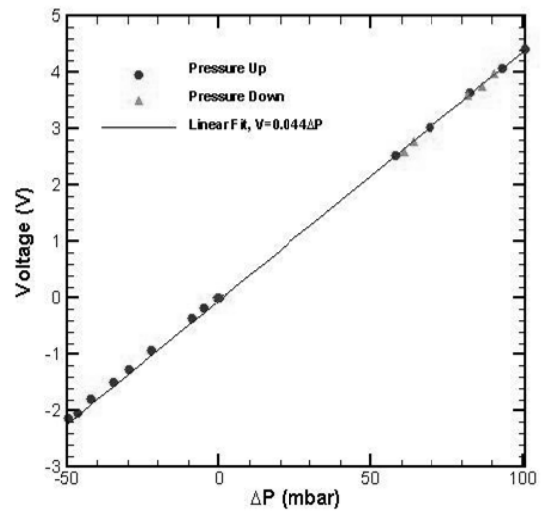


شکل ۱۰- کالیبراسیون حسگر سیم داغ

در این تحقیق از پیش‌بال‌های با زاویه پس‌گرایی ۶۰ و ۷۰ درجه در سه موقعیت پایین، وسط و بالا نسبت به محور اصلی بال استفاده شده است. مدل در زوایای حمله ۱۴ و ۱۸ درجه قرار گرفته است و زوایای حمله پیش‌بال از ۸- درجه تا ۸ درجه تغییر می‌کند.

در تمام مراحل آزمایش، فشارها به‌وسیله ترانس‌دیوسرهای فشاری حس شده و خروجی آن‌ها توسط برد A/D اخذ و به کامپیوتر انتقال می‌یابد. آنچه در اینجا اهمیت دارد این است که اندازه‌گیری‌ها بطور استاتیکی بوده نه دینامیکی یعنی در هر حالت بعد از پایا شدن جریان، اندازه‌گیری صورت گرفته است.

برای بدست آوردن توزیع سرعت روی بال از سیم داغ استفاده شده است. اندازه‌گیری‌ها در مقطع $X/C = 0.9$ انجام گرفته و نزدیک‌ترین فاصله سنسور سیم داغ ۵ میلی‌متری بدنه می‌باشد. حرکت سیم داغ توسط محرک دستگاه تراورسینگ صورت می‌گیرد. دقت این سیستم 0.5 mm/revol می‌باشد. اندازه‌گیری سرعت توسط سیم داغ تا فاصله ۱۶ سانتی‌متری از سطح بال انجام گرفته است. این عمل در فواصل $1/5$ سانتی‌متری از یکدیگر تا انتهای دهانه بال صورت گرفته است.



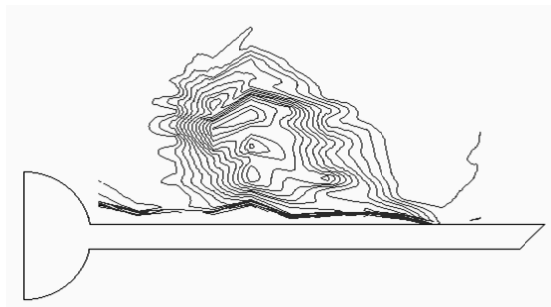
شکل ۹- کالیبراسیون ترانس‌دیوسرهای فشاری

سیم داغ

طرز کار دستگاه سیم داغ به این صورت است که ابتدا سنسور موجود به‌وسیله جریان ناشی از منبع تغذیه، گرم می‌شود. وقتی که جریان هوا از روی آن عبور می‌کند سنسور سیم داغ شروع به خنک شدن می‌کند. انتقال حرارت از سنسور به محیط، باعث سرد شدن سنسور می‌شود. بنابراین ضریب مقاومت حرارتی سنسور کاهش می‌یابد. این سرد شدن باعث کاهش مقاومت سنسور می‌گردد و کاهش مقاومت سنسور باعث افزایش اختلاف ولتاژ و در نتیجه افزایش خروجی تقویت‌کننده می‌شود. پس از انتخاب حسگر مناسب عملیات کالیبراسیون انجام می‌شود. نقاط منحنی کالیبراسیون توسط مقایسه نتایج خواندن مانومترهای متصل به لوله پیتوت و ولتاژ خروجی از سرعت‌سنج به‌دست می‌آید. بررسی‌ها نشان می‌دهد که سرعت به صورت یک چند جمله‌ای درجه چهارم بر حسب ولتاژ قابل بیان است. نتایج حاصل از آزمایش با یک چند جمله‌ای درجه چهارم برازش داده شده است. به منظور افزایش دقت، آزمایشات در هر دو حالت افزایش و کاهش سرعت انجام گرفته است. نتایج کالیبراسیون حسگر سیم داغ در شکل ۱۰ آورده شده است. با استفاده از نمودار کالیبراسیون سنسور سیم داغ (سرعت بر حسب ولتاژ) و با ضرب اختلاف ولتاژهای به‌دست آمده در شیب این نمودار، سرعت در هر نقطه به‌دست می‌آید.

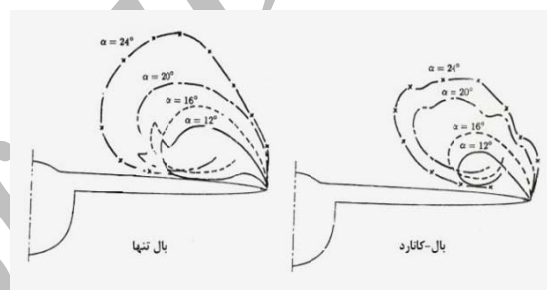
نتایج

شکل ۱۱ توزیع سرعت روی بال بدون پیش‌بال و بال با پیش‌بال را در زوایای حمله مختلف در مقطع $X/C = 0.18$ و در ماخ $M_\infty = 0.16$ نشان می‌دهد [۹]. با توجه به شکل می‌توان دریافت که با افزایش زاویه حمله، گردابه‌های روی بال قوی‌تر می‌شوند و به سمت ریشه بال جابجا می‌گردند. با اضافه کردن پیش‌بال به بدنه، شکل گردابه تغییر می‌کند ولی روند رشد گردابه با افزایش زاویه حمله و حرکت آن به سمت ریشه بال همچنان ادامه دارد [۹].



شکل ۱۲- توزیع سرعت روی بال بدون پیش‌بال در زاویه حمله ۱۴ درجه

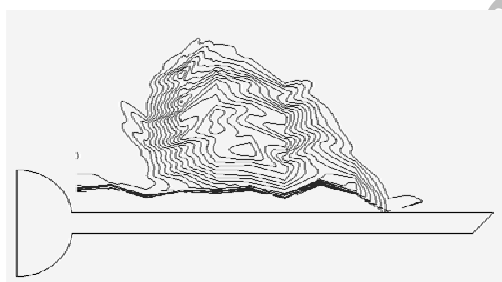
علت آن این است که دنباله ناشی از پیش‌بال در این زاویه پیش‌بال از روی بال عبور می‌کند که باعث تقویت سرعت در روی بال می‌گردد. در این شکل گردابه‌های بال و پیش‌بال یکی شده‌اند. در اثر تداخل گردابه‌های بال و پیش‌بال اولاً گردابه بال قوی‌تر و بزرگ‌تر می‌شود. ثانیاً گردابه بال به سمت پایین حرکت کرده و بیشتر به سطح بال نزدیک می‌شود که این باعث چسبیده شدن جریان به سطح بال و در نتیجه پایدار شدن گردابه بر روی سطح بال می‌گردد.



شکل ۱۱- مقایسه بین شکل گردابه بال در زوایای حمله مختلف برای بال با پیش‌بال و بال بدون پیش‌بال در $M_\infty = 0.16$ [۹]

شکل‌های ۱۲ تا ۱۵ توزیع سرعت حول مدل پیش‌بال و مدل بدون پیش‌بال را در $X/C = 0.19$ در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهند. شکل ۱۲ توزیع سرعت را حول بال بدون پیش‌بال در زاویه حمله ۱۴ درجه نشان می‌دهد. گردابه تشکیل شده روی بال در این شکل به وضوح دیده می‌شود. در این مقطع گردابه بال در حدود نصف دهانه بال را پوشانده است. در این شکل اجزا مختلف گردابه مانند هسته گردابه و ناحیه گردابه ثانویه قابل تشخیص است. هسته گردابه در این زاویه حمله حدود ۵ سانتی‌متری بدنه قرار دارد.

توزیع سرعت روی بال در مقطع $X/C = 0.19$ در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه حمله پیش‌بال نسبت به بدنه ۴ درجه در شکل (۱۳- الف) نشان داده شده است. در این حالت پیش‌بال در موقعیت پایین‌تری نسبت به امتداد محور بال اصلی قرار دارد. با مقایسه این شکل با شکل ۱۲ می‌توان پی برد که در این حالت گردابه بال اندکی بزرگ‌تر شده است.



الف: $\alpha = 14$ و $\alpha_c = 4$ درجه



ب: $\alpha = 18$ و $\alpha_c = 8$ درجه

شکل ۱۳- توزیع سرعت روی بال با پیش‌بال در موقعیت پایین

در شکل (۱۳- ب) توزیع سرعت روی بال در مقطع $X/C = 0.19$ در زاویه حمله مدل ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال نسبت به بدنه ۸ درجه نشان داده شده است. با

بال را پوشانده است. در این شکل هسته گردابه و ناحیه گردابه ثانویه قابل تشخیص می‌باشند. گردابه بال در این حالت به وضوح در زیر گردابه پیش‌بال دیده می‌شود.

توزیع سرعت حول بال دارای پیش‌بال در مقطع $X/C = 0.9$ ، در زوایای حمله مدل ۱۴ و ۱۸ درجه و زوایای پیش‌بال ۴ و ۸ درجه برای حالتی که پیش‌بال در امتداد محور بال است در شکل ۱۵ نشان داده شده است. در شکل (الف-۱۵) توزیع سرعت حول بال دارای پیش‌بال در مقطع $X/C = 0.9$ ، در زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال ۴ درجه آورده شده است. در این زاویه حمله پیش‌بال، دنباله ناشی از پیش‌بال به مقدار زیادی از روی بال تا ارتفاع بالایی عبور می‌کند. در این شکل نیز هسته گردابه و ناحیه گردابه ثانویه بال قابل تشخیص هستند. توزیع سرعت حول بال دارای پیش‌بال در مقطع $X/C = 0.9$ ، در زاویه حمله مدل ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال ۴ درجه در شکل (ب-۱۵) نشان داده شده است. در این شکل نیز دنباله ناشی از پیش‌بال به مقدار زیادی از روی بال عبور می‌کند. با مقایسه شکل‌های (الف-۱۵) و (ب-۱۵) می‌توان پی برد که در زوایای پیش‌بال یکسان برای حالتی که پیش‌بال در امتداد محور بال قرار دارد، وقتی که زاویه حمله مدل افزایش یابد دنباله ناشی از پیش‌بال به مقدار بیشتری از روی بال عبور می‌کند. در این حالت گردابه بال بزرگ‌تر شده و در مقایسه با شکل (الف-۱۵) به سمت پایین جابجا می‌شود.

شکل (ج-۱۵) توزیع فشار حول بال پیش‌بال‌دار را در مقطع $X/C = 0.9$ ، در زاویه حمله مدل ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال ۸ درجه نشان می‌دهد. در این حالت فروشار ناشی از پیش‌بال و گردابه بال در این شکل به وضوح دیده می‌شوند. با مقایسه شکل (ب-۱۵) با (ج-۱۵) می‌توان پی برد که در زاویه حمله یکسان، وقتی زاویه پیش‌بال افزایش می‌یابد، به علت اینکه دنباله ناشی از پیش‌بال به مقدار بیشتری از روی بال عبور می‌کند و با گردابه بال ادغام می‌گردد، گردابه بال بزرگ‌تر شده و افت فشار بیشتری را سبب می‌شود. همچنین در این مقطع گردابه بال تقریباً تمام دهانه بال را پوشانده است. مقایسه بین توزیع‌های فشار روی بال اندازه‌گیری شده در این آزمایشات در زوایای حمله مختلف و در مقاطع گوناگون برای بال و پیش‌بال‌های با زوایای پس‌گرایی متفاوت با نتایج موجود در مراجع مختلف در شکل‌های ۱۶ تا ۱۸ آورده شده است.

مقایسه این شکل با شکل‌های ۱۲ و (الف-۱۳) می‌توان پی برد که در این زاویه پیش‌بال، گردابه حاصله ناحیه وسیع‌تری از بال را می‌پوشاند که در نتیجه باعث افزایش افت فشار و افزایش نیروی برآ خواهد شد. شکل‌های (الف-۱۴) و (ب-۱۴) توزیع سرعت حول بال پیش‌بال‌دار را برای حالتی که پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال در موقعیت بالاتری قرار دارد، نشان می‌دهد. توزیع سرعت در اطراف بال دارای پیش‌بال در مقطع $X/C = 0.9$ ، در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال نسبت به بدنه ۴ درجه، در شکل (الف-۱۴) نشان داده شده است. همانطوری که دیده می‌شود در این شکل دنباله ناشی از پیش‌بال بر روی بال تا ارتفاع نسبتاً بالایی دیده می‌شود. گردابه بال در این حالت قابل تشخیص است. همچنین عمل تداخل بین گردابه‌های بال و پیش‌بال نیز در این مقطع دیده می‌شود. گردابه بال در این مقطع تقریباً سطح بال را پوشانده است.



الف: $\alpha = 14$ و $\alpha_c = 4$ درجه



ب: $\alpha = 18$ و $\alpha_c = 8$ درجه

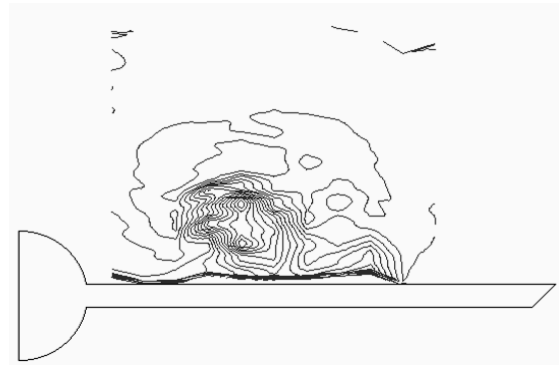
شکل ۱۴- توزیع سرعت روی بال با پیش‌بال در موقعیت بالا

شکل (ب-۱۴) توزیع سرعت را در اطراف بال پیش‌بال‌دار در زاویه حمله مدل ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال نسبت به بدنه ۸ درجه نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، در این زاویه حمله، گردابه بال روی بال چسبیده است. دنباله ناشی از پیش‌بال به مقدار زیادی با گردابه بال ادغام شده است و تا ارتفاع نسبتاً زیادی سطح

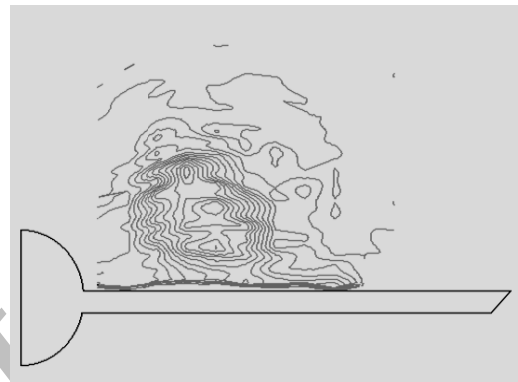
دیرتر شکل می‌گیرند ولی قدرت آن‌ها بیشتر می‌گردد. بنابراین مؤلفه‌های سرعت روی بال بزرگ‌تر می‌شوند. در نتیجه فشار روی بال کاهش می‌یابد. برای حالتی که زاویه پسگرایی پیش‌بال ۶۰ درجه و زاویه پسگرایی بال ۶۵ درجه می‌باشد در مقایسه با حالات دیگر کمترین افت فشار دیده می‌شود. دلیل آن این است که بال به‌کار رفته در این حالت بال مثلی بریده شده می‌باشد و در مقطع ۰/۷۴ روی آن کم است، در صورتیکه در حالات دیگر بال به‌کار رفته یک بال مثلی با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه می‌باشد.

شکل ۱۷ توزیع فشار استاتیک روی بال را در زاویه حمله ۱۰ درجه در مقطع $X/C = 0/53$ در زوایای پسگرایی مختلف بال و پیش‌بال نشان می‌دهد. همانطوری که از شکل ۱۷ پیداست، توزیع فشار استاتیک روی بال برای حالتی که زاویه پسگرایی پیش‌بال ۷۰ درجه است نسبت به زاویه پسگرایی پیش‌بال ۶۰ درجه بیشتر است. چون هرچه زاویه پسگرایی پیش‌بال بیشتر باشد شکل‌گیری گردابه پیش‌بال به تعویق می‌افتد. ولی قدرت گردابه پیش‌بال تا حدودی افزایش می‌یابد (اگر زاویه پسگرایی بیشتر از ۷۵ درجه باشد قدرت گردابه کاهش می‌یابد). بنابراین فروشار ناشی از پیش‌بال روی بال بیشتر خواهد بود. در نتیجه مؤلفه سرعت روی بال افزایش می‌یابد. که نتیجتاً باعث کاهش فشار می‌گردد.

شکل ۱۸ یک مقایسه بین توزیع فشار استاتیک روی بال را در مقطع $X/C = 0/53$ در زاویه حمله ۱۴ درجه در زوایای پسگرایی مختلف بال و پیش‌بال نشان می‌دهد و مطابق با این شکل، بیشترین افت فشار مربوط به حالتی است که بال دارای زاویه پسگرایی ۶۵ درجه و پیش‌بال دارای زاویه پسگرایی ۶۰ درجه می‌باشد. به‌دلیل اینکه در این حالت زاویه پسگرایی بال بیشتر از حالات دیگر است. با توجه به اشکال ۱۶ تا ۱۸ می‌توان دریافت که روند تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقاطع مختلف، با داده‌های موجود در مرجع [۹] یکسان بوده و تغییرات مشاهده شده به‌علت اختلاف در زاویه پسگرایی بال، شکل بال و پیش‌بال و همچنین شعاع لبه حمله بال و پیش‌بال می‌باشد.



الف: $\alpha = 14$ و $\alpha_c = 4$ درجه



ب: $\alpha = 18$ و $\alpha_c = 4$ درجه

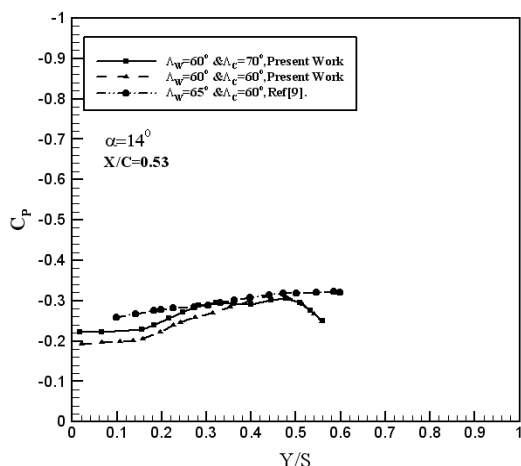
شکل ۱۵- توزیع سرعت روی بال با پیش‌بال در موقعیت وسط



ج: $\alpha = 18$ و $\alpha_c = 8$ درجه

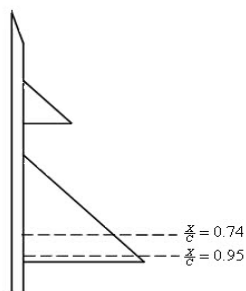
شکل ۱۵- توزیع سرعت روی بال با پیش‌بال در موقعیت وسط

مقایسه بین توزیع فشار استاتیک روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و در زوایای پسگرایی مختلف بال و پیش‌بال در شکل ۱۶ نشان داده شده است. همانطوری که از این شکل پیداست، در مقطع $X/C = 0/74$ بیشترین افت فشار مربوط به حالتی است که زاویه پسگرایی بال ۶۰ درجه و زاویه پسگرایی پیش‌بال ۷۰ درجه می‌باشد. در مقایسه این توزیع فشار با حالت‌های دیگر می‌توان دریافت که هرچه زاویه پسگرایی پیش‌بال بیشتر باشد فروشار ناشی از پیش‌بال بیشتر است. بنابراین گردابه‌های لبه حمله بال



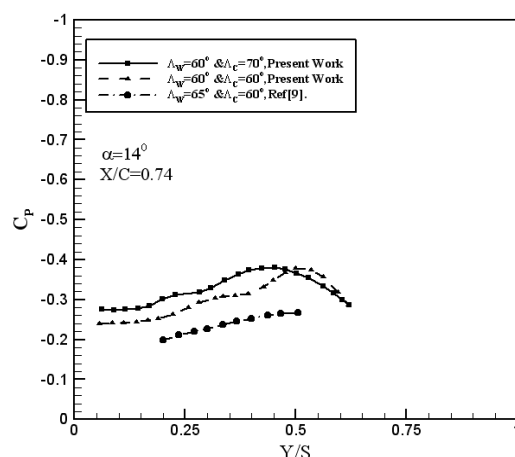
شکل ۱۸- مقایسه توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ در مقطع $X/C = 0.53$ و در زوایای پسگرایی مختلف بال و پیش

بال



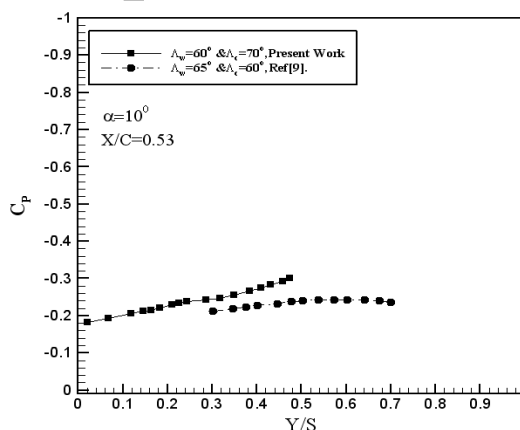
شکل ۱۹- مقاطع اندازه‌گیری توزیع فشار روی سطح بالایی بال

شکل‌های ۲۰ تا ۲۵ اثر موقعیت پیش‌بال را بر توزیع فشار بال در زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زوایای پیش‌بال (نسبت به بدنه) ۸، ۰، ۸، نشان می‌دهند در این زوایا پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال در دو موقعیت بالا و وسط قرار گرفته است. در زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه، شکل‌های ۲۰ و ۲۱، در تمام موقعیت‌های بال، افت فشار برای حالتی که پیش‌بال در امتداد محور بال است نسبت به حالتی که پیش‌بال در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد محور بال واقع است، بیشتر است. علت این است که وقتی پیش‌بال در امتداد محور بال است فرو شار ناشی از پیش‌بال بر روی بال است و در نتیجه باعث کاهش فشار بیشتری بر روی بال می‌گردد. همچنین در هر دو موقعیت پیش‌بال روند شکل‌گیری گردابه‌های بال و پیش‌بال در تمام موقعیت‌های بال یکسان است. در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ که مربوط به زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال ۸ درجه است، در تمام موقعیت‌های بال، افت فشار بیشتر مربوط به حالتی است که



شکل ۱۶- مقایسه توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ در مقطع $X/C = 0.74$ و در زوایای پسگرایی مختلف بال و پیش

بال

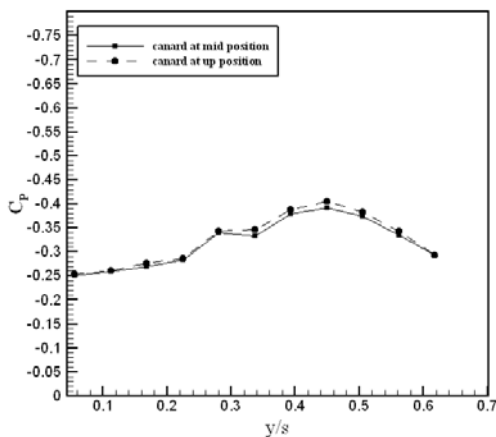


شکل ۱۷- مقایسه توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۰ در مقطع $X/C = 0.53$ و در زوایای پسگرایی مختلف بال و پیش

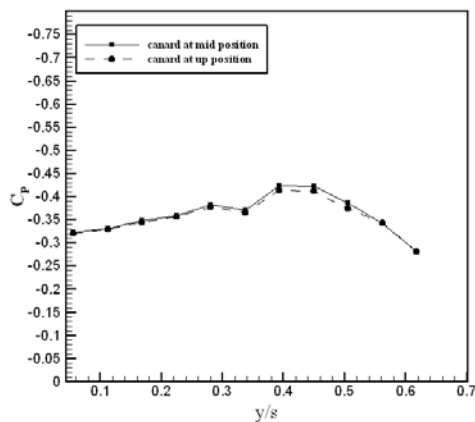
بال

در شکل‌های ۲۰ تا ۳۱ اثر موقعیت پیش‌بال بر توزیع فشار روی بال در زوایای حمله ۱۴ و ۱۸ و زوایای پیش‌بال ۸، ۰، ۴، ۸، ۱۴ درجه نشان داده شده است. پیش‌بال بکار رفته در این آزمایش دارای زاویه پسگرایی ۷۰ درجه می‌باشد. اندازه‌گیری‌های توزیع فشار در مقاطع ۰/۹۵، ۰/۷۴ $X/C = 0.74$ (شکل ۱۹) انجام شده است. در مقاطع ابتدایی به علت کم بودن دهانه بال گردابه‌های بال و پیش‌بال با همدیگر ادغام می‌شوند ولی در مقاطع انتهایی به علت افزایش دهانه بال این گردابه‌ها از یکدیگر جدا می‌گردند. بنابراین اندازه‌گیری‌ها در دو مقطع یاد شده صورت گرفته است.

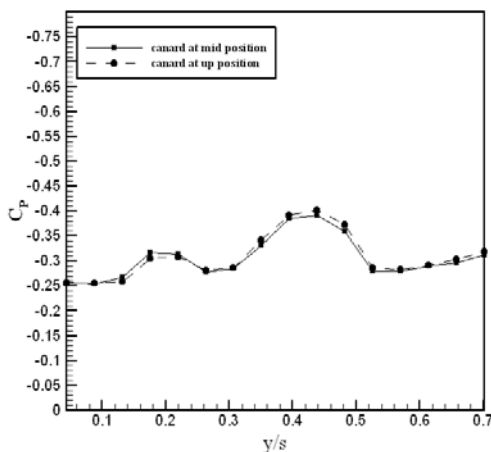
پیش‌بال نسبت به امتداد محور اصلی بال در موقعیت بالاتری قرار دارد.



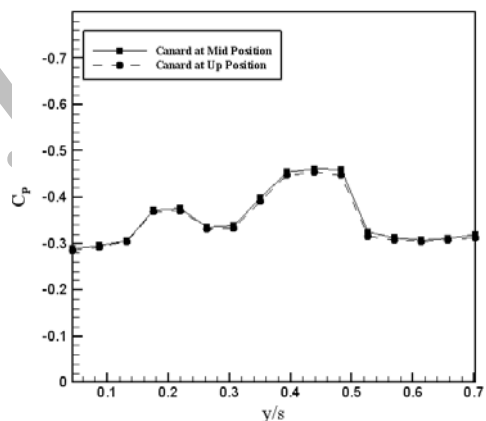
شکل ۲۲- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی 70° درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله 14° درجه و زاویه پیش‌بال 8° درجه در مقطع $X/C = 0.74$



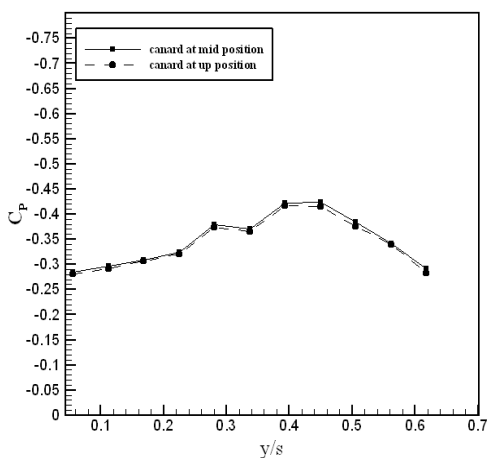
شکل ۲۰- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی 70° درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله 14° درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه در مقطع $X/C = 0.74$



شکل ۲۳- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی 70° درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله 14° درجه و زاویه پیش‌بال 8° درجه در مقطع $X/C = 0.95$

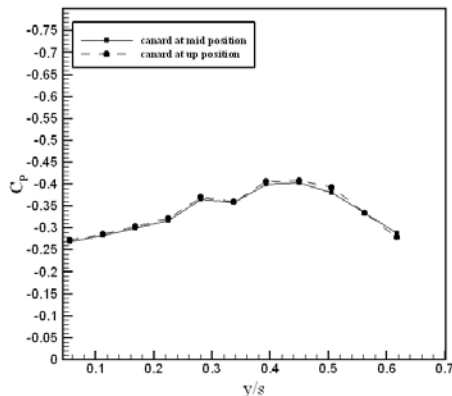


شکل ۲۱- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی 70° درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله 14° درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه در مقطع $X/C = 0.95$

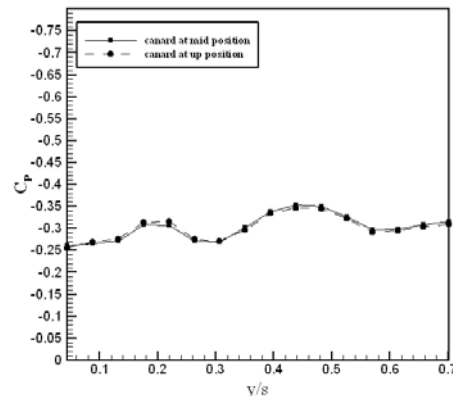


شکل ۲۴- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی 70° درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله 14° درجه و زاویه پیش‌بال 8° درجه در مقطع $X/C = 0.74$

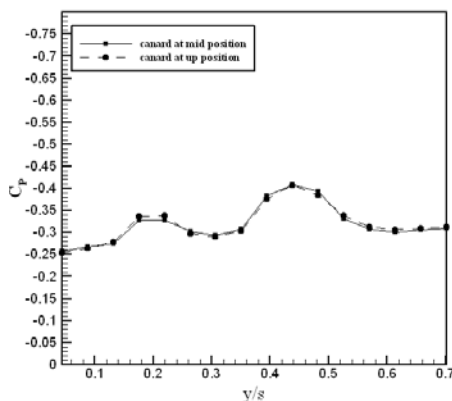
در زاویه حمله مدل 14° درجه و زاویه پیش‌بال 8° درجه، شکل‌های ۲۴ و ۲۵، در تمام موقعیت‌های بال، برای حالتی که پیش‌بال در امتداد محور بال است فشار روی بال دچار افت بیشتری می‌گردد. همچنین با افزایش دهانه بال، گردابه بال و پیش‌بال از هم جدا می‌گردند که این به‌وضوح در مقاطع انتهایی بال دیده می‌شود. با مقایسه شکل‌های ۲۰ تا ۲۵ می‌توان پی برد که در زاویه حمله یکسان 14° درجه وقتی که زاویه حمله پیش‌بال 8° درجه باشد چون دنباله ناشی از پیش‌بال در هر موقعیت پیش‌بال بیشتر از زوایای دیگر پیش‌بال است، پس گردابه‌های بال و پیش‌بال بزرگ‌ترند و سطح وسیعی از دهانه بال را می‌پوشانند.



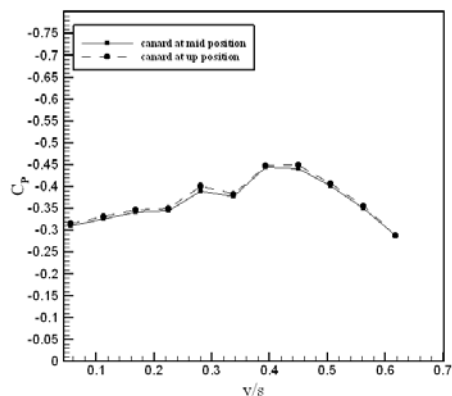
شکل ۲۶- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه در مقطع $X/C = 0.74$



شکل ۲۵- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال ۸- درجه در مقطع $X/C = 0.95$



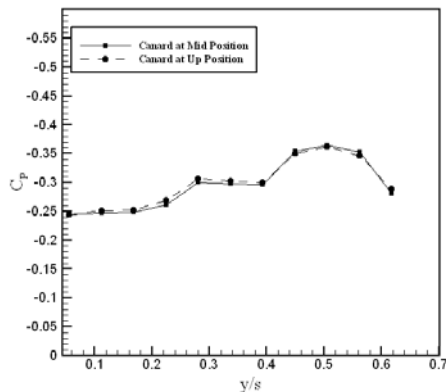
شکل ۲۷- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه در مقطع $X/C = 0.95$



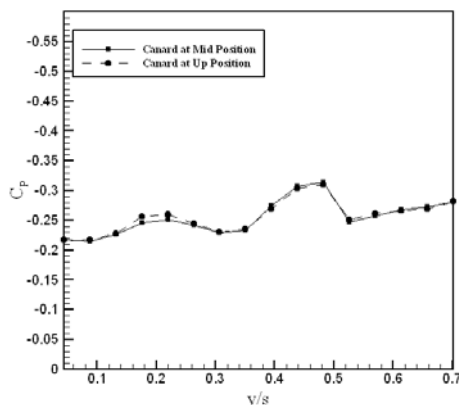
شکل ۲۸- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال ۴ درجه در مقطع $X/C = 0.74$

شکل‌های ۲۶ تا ۳۱ اثر موقعیت پیش‌بال بر توزیع فشار بال را در زاویه حمله ۱۸ درجه و زوایای پیش‌بال نسبت به بدنه ۴، صفر و ۴- درجه در موقعیت‌های مختلف $X/C = 0.95$ ، $X/C = 0.74$ نشان می‌دهند. در این زوایا نیز پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال در دو موقعیت بالا و وسط قرار گرفته است. شکل ۲۶ اثر موقعیت پیش‌بال را در موقعیت‌های مختلف، بر توزیع فشار بال در زاویه حمله مدل ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، برای حالتی که پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال در موقعیت بالاتری است در مقطع $X/C = 0.74$ افت بیشتری در فشار روی بال دیده می‌شود ولی در مقطع $X/C = 0.95$ این افت فشار مربوط به حالتی است که پیش‌بال در امتداد محور بال باشد. چون در این حالت دنباله ناشی از پیش‌بال در موقعیت‌های انتهایی بال به مقدار زیادی از روی بال عبور می‌کند و باعث افت فشار بیشتری در این موقعیت می‌گردد. در زاویه حمله مدل ۱۸ درجه و زوایای پیش‌بال ۴- و ۴ درجه، شکل‌های ۲۸ تا ۳۱، در تمام موقعیت‌های بال برای حالتی که پیش‌بال در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد محور بال قرار دارد، افت فشار بیشتر است. در این اشکال نیز در مقطع $X/C = 0.74$ ، برای حالتی که پیش‌بال در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد محور بال قرار دارد، کاهش فشار اندکی بیشتر است. در صورتی که در مقاطع انتهایی بال افت فشار مربوط به حالتی است که پیش‌بال در امتداد محور بال قرار دارد.

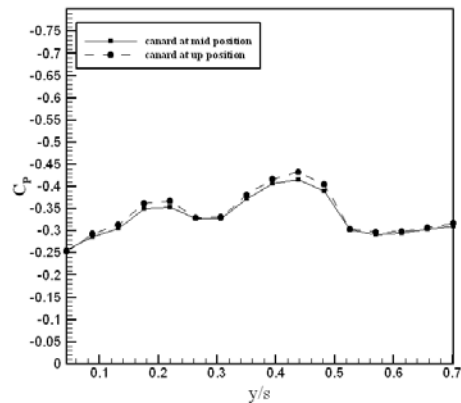
شکل ۳۲ تا ۳۵ نیز اثر موقعیت پیش‌بال را در موقعیت‌های مختلف، $X/C = 0.74, 0.95$ ، بر توزیع فشار بال در زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زوایای پیش‌بال صفر و ۸- درجه نشان می‌دهد. در این اشکال پیش‌بال دارای زاویه پسگرایی ۶۰ درجه می‌باشد. شکل‌های ۳۲ و ۳۳ مربوط به زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه می‌باشند. همانطوری که از این اشکال پیداست، در تمام مقاطع برای حالتی که پیش‌بال در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد محور بال اصلی قرار دارد کاهش فشار بیشتری دیده می‌شود. در صورتیکه در شکل‌های ۳۴ و ۳۵ که مربوط به زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال ۸- درجه می‌باشند، در تمام مقاطع اندازه‌گیری شده افت فشار مربوط به حالتی است که پیش‌بال در امتداد محور بال اصلی قرار دارد.



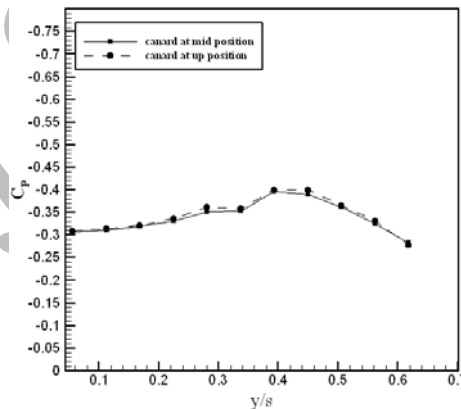
شکل ۳۲- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه در مقطع $X/C = 0.74$



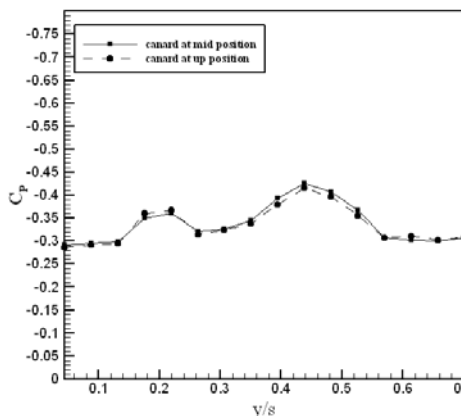
شکل ۳۳- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه در مقطع $X/C = 0.95$



شکل ۲۹- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال ۴ درجه در مقطع $X/C = 0.95$



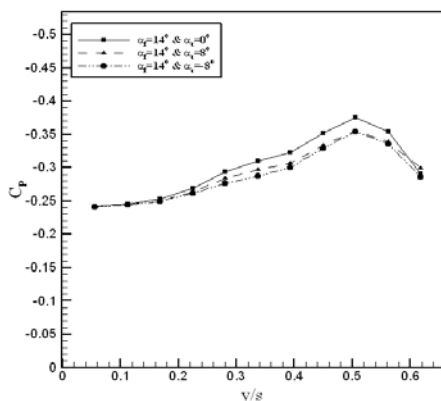
شکل ۳۰- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال ۴ درجه در مقطع $X/C = 0.74$



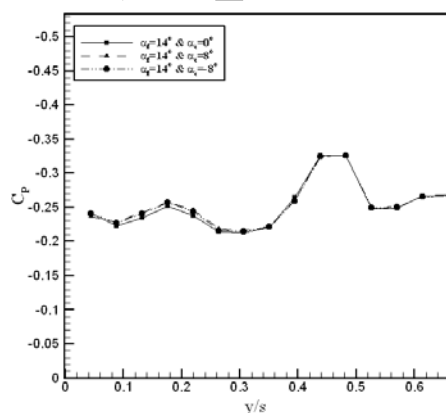
شکل ۳۱- اثر موقعیت پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه و زاویه پیش‌بال ۴ درجه در مقطع $X/C = 0.95$

گردابه های بال و پیش بال دیده می شود در صورتی که در مقاطع انتهایی بال این دو گردابه از هم جدا شده اند و گردابه بال اصلی به سمت لبه حمله بال و گردابه پیش بال به سمت بدنه مدل حرکت می کنند. در زاویه پیش بال ۸ درجه بیشترین کاهش فشار بر روی سطح بالایی بال دیده می شود که به علت عبور بیشتر فرو شار القائی پیش بال از روی سطح بال و ترکیب آن با گردابه بال اصلی است.

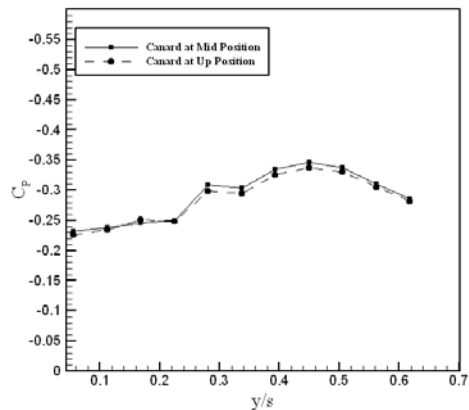
شکل های ۳۸ و ۳۹ نیز اثر زاویه حمله پیش بال بر توزیع فشار سطح بالایی بال را در همان زاویه فوق و برای حالتی که پیش بال در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد بال اصلی قرار دارد، نشان می دهند. در این زوایای پیش بال، قدرت گردابه پیش بال به حدی است که نمی تواند با گردابه بال ادغام گردد. بنابراین از همان موقعیت های ابتدایی بال، گردابه های بال و پیش بال از یکدیگر جدا می باشند.



شکل ۳۶- اثر زاویه حمله پیش بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه در مقطع $X/C = 0.74$ (پیش بال در امتداد بال اصلی)

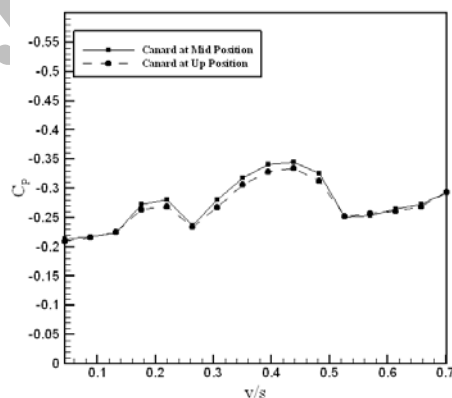


شکل ۳۷- اثر زاویه حمله پیش بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش بال در امتداد بال اصلی)



شکل ۳۴- اثر موقعیت پیش بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش بال ۸- درجه در مقطع $X/C = 0.74$

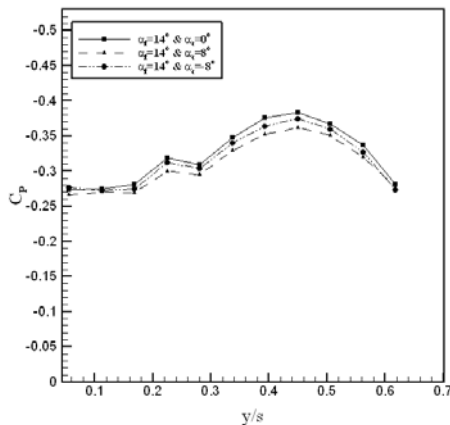
اثر زاویه حمله پیش بال بر توزیع فشار سطح بالایی بال در زوایای حمله مدل ۱۴ و ۱۸ درجه برای موقعیت های مختلف پیش بال در شکل های ۳۶ تا ۴۷ نشان داده شده است.



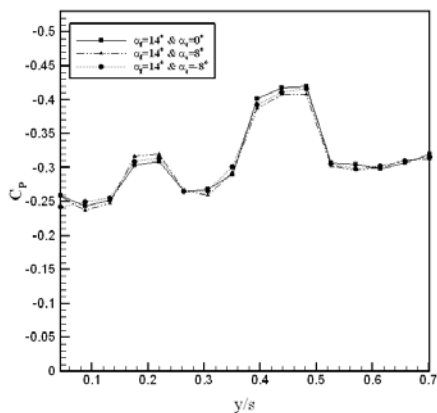
شکل ۳۵- اثر موقعیت پیش بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه پیش بال ۸- درجه در مقطع $X/C = 0.95$

پیش بال ها در این حالت ها به ترتیب دارای زاویه پسگرایی ۶۰ و ۷۰ درجه هستند. اندازه گیری های توزیع فشار همانند حالات قبلی در دو مقطع $X/C = 0.74$ ، 0.95 انجام شده اند. در شکل های ۳۶ و ۳۷ که مربوط به پیش بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه هستند، پیش بال در امتداد محور بال اصلی قرار دارد. در این اشکال زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زوایای پیش بال نسبت به بدنه ۸، صفر و ۸- درجه می باشند. در این حالت در مقطع $X/C = 0.74$ ، در تمام زوایای مختلف پیش بال، تداخل

در این شکل‌ها نیز همانند شکل‌های ۳۸ و ۳۹، در تمامی مقاطع بال گردابه‌های بال و پیش‌بال از هم جدا بوده و با افزایش دهانه بال گردابه بال به سمت لبه حمله بال و گردابه پیش‌بال نیز به سمت بدنه مدل حرکت می‌کنند. در حالتی که مربوط به پیش‌بال در امتداد محور بال اصلی است بیشترین کاهش فشار در زاویه حمله مدل ۱۴ درجه مربوط به زاویه پیش‌بال صفر درجه و در زاویه حمله مدل ۱۸ درجه این کاهش فشار بیشینه مربوط به زاویه پیش‌بال ۴- درجه است. همچنین برای حالتی که پیش‌بال در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته است، شکل‌های ۴۴ تا ۴۷ در هر دو زاویه حمله مدل ۱۴ و ۱۸ درجه بیشترین کاهش فشار به ترتیب مربوط به زوایای پیش‌بال ۴ و ۸ درجه است.

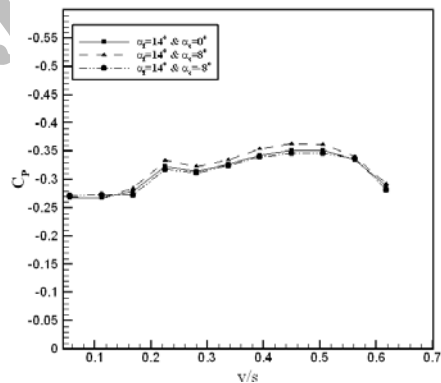


شکل ۴۰- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه در مقطع $X/C = 0.74$ (پیش‌بال در امتداد بال اصلی)

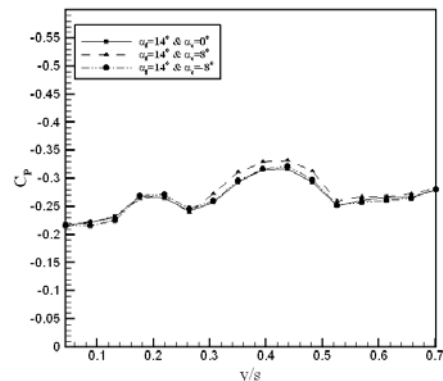


شکل ۴۱- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش‌بال در امتداد بال اصلی)

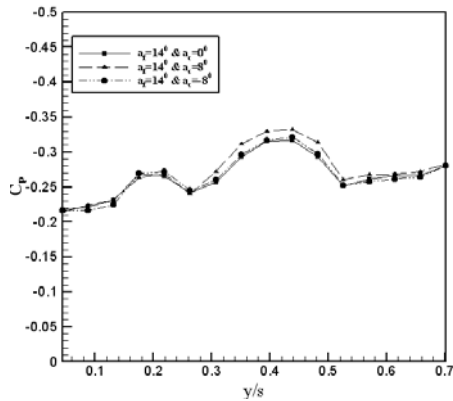
افزایش X/C سبب می‌شود که حداقل توزیع فشار در دهانه بال در دو ناحیه جدا از هم اتفاق بیفتد که اولین ناحیه کم‌فشار، نزدیک بدنه، حاصل از گردابه ناشی از پیش‌بال و دومین ناحیه کم فشار که در فاصله بیشتری از بدنه اتفاق می‌افتد ناشی از گردابه بال است. مرکز گردابه‌ها نقاطی است که در آنجا فشار حداقل می‌باشد. همانطوری که از این اشکال پیدا است، با افزایش X/C گردابه بال به لبه حمله بال و گردابه پیش‌بال به سمت بدنه حرکت می‌کنند. زاویه پیش‌بال ۸ درجه در تمام مقاطع اندازه‌گیری، باعث افت فشار بیشتر روی بال می‌گردد. در شکل‌های ۴۰ تا ۴۷ اثرات زاویه حمله پیش‌بال بر توزیع فشار روی سطح بالایی بال در زوایای حمله ۱۴ و ۱۸ درجه و زوایای پیش‌بال نسبت به بدنه ۰، ۴-، ۸- و ۱۲- درجه، برای پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه در دو موقعیت پیش‌بال (در امتداد بال اصلی و در موقعیت بالاتر نسبت به امتداد بال) آورده شده است.



شکل ۳۸- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه در مقطع $X/C = 0.74$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)

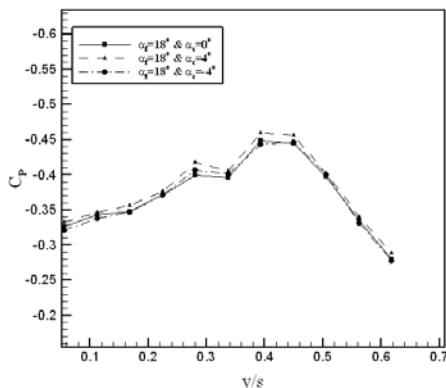


شکل ۳۹- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)



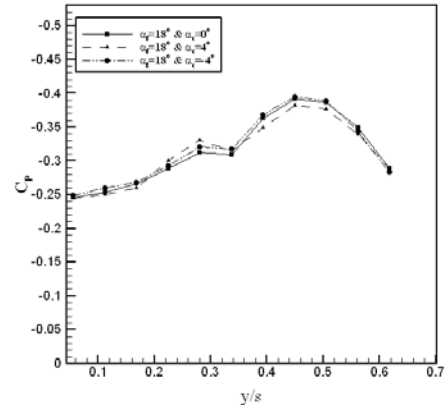
شکل ۴۵- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)

اثر زاویه پس‌گرایی پیش‌بال در مقاطع 0.95 ، 0.74 ، $X/C = 0.95$ ، بر توزیع فشار بال در زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه در شکل‌های ۴۸ تا ۵۱ بررسی شده‌اند. در این حالات نیز پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال اصلی در دو موقعیت بالا و وسط قرار گرفته است. زاویه پس‌گرایی پیش‌بال‌ها در این حالات نیز ۶۰ و ۷۰ درجه می‌باشد.

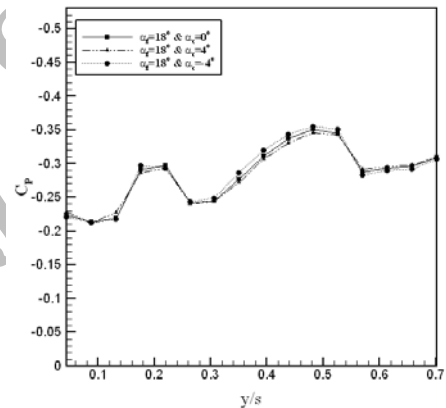


شکل ۴۶- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه در مقطع $X/C = 0.74$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)

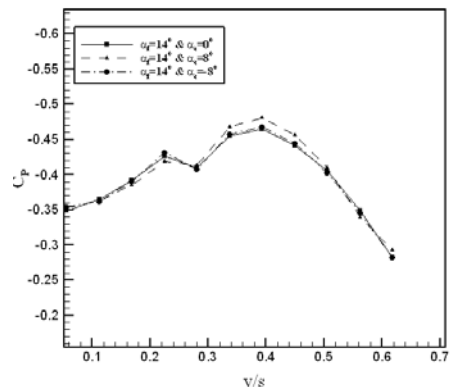
در زاویه حمله مدل ۱۴ درجه و زاویه پیش‌بال صفر درجه، شکل‌های ۴۸ و ۴۹، اثر زاویه پس‌گرایی پیش‌بال بر توزیع فشار روی بال برای حالتی که پیش‌بال در امتداد محور بال قرار دارد نشان داده است. در این حالت پیش‌بال



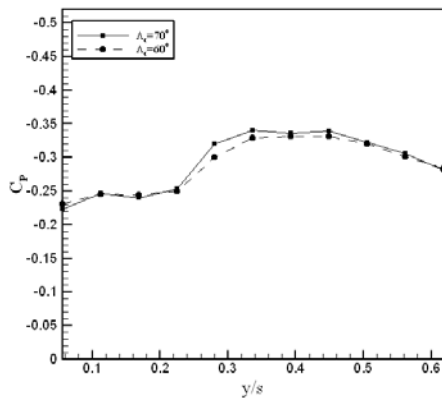
شکل ۴۲- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه مقطع $X/C = 0.74$ (پیش‌بال در امتداد بال اصلی)



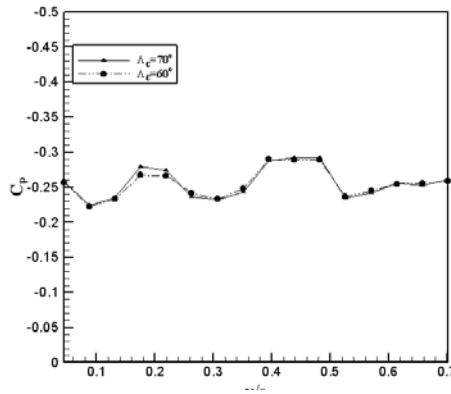
شکل ۴۳- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش‌بال در امتداد بال اصلی)



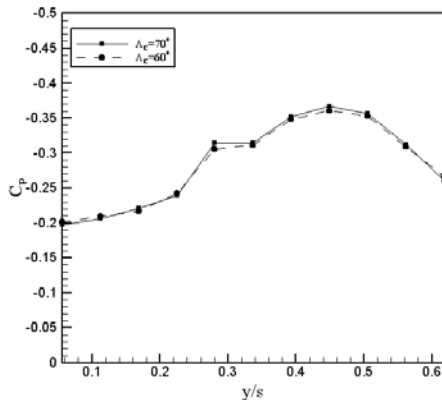
شکل ۴۴- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه مقطع $X/C = 0.74$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)



شکل ۴۸- اثر زاویه پسگرایی پیش‌بال بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه کانارد صفر درجه در مقطع $X/C = 0.74$ (پیش‌بال در امتداد بال اصلی)

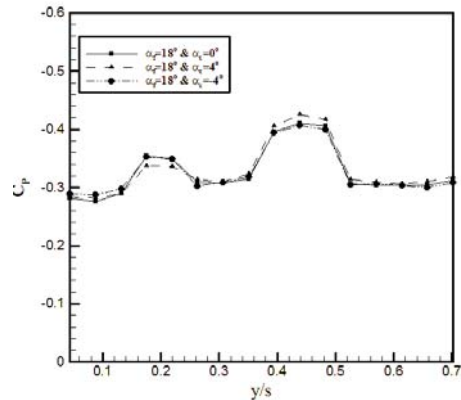


شکل ۴۹- اثر زاویه پسگرایی پیش‌بال بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه کانارد صفر درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش‌بال در امتداد بال اصلی)



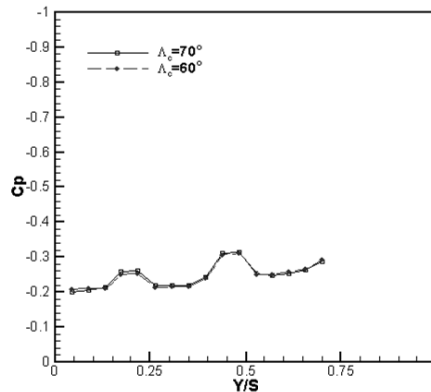
شکل ۵۰- اثر زاویه پسگرایی پیش‌بال بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه کانارد صفر درجه در مقطع $X/C = 0.74$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)

با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه در تمام موقعیت‌های بال دارای افت فشار بیشتری است.



شکل ۴۷- اثر زاویه حمله پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۸ درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)

علت آن این است که هر چه زاویه پسگرایی پیش‌بال بیشتر باشد گردابه‌های لبه حمله پیش‌بال در مقاطع ابتدایی پیش‌بال دیرتر شکل می‌گیرند و در نتیجه در قسمت انتهایی پیش‌بال این گردابه‌ها بزرگ‌تر شده و دنباله ناشی از پیش‌بال بزرگ‌تر خواهد بود و به مقدار بیشتری بر روی بال عبور می‌کند. پس افت فشار بیشتری را بوجود می‌آورد. در شکل‌های ۵۰ و ۵۱، پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال در موقعیت بالاتری قرار دارد. همانطوری که از این شکل‌ها پیداست، همانند شکل‌های ۴۱ و ۴۲ پیش‌بال با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه در تمام مقاطع بال افت فشار بیشتری را روی بال ایجاد می‌کند که این ناشی از تشکیل دیرتر گردابه‌های لبه حمله پیش‌بال در زاویه پسگرایی ۷۰ درجه است. با مقایسه شکل‌های ۴۸ تا ۵۱ می‌توان پی برد برای حالتیکه پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال در موقعیت بالاتری قرار دارد برای هر دو زاویه پسگرایی پیش‌بال افت فشار بیشتری روی بال ایجاد می‌گردد. چون در این موقعیت پیش‌بال، دنباله ناشی از پیش‌بال بر روی بال به مقدار بیشتری عبور می‌کند.



شکل ۵۱- اثر زاویه پسگرایی پیش‌بال بر توزیع فشار روی بال در زاویه حمله ۱۴ درجه و زاویه کانارد صفر درجه در مقطع $X/C = 0.95$ (پیش‌بال در موقعیت بالا)

نتیجه‌گیری

نتایج آزمایشات انجام گرفته روی یک مدل جنگنده دارای ترکیب بال-پیش‌بال نشان می‌دهد که فرو شار ناشی از پیش‌بال باعث به تعویق افتادن واماندگی بال و افت فشار روی بال می‌گردد. بطور خلاصه نتایج کلی این تحقیق به شرح زیر می‌باشند:

۱. گردابه لبه حمله برای بال و پیش‌بال مثلثی شکل با لبه‌های حمله نوک تیز نسبت به گردابه ناشی از لبه‌های حمله کاملاً گرد، قوی‌تر و بزرگ‌تر و سطح بیشتری از سطح بال را می‌پوشاند.
۲. با افزایش زاویه پسگرایی پیش‌بال و یا کاهش ضخامت آن، گردابه‌های لبه حمله پیش‌بال در مقاطع انتهایی آن دیرتر تشکیل شده و در نتیجه در قسمت‌های انتهایی پیش‌بال این گردابه‌ها بزرگ‌تر شده و به مقدار بیشتری بر روی بال اصلی عبور می‌کنند که این باعث تداخل بیشتر با گردابه بال اصلی شده و افت فشار بیشتری را بر روی سطح بالایی بال ایجاد می‌کنند. همچنین برای حالتی که پیش‌بال نسبت به امتداد محور بال در موقعیت بالاتری قرار دارد برای زوایای پسگرایی مختلف پیش‌بال، افت فشار بیشتری بر روی سطح بالایی بال ایجاد می‌گردد.
۳. اضافه نمودن پیش‌بال به یک ترکیب بال مثلثی به همراه بدنه، باعث می‌شود که در اثر تداخل گردابه ناشی از پیش‌بال با گردابه بال اصلی، این گردابه بر روی سطح بالایی بال قوی‌تر و بزرگ‌تر شود و باعث گردد که جریان بیشتر به سطح بال بچسبد.

۴. با افزایش دهانه بال، گردابه‌های بال و پیش‌بال از یکدیگر جدا شده و به ترتیب به سمت لبه حمله و ریشه بال نزدیک می‌شوند
۵. برای پیش‌بال در موقعیت بالا نسبت به امتداد محور بال کاهش فشار روی بال بیشتر است.
۶. با افزایش زاویه حمله مدل و پیش‌بال، گردابه روی بال قوی‌تر شده و افت فشار بیشتری را سبب می‌شود.
۷. برای زاویه حمله پیش‌بال صفر درجه، بیشترین کاهش فشار مربوط به حالتی است که پیش‌بال در امتداد بال اصلی قرار گرفته است. در زوایای پیش‌بال غیر صفر بیشینه کاهش فشار مربوط به حالتی است که پیش‌بال در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد بال اصلی قرار دارد.

پی‌نوشت

- Wave Drag
- Vortex Flow
- Trim
- Interaction
- Adverse Pressure Gradient
- Downwash
- Vortex Bursting
- Upwash
- Pitch
- Cruise
- Behrbohm
- D.-Hummel
- H.-Chr.Oelker
- D.G.Mabey
- B.L.Welesh
- C.R.Pyne
- Gary E.Erickson
- John A.Schreiner
- Lawrence W.Rogers
- High Angle of Attack Research Vehicle

مراجع

- [۱] مرادی، مهرداد (۱۳۸۴)، روند تکامل طراحی جنگنده‌ها (چاپ اول)، انتشارات دانشگاه امام حسین (ع)، تهران.
- [2] Tu, Eugene, L., "Navier- stokes simulation of a close-coupled canard-wing-body configuration", Journal of Aircraft. Vol. 29, No.5, 1991, pp. 830- 838.
- [3] Bandyopadhyay, G., "Low-Speed aerodynamic characteristics of close-coupled canard configuration at incidence

[۱۱] سلطانی، محمد رضا، شرفی، احمد، دهقان منشادی. مجتبی، " اثر کانارد روی توزیع سرعت بال یک هواپیمای با قدرت مانور بالا"، دومین کنفرانس بین المللی و پنجمین کنفرانس سراسری مهندسی هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر. ۱۳۸۲.

[۱۲] سلطانی، محمدرضا، شرفی، احمد، دهقان منشادی، مجتبی، " پیش بینی اثر کانارد بر توزیع سرعت روی سطح بال یک هواپیمای مانور پذیر با استفاده از شبکه عصبی"، دوازدهمین کنفرانس سالانه و هشتمین کنفرانس بین المللی مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس. ۱۳۸۳.

[۱۳] سلطانی، محمد رضا، شرفی، احمد، دهقان منشادی، مجتبی، " بررسی میدان سرعت حول یک ترکیب بال کانارد با استفاده از روشهای تجربی و شبکه عصبی" مجله علمی و پژوهشی شریف، سال بیست و چهارم، شماره ۴۶، ص ۱۴۳-۱۳۵. ۱۳۸۷.

[۱۴] سلطانی، محمد رضا، شرفی، احمد، دهقان منشادی، مجتبی، " بررسی تجربی اثر کانارد و موقعیت آن بر ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانور پذیر"، مجموعه خلاصه مقالات هفتمین کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی شریف.

[۱۵] سلطانی، محمد رضا، شرفی، احمد، احمدخواه، انور، (۱۳۸۷)، " بررسی تجربی اثر کانارد بر ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانور پذیر"، مجموعه خلاصه مقالات یازدهمین کنفرانس دینامیک شاره ها، دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی، ص ۱۹۴.

and sideslip", Journal of Aircraft. Vol. 28, No.10, 1991, pp. 646-651.

[4] Tu, Eugene, L., "Effect of canard deflection on close-coupled canard-wing-body aerodynamic", Journal of Aircraft. Vol. 31, No.1, 1994, pp. 138-145.

[5] Hummel, D., "Effect of canard position on the aerodynamic characteristics of a close-coupled canard configuration at low speed", AGARD-CP-465, 1989, pp. 7-1 to 7-8.

[6] Behrbohm, H., , "Basic low speed aerodynamics of the short-coupled canard configuration of small aspect ratio", SABB TN-60. 1965

[7] Er-El, J., Seginer, A., "Vortex trajectories and breakdown on wing-canard configuration", Journal of Aircraft. Vol. 22, No.8, 1985, pp. 641-648.

[8] Mabey, D.G., Welsh, B.L., Pyne, C.R., "The steady and time- dependent aerodynamic characteristics of a combat aircraft with a delta or sweep canard", Aerodynamic Department Procurement Executive, Ministry of Defense Royal Aerospace Establishment Bedford, MK 416 AE, UK., 1988.

[9] Erickson, Gary, E., Schreiner, John, A., Rogers, Lawrence, W., "Canard-wing vortex interactions at subsonic through supersonic speeds", AIAA Journal, 1990, 1990-2814.

[۱۰] سلطانی، محمد رضا، عباسی، افشین، " مطالعه جریان روی بال مدل یک جنگنده فوق مانور پذیر دارای ترکیب بال-پیش‌بال"، مجموعه مقالات نهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، دانشگاه گیلان. ۱۳۸۰.

Archive of SID