

تأثیر موقعیت عمودی کانارد بر میدان سرعت روی بال مثلثی

محمدرضا سلطانی* (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

علیرضا داوری (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات

محمد ایزدخواه (کارشناس ارشد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

در این نوشتار اثرات کانارد بر میدان جریان روی بال و توزیع فشار آن به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. کلیه آزمایش‌ها بر روی ترکیب‌بندی بال، کانارد و نیم‌بدنه و در دو حالت کانارد وسط و کانارد بالا به صورت چسبیده به جلوی بال در یک تونل باد مادون صوت در ایران انجام گرفته است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که حضور کانارد سبب قوی‌تر و پایدارتر شدن گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال شده و آن را به سمت لبه‌ی حمله متمایل می‌سازد. در زوایای حمله‌ی پایین انحراف کانارد، تأثیر گردابه‌ی آن بر جریان روی بال بیشتر می‌شود. همچنین در حالت کانارد وسط ادغام گردابه‌های کانارد و بال موجب تقویت بیشتر جریان گردابه‌ی تشکیل شده در روی بال می‌شود.

واژگان کلیدی: بال مثلثی، کانارد، گردابه، میدان جریان.

۱. مقدمه

قابلیت انجام مانورهای سریع و کنترل‌پذیر بودن در زوایای حمله‌ی فوق‌واماندگی از ویژگی‌های مهم پیکربندی کانارد و بال است که در طراحی جنگنده‌های پیشرفته‌ی امروزی -- نظیر ساب‌ویگن، گرین، رافال و یوروفایترز -- از اهمیت بسیاری برخوردار است. یکی از کاراترین راه‌های بهبود چالاکی هواپیما استفاده از سطح برافزای کانارد در قسمت جلوی بال است. این ترکیب‌بندی عموماً سبب کنترل آنی پیچشی، افزایش برآ و کاهش پسا در حالت تریم، بهبود قابلیت مانورپذیری و نیز افزایش نسبت برآ به پسا می‌شود. علاوه بر این حضور کانارد موجب کاهش محدوده‌ی پایداری و حتی منفی شدن آن می‌شود، و از این طریق مانورپذیری وسیله‌ی پرنده را بهبود می‌بخشد.^[۱] جنگنده‌های پیشین فقط می‌توانستند به زوایای حمله‌ی 30° دست یابند، در حالی که جنگنده‌های امروزی باید بتوانند به صورت پایدار تا زوایای حمله‌ی 60° الی 70° درجه و به طور ناپایدار تا زوایای حمله‌ی 100° الی 120° درجه نیز قابل هدایت و کنترل باقی بمانند.^[۲] جریان‌های گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال‌های مثلثی از اواخر دهه‌ی ۱۹۵۰ مورد مطالعه قرار گرفته، و در سال‌های اخیر ابراز علاقه‌مندی به این پدیده برای گسترش هواپیماهای با مانور بالا شدت گرفته است. در سرعت‌های پایین و زوایای حمله‌ی بالا، بال‌های مثلثی نیروی برآی زیادی با توجه به خاصیت جریان گردابه‌ی قوی که از جدایش در لبه‌ی حمله‌ی تیز بال شکل گرفته است تولید می‌کنند. همچنین در سرعت‌های مافوق صوت، بال‌های مثلثی با

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۸۹/۲۸/۲۳، اصلاحیه ۱۳۸۹/۹/۲۳، پذیرش ۱۳۹۰/۱/۲۲.

msoltani@sharif.edu
davariar@yahoo.com
m.izadkh@yahoo.com

زاویه‌ی پس‌گرایی بالا و زاویه‌ی حمله‌ی پایین نیروی مقاوم مطلوبی دارند. با توجه به مطالب یادشده می‌توان گفت که بال‌های مثلثی برای پرواز مستقیم در سرعت‌های مافوق صوت و نیز برای مانورپذیری بالا در سرعت‌های مادون صوت، از دیگر بال‌ها برترند.

الزامات طراحی نسل جدید هواپیماهای جنگنده لزوم استفاده از سطوح کنترلی پیشرفته در زوایای حمله‌ی بالا -- که در ناحیه‌ی غیرخطی منحنی $C_L - \alpha$ قادر به کنترل وسیله‌ی پرنده باشند -- را بیش از پیش مورد تأکید قرار می‌دهد.

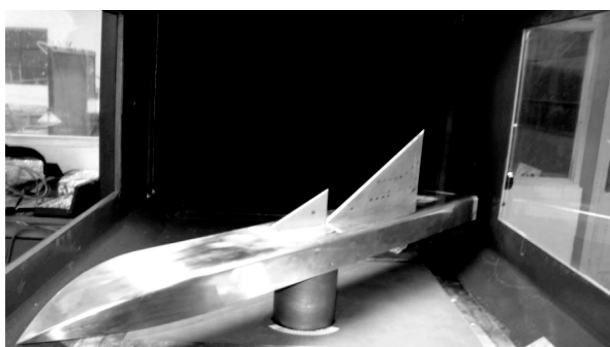
محدوده‌ی وسیعی از هواپیماهای امروزی کانارد را به منظور دست‌یابی به عوامل ذکر شده در موقعیت‌های مختلفی نسبت به بال به کار برده‌اند. محل قرارگیری کانارد برای بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی و دست‌یابی به پایداری و کنترل دلخواه از اهمیت ویژه‌ی برخوردار است. به‌طور مثال در هواپیماهای X-۳۵ برای کنترل بهتر پیچشی، کانارد بلند در جلو و بالا نسبت به بال قرار داده شده است. هنگام پرواز کروز در این وسیله‌ی پرنده، کانارد مشابه سطح خنثی یا بدون هیچ‌گونه نیرویی عمل می‌کند. از سوی دیگر هواپیماهای ساب‌گرین دارای کانارد کوتاه است و در فاصله‌ی عمودی به سمت بالا نسبت به بال قرار دارد تا از این طریق مانورپذیری، کروز و حتی فرود خود را بهبود بخشد. هواپیماهای X-۲۹، که زاویه‌ی پس‌گرایی بال آن به سمت جلو است، نیز دارای پیکربندی از نوع کانارد و بال است؛ برای کنترل این هواپیما ذاتاً ناپایدار از «سیستم کنترل فعال» بهره گرفته شده است.^[۳]

۳. تونل باد و تجهیزات آزمایش

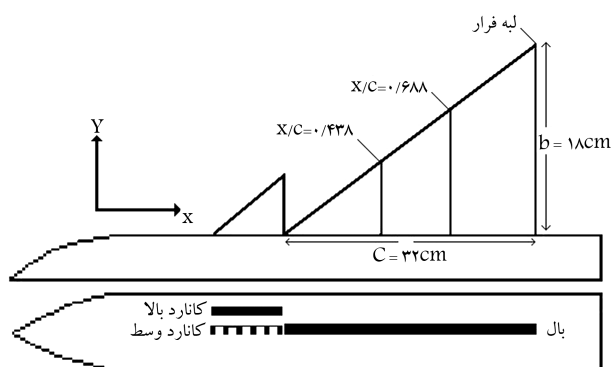
تمامی آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت مرکز تحقیقات بعثت شیراز با مقطع کاری $cm^3 80 \times 80 \times 200$ انجام شده است. این تونل از نوع مدار بسته و ابعاد کلی آن $378 \times 675 \times 18$ متر است. شدت توربولانس در مقطع کاری تونل 0.1 درصد است. مدل مورد آزمایش شامل بال و کانارد مثلی با لبه‌ی حمله‌ی تیز و زاویه‌ی پس‌گرایی 60° است؛ جنس بال و کانارد از آلومینیم است. در شکل ۱ مدل نصب‌شده در مقطع کاری تونل نشان داده شده است.

فشار کل میدان جریان روی بال با استفاده از ریک مخصوصی که توسط نگارندگان طراحی و ساخته شده است، در شرایط مختلف اندازه‌گیری شده است. این ریک دارای 20 عدد لوله‌ی پیتوت فشار کل به قطر 0.9 است و چنان طراحی شده که کم‌ترین اثر را بر میدان جریان داشته باشد. به‌منظور کاهش خطاهای ناشی از لوله‌ها و شیلنگ‌های پلاستیکی، دقیقاً در انتهای لوله‌های پیتوت، حساسه‌های فشار فرکانس بالا قرار داده شده است. در پشت این حساسه‌ها اختلاف فشار اندازه‌گیری شده به‌صورت ولتاژ به سیستم داده‌گیری و ذخیره‌ی اطلاعات منتقل می‌شود. تمامی آزمایش‌ها در سرعت ثابت 4 متر بر ثانیه و با عدد رینولدز ثابت $10^6 \times 825$ انجام گرفته است.

مدل مورد آزمایش دارای نیم‌بدنه‌ی به‌طول 1 متر، بال و کانارد مثلی با لبه‌ی حمله‌ی تیز و زاویه‌ی پس‌گرایی 60° است. در شکل ۲ نیز نمایی از مدل در مقطع کاری تونل نشان داده شده است. یادآور می‌شود به‌منظور افزایش دقت آزمایش، تمامی قسمت‌های مدل با دقت بسیار بالا و در حدود 1 میکرون ساخته شده و با دستگاه‌های CMM آزمایش شده است.



شکل ۱. مدل نصب‌شده در مقطع کاری تونل.



شکل ۲. شرایط و مقاطع انجام آزمایش.

محاسبات جریان پیرامون ترکیبات کانارد و بال و طراحی بر پایه مفاهیم آیرودینامیکی به تازگی آغاز شده است و از دهه نود کارهای تجربی و عددی به‌طور موازی جهت گسترش و تکمیل کدهای رایانه‌ی و همچنین اعتباردهی به آن‌ها انجام شده است. از میان روش‌های مطالعه جریان‌های گردابه‌ی، استفاده از تونل باد همواره از جایگاه ویژه‌ی برخوردار بوده است، چرا که به دلیل سازوکار پیچیده جریان حول پیکربندی کانارد و بال، استفاده از رایانه‌های پرسرعت با قابلیت‌های بالا در روش‌های عددی امری اجتناب‌ناپذیر است.

در این پژوهش اثر تغییر موقعیت عمودی کانارد نسبت به بال بر میدان جریان روی آن در تونل باد مادون صوت بررسی شده است. کانارد در دو موقعیت عمودی به‌صورت دو حالت کانارد وسط و کانارد بالا نسبت به سطح بال قرار داده شده است. ضمناً در هر دو حالت مذکور کانارد چسبیده به بال و در جلوی آن قرار دارد. هدف از این تحقیق ایجاد مجموعه‌ی از داده‌های تجربی در داخل کشور به‌منظور استناد پروژه‌های عددی و نیمه‌تجربی با پیکربندی‌های مشابه به این داده‌ها و کمک به رفع نیاز کشور در زمینه‌ی طراحی وسایل پرنده با قابلیت مانورپذیری بالا است.

۲. مروری بر کارهای گذشته

تاریخچه‌ی شناخت پیکربندی کانارد و بال به سال 1903 - زمان پرواز برادران رایت - بازمی‌گردد. اولین سری مطالعات جدی تجربی بر روی این پیکربندی در اواسط دهه‌ی 1950 در ناسا انجام گرفت. این تحقیقات مربوط است به ترکیبات کانارد و بال پشت سر همی که فاصله‌ی آن‌ها از یکدیگر زیاد است. تحقیق انجام‌شده در مرکز تحقیقات ساب سوئد نشان داد که ترکیبات کانارد و بال نزدیک به هم که ضریب‌منظر پایینی دارند، ذاتاً از مزایایی برخوردارند. این تحقیق نشان داد که با اضافه‌کردن یک کانارد مثلی به یک بال مثلی بیشینه ضریب برآ و زاویه‌ی حمله‌ی متناظر با آن به‌طور قابل توجهی (حدود 65%) افزایش می‌یابد.

آزمایش‌های وسیعی روی شکل‌های متفاوت کانارد و بال با تغییر فاصله‌های افقی و عمودی این دو نسبت به یکدیگر انجام گرفته است.^[۱] در یک سری از این مطالعات، کانارد مثلی در سه موقعیت طولی و سه موقعیت ارتفاعی مختلف نسبت به بال قرار گرفته و تأثیرات این جابه‌جایی‌ها بر توزیع فشار روی بال و ضرایب برآ، پسا و ممان بررسی شده است. یادآور می‌شود که مقاله‌ی هامبل و اولکر به‌عنوان مرجع اصلی این پروژه در طراحی بال و کانارد، و استناد نتایج به کار گرفته شده است.

در سال 2004 پیکربندی کانارد و بال مثلی به‌همراه بدنه‌ی استوانه‌ی در جریان متقارن به‌صورت تجربی آزمایش شد.^[۲] موقعیت عمودی و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد در آزمایش‌های مختلف تغییر می‌کند. مشخصات آیرودینامیکی این پیکربندی از بررسی تداخل میان سیستم‌های گردابه‌ی کانارد و بال و همچنین پدیده‌ی انهدام گردابه تعیین می‌شود.

در مطالعه‌ی دیگری ضرایب فشار سطوح بالایی بال به‌هنگام قرارگیری کاناردهای مختلف توسط ای‌آر - ای‌ال به دست آمده است.^[۱] نتایج حاصل از این مطالعه نشان می‌دهد که به‌واسطه‌ی تأثیر گردابه‌ی کانارد، ناحیه‌ی کم‌فشار روی بال در مقایسه با حالت بدون کانارد به قسمت عقب‌تر آن انتقال می‌یابد. هاورارد نیز مطالعات خود را بر میدان جریان پیکربندی کانارد و بال نزدیک به هم و با حضور نیم‌بدنه در زوایای فوق و اماندگی انجام داد و گردابه‌ی سومی را در محل اتصال کانارد و بدنه مشاهده کرد که تأثیراتی بر میدان جریان روی بال می‌گذاشت.^[۲]

۴. سیستم اخذ و پردازش اطلاعات

به منظور اخذ و پردازش اطلاعات در این آزمایش‌ها از برد ۶۴ کاناله‌ی NI-DAQ-۶۴E۳ و از دو رایانه استفاده شده است. این برد توانایی تبدیل ۶۴ کانال جداگانه‌ی ورودی به یک کانال مبدل A/D را دارد. تقویت این برد دارای ۶۴ کانال ورودی جداگانه‌ی آنالوگ است که به خروجی‌های دیجیتال ۱۲ بیتی تبدیل می‌شود.

۵. مراحل انجام آزمایش

در شکل ۲ شمایی از مدل مورد آزمایش ارائه شده است. در این مدل کانارد همواره چسبیده به بال و در جلوی آن قرار دارد و در حالت کانارد وسط، کانارد به صورت هم‌صفحه با بال و در موقعیت کانارد بالا، فاصله‌ی آن از صفحه‌ی بال ۱۳ میلی‌متر است. مدل به‌گونه‌ی طراحی شده که زاویه‌ی حمله‌ی بال همان زاویه‌ی حمله‌ی کل مدل باشد و با قرارگیری کانارد در یک صفحه‌ی دایره‌ی علاوه بر کنترل عمودی حرکت کانارد، از این سیستم برای تغییر زاویه‌ی حمله‌ی آن نیز استفاده می‌شود. با توجه به جدول ۱، در این پژوهش تغییرات زاویه‌ی حمله‌ی بال (α_w) از صفر تا ۲۵ درجه با گام ۵ درجه و تغییرات زاویه‌ی حمله‌ی کانارد (α_c) به صورت نسبی و در هر مرحله از ۱- تا ۱۵ درجه با گام ۵ درجه است. به این ترتیب با اندازه‌گیری فشار کل میدان جریان روی بال در صفحات عمود بر خطوط جریان و در راستای دهانه‌ی بال به وسیله‌ی ریک، خطوط فشار کل ثابت و شکل گردابه‌های لبه‌ی حمله‌ی بال و کانارد در سه مقطع $x/c = 0,688$ ، $x/c = 0,438$ ، $x/c = 1,0$ به دست می‌آیند.

۶. نتایج

۱.۶. اثر حضور کانارد

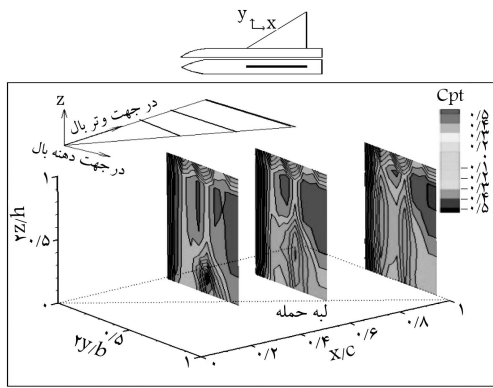
حضور کانارد تأثیر قابل توجهی بر الگوی جریان روی بال دارد. در شکل ۳ نتایج حاصل از اندازه‌گیری میدان جریان روی بال در $\alpha_w = 15^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$ ، در دو حالت بدون کانارد و کانارد وسط نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال در حالت کانارد وسط متمرکزتر و پایدارتر است و در قسمت جلوی بال به سمت لبه‌ی حمله نیز متمایل شده است.

در زوایای انحراف کانارد ۵- و ۱۰- درجه مطابق شکل ۴ زاویه حمله موثر کانارد به ترتیب ۱۰ و ۵ درجه خواهد بود و به همین دلیل سیستم گردابه‌ی روی بال نسبت به یکدیگر اندکی تضعیف شده است.^[۸]

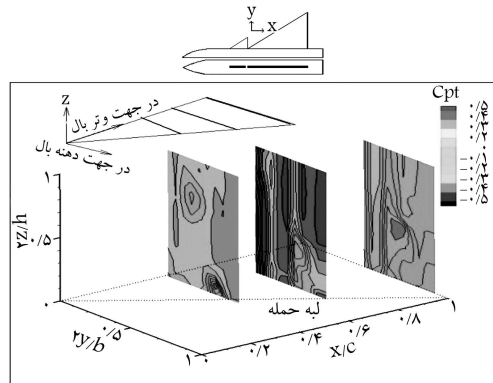
نتایج حاصل از توزیع فشار کل روی بال که توسط ریک در فواصل مختلف عمودی نسبت به سطح بال اندازه‌گیری شده در شکل ۵ و برای $\alpha_w = 15^\circ$

جدول ۱. پیکربندی‌ها و شرایط مختلف آزمایش شده.

پیکربندی	شرایط انجام آزمایش		
	زاویه‌ی حمله‌ی بال (α_w)	زاویه‌ی حمله‌ی کانارد (α_c)	رینولدز
بال تنها	$0^\circ < \alpha_w < 25^\circ$	$0^\circ < \alpha_c < 15^\circ$	$0,825 \times 10^6$
بال و کانارد وسط	$0^\circ < \alpha_w < 25^\circ$	$0^\circ < \alpha_c < 15^\circ$	$0,825 \times 10^6$
بال و کانارد بالا	$0^\circ < \alpha_w < 25^\circ$	$0^\circ < \alpha_c < 15^\circ$	$0,825 \times 10^6$

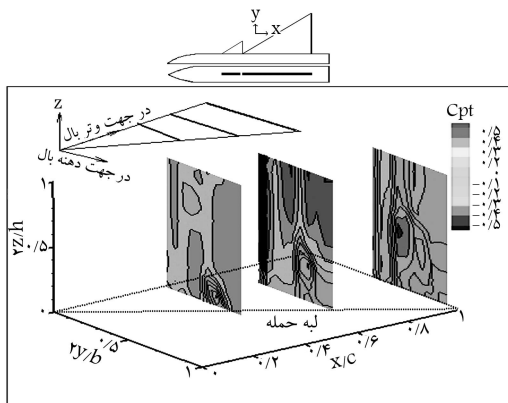


الف) بدون کانارد؛

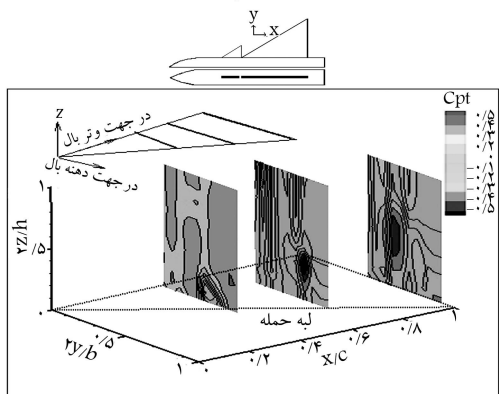


ب) کانارد وسط.

شکل ۳. میدان جریان روی بال در $\alpha_w = 15^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$.

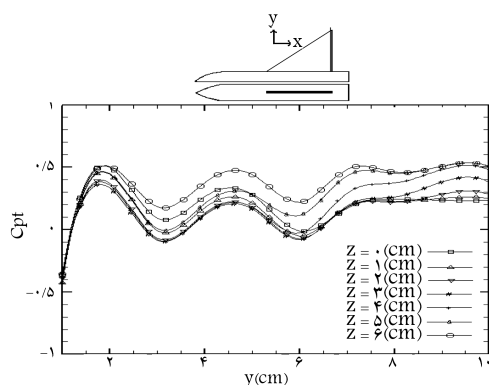


الف) $\alpha_c = -5^\circ$

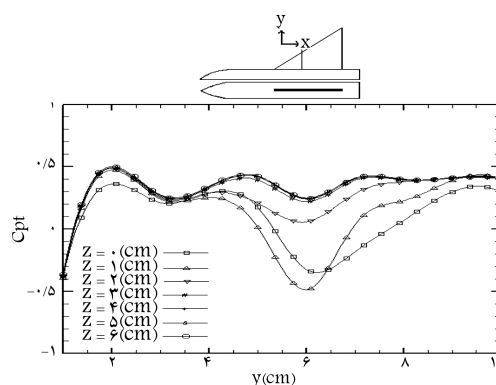


ب) $\alpha_c = -10^\circ$

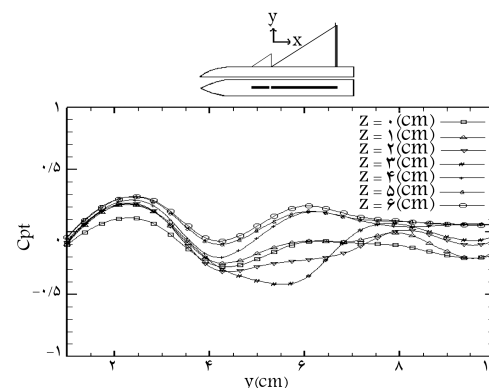
شکل ۴. میدان جریان روی بال با کانارد وسط در $\alpha_w = 15^\circ$.



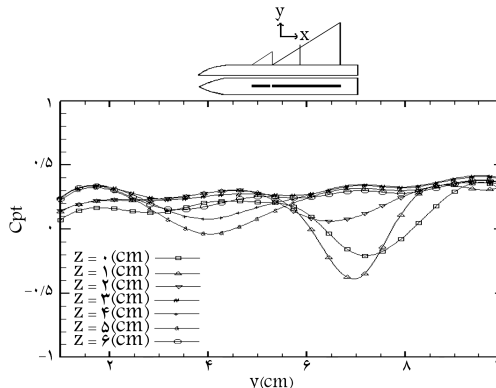
ج) بال بدون کانارد و $x/c = 1/10$



الف) بال بدون کانارد و $x/c = 0.438$

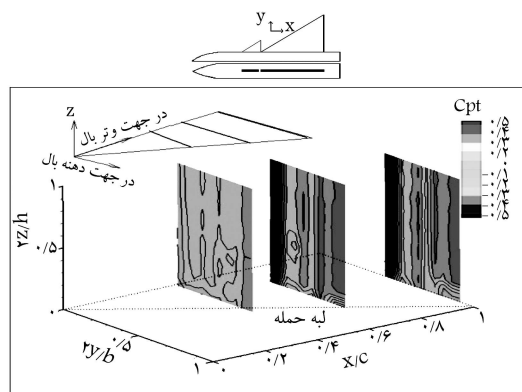


د) بال با کانارد وسط و $x/c = 1/10$

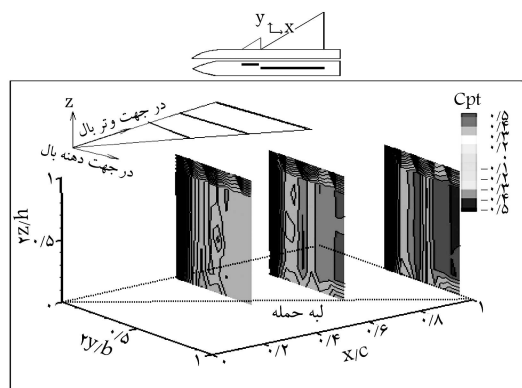


ب) بال با کانارد وسط و $x/c = 0.438$

شکل ۵. توزیع فشار در راستای دهانه‌ی بال در $\alpha_w = 15^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$.



الف) بال با کانارد وسط



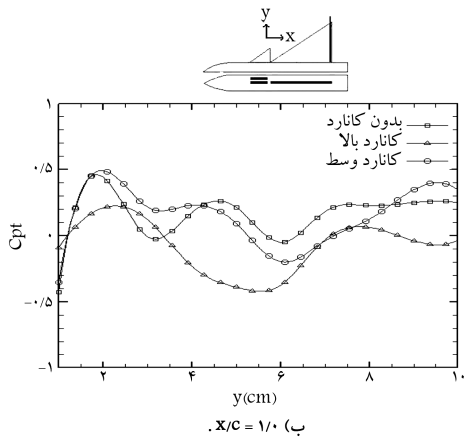
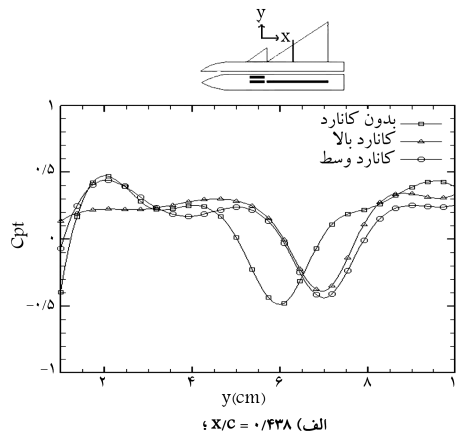
ب) بال با کانارد بالا

شکل ۶. میدان جریان روی بال در $\alpha_w = 5^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$.

در دو موقعیت $x/c = 0.438$ و $x/c = 1/10$ برای حالت‌های بال بدون کانارد و بال با کانارد وسط آورده شده است. با مقایسه‌ی این شکل اثرات کانارد بر توزیع فشار در نقاط مختلف روی بال کاملاً مشهود است. همچنین موقعیت گردابه‌ها و اثرات آن‌ها در فواصل مختلف روی بال در حضور کانارد -- و بدون آن -- و ادغام دنباله‌ی ناشی از کانارد با گردابه‌ی بال را می‌توان مورد بررسی قرار داد. موقعیت حداقل فشار روی بال و تغییرات آن بر اثر حضور کانارد نیز واضح است. نتایج حاصل از این توزیع فشار در راستای دهانه‌ی بال مؤید انحراف و تقویت گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال در نواحی نزدیک به جلوی بال است. در این شکل نشان داده شده است که در پایین دست جریان، گردابه دوباره همان مسیری را طی می‌کند که در حالت بدون کانارد می‌پیموده است. ضمناً در حالت کانارد دار، فاصله‌ی گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال از سطح بال کم‌تر شده است. در شکل ۳ و در حالت کانارد دار گردابه کانارد تنها در مقطع $x/c = 0.438$ دیده شده است و در مقاطع دیگر اثری از آن دیده نمی‌شود. بر این اساس، و نیز با توجه به افت فشار بسیار زیاد در مقطع $x/c = 1/10$ ، به نظر می‌رسد که در نواحی $x/c > 0.5$ ادغام گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال و دنباله‌ی کانارد صورت گرفته است. در شکل ۵ و در مقطع $x/c = 1/10$ نیز افت فشار قابل توجهی مشاهده می‌شود که احتمالاً ناشی از پدیده‌ی ادغام جریان‌های مختلف است.

۲.۶. اثر تغییر موقعیت عمودی کانارد بر میدان جریان روی بال مثلی

در شکل‌های ۶ تا ۱۰ نمودارهای خطوط هم‌تراز میدان جریان روی بال و همچنین خطوط توزیع فشار در راستای دهانه‌ی بال، در دو حالت مختلف و موقعیت قرارگیری

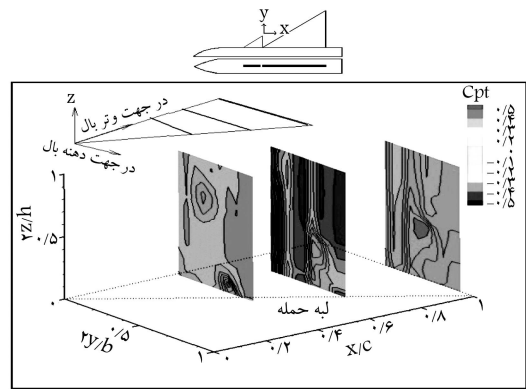


شکل ۹. توزیع فشار در راستای دهانه‌ی بال و در زوایای حمله‌ی بال و کانارد $\alpha_w = 15^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$.

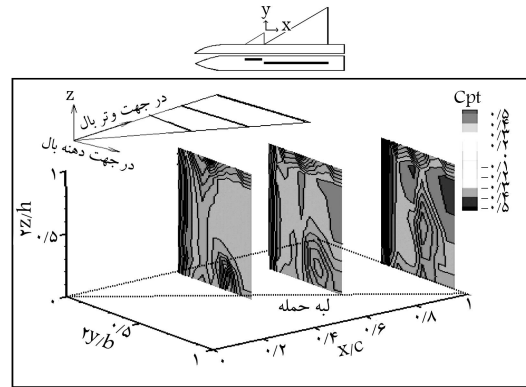
عمودی کانارد، کانارد وسط و کانارد بالا آورده شده است. در شکل ۶ خطوط هم‌تراز میدان جریان روی بال در زوایای حمله‌ی بال و کانارد به ترتیب $\alpha_w = 5^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$ و در دو حالت کانارد وسط و بالا نشان داده شده است. در این شکل هنوز پدیده‌ی خاصی رخ نداده و فقط اثرات دنباله‌ی لبه‌ی حمله کانارد در مقاطع ابتدایی دیده می‌شود. باید توجه داشت که در حالت کانارد وسط، مناطق کم‌فشار بیشتری نسبت به حالت کانارد بالا مشاهده شده است که از آن جمله می‌توان به افت فشار بیشتر در دنباله‌ی کانارد، تمایل بیشتر جریان به جدایش از لبه‌ی حمله‌ی بال، و افت فشار زیاد در نزدیکی جداره‌ی بدنه در مقطع $x/c = 0.438$ اشاره کرد.

در شکل ۷ خطوط هم‌تراز میدان جریان روی بال در زوایای حمله‌ی بال و کانارد به ترتیب $\alpha_w = 15^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$ در دو حالت کانارد وسط و بالا نشان داده شده است. در حالت کانارد وسط به سبب تأثیر مستقیم جریان روی کانارد بر میدان جریان روی بال، دنباله‌ی کانارد با گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال ادغام، و موجب تقویت میدان جریان روی بال و افزایش عملکرد آیرودینامیکی آن شده است. در مقابل، در حالت کانارد بالا اثری از دنباله‌ی کانارد وجود ندارد و به نظر می‌رسد جریان کانارد تأثیر کم‌تری بر میدان جریان روی بال گذاشته است. در این حالت اندازه، قدرت و مسیر حرکت گردابه با حالت کانارد وسط تفاوت‌های زیادی دارد.

با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی بال تا $\alpha_w = 25^\circ$ ، تفاوت خاصی بین دو حالت کانارد بالا و پایین — مگر در نواحی نزدیک به جداره‌ی بدنه — وجود ندارد (شکل ۸). به سبب قرارگیری کانارد در موقعیتی بالاتر نسبت به سطح بال، مسیر حرکت گردابه‌ی

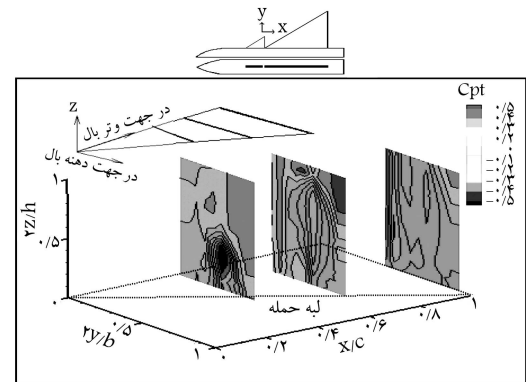


الف) بال با کانارد وسط؛

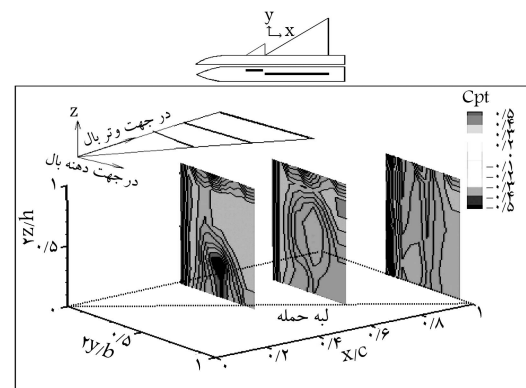


ب) بال با کانارد بالا.

شکل ۷. میدان جریان روی بال در $\alpha_w = 15^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$.



الف) با کانارد وسط؛



ب) بال با کانارد بالا.

شکل ۸. میدان جریان روی بال در $\alpha_w = 25^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$.

کانارد وسط با دیگر حالت‌ها متفاوت است. همچنین در این ناحیه الگوی جریان در حالت‌های کانارد بالا و بدون کانارد شبیه به یکدیگر مشاهده شده است. بنابراین در مقطع ابتدایی، حالت کانارد وسط بر تمام نواحی روی بال اثر گذاشته ولی حالت کانارد بالا تنها بر ناحیه‌ی بین گردابه‌ی اصلی بال و لبه‌ی حمله‌ی بال مؤثر واقع شده است. علاوه بر این، در حالت کانارد وسط تغییرات اندکی در نزدیکی بدنه مشاهده شده، در حالی که تغییرات دیگر حالت‌ها بیشتر است. در مقطع انتهایی، یعنی در لبه‌ی فرار بال نیز، در حالت کانارد وسط تنها پدیده‌ی ادغام گردابه‌ها و همچنین وجود ناحیه‌ی کم فشار بزرگ‌تری مشاهده شده است. در این مقطع و در حالت کانارد بالا اثری از گردابه‌ی ناشی از حضور بدنه دیده نشده و گردابه‌ی ضعیف‌تری نسبت به حالت کانارد وسط دیده شده است.

در شکل ۱۰ با افزایش زاویه‌ی حمله تا $\alpha_w = 25^\circ$ نیز مانند شکل ۹ در مقطع $x/c = 0.438$ نتایج مشابهی دیده می‌شود. در این مقطع، الگوی جریان در دو حالت کانارد بالا و بدون کانارد به یکدیگر شبیه‌اند اما با حالت کانارد وسط متفاوت است. حالت کانارد وسط در این شرایط نیز بر تمام نواحی میدان جریان اثرگذار است، در حالی که حالت کانارد بالا فقط بر ناحیه‌ی بین گردابه‌ی اصلی و لبه‌ی حمله‌ی بال مؤثر است.

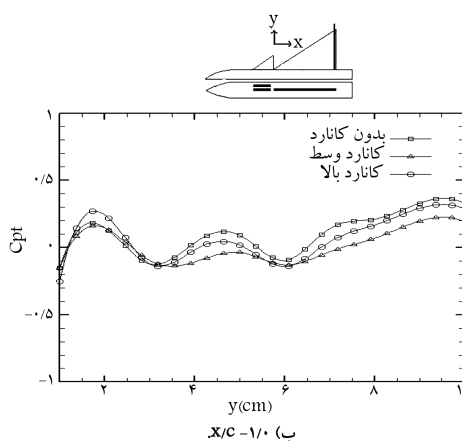
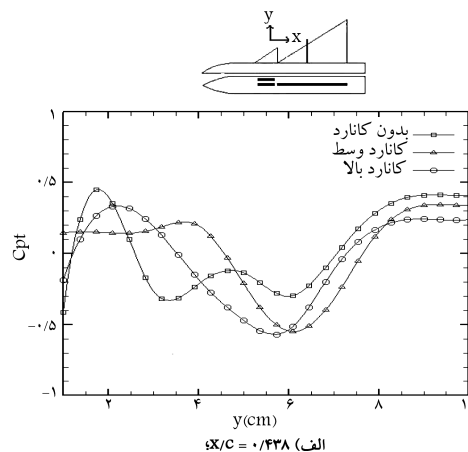
ادغام گردابه‌ها در $x/c = 1$ در لبه فرار در ناحیه تقریباً گسترده‌ی در سطح بال مشاهده می‌شود.

۷. نتیجه‌گیری

آزمایشات مختلفی بر روی یک مدل شامل بال و کانارد مثلی با لبه‌ی حمله‌ی تیز و زاویه‌ی پس‌گردایی 6° درجه انجام شده است. فشار کل میدان جریان روی بال با استفاده از ریک مخصوصی که توسط نگارندگان طراحی و ساخته شده، در شرایط مختلف اندازه‌گیری شده است. حضور کانارد سبب پایداری بیشتر گردابه می‌شود و در نتیجه به جابه‌جایی پدیده‌های تشکیل شده روی بال به سمت لبه‌ی حمله‌ی بال در نزدیکی رأس آن منجر می‌شود. گردابه‌ی ناشی از حضور بدنه نیز به سبب جدایش جریان از روی سطح بدنه در زوایای حمله‌ی بالا تشکیل شده است. با حضور کانارد این گردابه با گردابه‌ی لبه‌ی حمله‌ی بال ادغام می‌شود. همچنین در شرایط تغییر موقعیت عمودی کانارد در حالت بدون انحراف در نواحی جلوی بال، حالت کانارد وسط بر کل میدان جریان و حالت کانارد بالا فقط بر ناحیه‌ی بین گردابه و لبه‌ی حمله‌ی بال اثر می‌گذارند. افزایش زاویه‌ی حمله در حالت کانارد بالا موجب تغییراتی از جمله ادغام بهتر گردابه‌ها در این نواحی می‌شود. علاوه بر این، الگوی جریان در مقاطع بعدی در هر سه حالت به یکدیگر شبیه‌اند و پدیده‌ی خاصی مشاهده نمی‌شود.

منابع (References)

1. Er-El, J. "Effect of wing/canard interference on the loading of a delta wing", *Journal of Aircraft*, **25**(1), (1987).
2. Skow, A.M. "An analysis of the Su-27 flight demonstra-



شکل ۱۰. توزیع فشار در راستای دهانه بال و در زوایای حمله بال و کانارد $\alpha_w = 25^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$.

ناشی از حضور بدنه تغییر می‌کند و تأثیر آن بر میدان جریان روی بال کاهش می‌یابد (شکل ۸ ب). در حالت کانارد وسط به واسطه‌ی حضور کانارد، گردابه‌ی ناشی از بدنه با گردابه‌ی اصلی ادغام، و گردابه‌ی قوی‌تر و نواحی کم فشار بیشتری در نمودار دیده می‌شود.

در شکل ۹ توزیع فشار در راستای دهانه‌ی بال در سه حالت بال تنها، کانارد وسط و کانارد بالا و به ترتیب در زوایای حمله‌ی بال و کانارد $\alpha_w = 15^\circ$ و $\alpha_c = 0^\circ$ نشان داده شده است. در این شکل و در مقطع $x/c = 0.438$ به سبب اثر حضور کانارد در حالت‌های کانارد در تمامی پدیده‌های رخ داده به سمت لبه‌ی حمله‌ی بال منتقل شده‌اند و در ناحیه‌ی بین گردابه‌ی اصلی بال و بدنه، الگوی جریان در حالت

tion at the 1989 paris air show", *SAE paper*, (901001), (April 1990).

3. Kehoe, M.W.; Bjarke, L.J. and Lauire, E.J. "An in-flight interaction of the X-29A canard and flight control system", *NASA Tm*, (101718), (April 1990).
4. Hummel, D. and Oelker, H.C. "Effects of canard position

- on the aerodynamic characteristics of a close-coupled canard configuration at low speed”, AGARD-Cp-465, (1989).
5. Hummel, D. and Oelker, H.C. “Low-speed characteristics for the wing-canard configuration of the international vortex flow experiment”, *Journal of Aircraft*, **31**(4), (1994).
 6. Bergmann, A. and Hummel, D. “Aerodynamic effects of canard position on a wing body configuration in symmetrical flow”, *AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, 39th Reno, Nevada, (Jan 2001).
 7. Howard, R.M. and O’Leary, J.F. “Flow field study of a close-coupled canard configuration”, *Journal of Aircraft*, **31**(4), (July-Aug 1994).
 8. Soltani, M.R.; Davari, A.R.; Nayebyzadeh, A.; Izadkhah, M. and Masdari, M. “Effects of canard on the flow field of a delta wing”, 3th Aero Tech Conference, Malaysia, Accepted (2009).

EFFECTS OF VERTICAL POSITIONS OF CANARD ON THE VELOCITY FIELD ON A DELTA WING

M.R. Soltani*

msoltani@sharif.edu

Dept. of Aerospace Engineering
Sharif University of Technology

A.R. Davari

davariar@yahoo.com

Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering
Science and Research Branch
Islamic Azad University

M. Izadkhah

m.izadkh@yahoo.com

Dept. of Aerospace Engineering
Sharif University of Technology

Sharif Mechanical Engineering Journal

Volume 28, Issue 3, Page 15-21, Original Article

© Sharif University of Technology

Abstract

A series of subsonic wind tunnel experiments were carried out to investigate effects of the presence and positions of a canard on the velocity field over a delta wing. In this research, flow field measurements on a one-meter aluminum alloy model are performed. In order to under-

stand canard influence, the canard was set at two vertical positions, high and mid, with respect to the wing level. Flowfield measurements were performed to study the mechanism of canard-wing vortex interactions. The data show that canard vertical positions have a significant influence on the vortices locations, as well as on vortex breakdown. Results of the flow field measured by a specific rake show that the wing leading edge vortex becomes stronger by increasing The angle of attack. In addition, the vertical distance of the vortex, with respect to the wing surface, increases, and the position of the vortex breakdown moves upstream. The pressure loss induced by the canard vortex on the wing surface moves the wing vortex toward the leading edge. When the two vortices are placed at an appropriate distance from each other, their merging can lead to a sudden pressure loss. In the mid canard configuration case, both canard and wing vortices merge at $x/c > 0.5$, and, as a result of this phenomenon, abrupt pressure loss occurs and a stable vortical flow is maintained on the wing. It is shown that low alpha canard deflections, with respect to the wing or free stream, makes significant changes to the flowfield over the wing.

Key Words: delta wing, canard, vortex, flow field.

* corresponding author

Received 17 April 2010; received in revised form 14 December 2010; accepted 11 April 2011.