



دانشگاه صنعتی امیرکبیر
(پلی تکنیک تهران)

دوره ۴۸، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۵، صفحه ۳۰۵ تا ۳۱۴
Vol. 48, No. 3, Autumn 2016, pp. 305-314



نشریه علمی پژوهشی امیرکبیر - مهندسی مکانیک
AmirKabir Journal of Science & Research
Mechanical Engineering
ASJR-ME

بررسی تجربی اثر دم H شکل روی ضرائب آیرودینامیکی یک مدل هوایپما با و بدون مخزن سوخت خارجی

ابراهیم گشتاسبی راد^{۱*}، سید محسن اعتصامی رنانی^۲

۱- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز

۲- کارشناس ارشد آیرودینامیک، شرکت صنایع هوایپماسازی ایران، اصفهان

(دریافت: ۱۳۹۲/۳/۸ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۲)

چکیده

دم یکی از ارکان اصلی هوایپماست که وظیفه تریم، پایداری و کنترل هوایپما را بر عهده دارد. تا کنون انواع مختلفی از دم طراحی و ساخته شده است که هر یک مزایا و معایب خاص خود را دارند. هر نوع دم علاوه بر ویژگی‌های آیرودینامیکی مطلوب، باید پایداری لازم را ایجاد نموده و توانایی کنترل و تریم هوایپما را داشته باشد. آنچه در این پژوهش مطرح شده است بررسی اثرات دم H شکل بر ضرائب آیرودینامیکی هوایپما به همراه مخزن سوخت خارجی با استفاده از تست‌های تونل باد می‌باشد. آزمایش‌ها در تونل باد تراکم‌ناپذیر مرکز تحقیقات هوافضا ساخت کارخانه ISI ایتالیا در سه عدد رینولدز ۵۳۰۰۰۰، ۷۲۰۰۰۰ و ۸۰۰۰۰۰ انجام شده‌اند. مدل مورد استفاده در این مجموعه تست، مقیاس یک پنجم از یک نمونه هوایپمای کوچک است که امکان نصب یک فروند مخزن سوخت خارجی در زیر هر بال آن وجود دارد. این مدل دارای سطوح کنترلی شامل رادر و الویتور با قابلیت تغییر زوایا می‌باشد. نتایج، تغییرات عامل‌های آیرودینامیکی و محدوده پایداری را نسبت به زاویه حمله بدون مخزن سوخت و بدون زاویه حمله و با مخزن سوخت نشان می‌دهد.

کلمات کلیدی:

دم H شکل، ضرائب آیرودینامیکی، تونل باد.

Please cite this article using:

Goshtasbi Rad, E., Eatesami Renani, S. M., 2016. "Experimental Investigation of Effect of H Type Tail on Aerodynamic Coefficients of Aircraft Model, With and Without External Fuel Tank". *AmirKabir Journal of Mechanical Engineering*, 48(3), pp. 305-314.

URL: http://mej.aut.ac.ir/article_659.html

نویسنده مسئول و عهده‌دار مکاتبات: Email: goshtasb@shirazu.ac.ir

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:



۱- مقدمه

سازمان علوم و فناوری دفاعی امریکا روی هواپیمای F-18 [۵] و بررسی مدهای خمش - پیچش کوپل و غیر کوپل با استفاده از دو مدل فاصله بین دمه‌های دوتایی عمودی و واکنش این دمه‌ها توسط کاندیل و شتا [۶] و بالاخره گزارش سازمان ناسا در مورد شبیه‌سازی به روش محیط محاسباتی چندمنظمی^۸ برای یافتن اثر گردابه‌های بال روی این‌گونه دمه‌ها [۷]. به هر حال در مورد این تحقیق خاص منابع چندانی مشاهده نشد.

نتایج این پژوهش نشان می‌دهد که محدوده پایداری برای مدل هواپیمای مورد آزمایش با تغییر زاویه الویتور و تغییر زاویه رادر چگونه تغییر می‌کند. همچنین با داشتن مخزن خارجی نیروها و گشتاورهای ایجادشده چه محدوده مطلوبی را نشان می‌دهند.

۲- وسایل اندازه‌گیری و فرآیند انجام تست‌ها

تونل باد مورد استفاده در این مجموعه تست‌ها تونل باد مادون صوت مرکز تحقیقات مهندسی جهاد کشاورزی استان فارس است که از نوع مدار بسته با ابعاد محفظه آزمایش $200 \times 80 \times 80$ سانتیمتر می‌باشد. این تونل ساخت کارخانه ISI ایتالیا بوده، دارای ابعاد کلی $18 \times 5 \times 3/8$ متر و مجموع توان دستگاه 230 kW است و قابلیت انجام تست‌های نیرویی و فشاری را داشته و مجهز به یک بالانس ۶ مؤلفه‌ای است که دارای شش حسگر نیرویی^۹ است و می‌تواند نیروهای برآ و پس‌آ و نیروی جانبی را همراه با گشتاورهای پیچشی، چرخشی و گردشی اندازه‌گیری کند. سرعت هوا در محفظه آزمایش (بدون مدل) از 10 تا 100 متر بر ثانیه قابل تنظیم است که با تنظیم مداوم و متوالی و توزیع ثابت انجام می‌گیرد. دامنه تغییرات عدد رینولدز در محفظه از 5×10^5 تا 5×10^6 بر متر و شدت آشفتگی محفظه آزمایش $0/15$ درصد می‌باشد. برای انجام تست در هر تونل باد ابتدا باید کیفیت جریان در مقطع آزمون تونل مورد تأیید قرار گیرد که در مورد تونل باد شیراز این مطلب قبلاً مورد بررسی قرار گرفته است [۸].

۳- مدل

مدل مورد استفاده در این مجموعه آزمایش، مقیاس یک پنجم از یک نمونه هواپیمای کوچک است که امکان نصب یک فروند مخزن سوخت خارجی^{۱۰} در زیر هر بال آن (مجموعاً دو فروند در زیر دو بال) وجود دارد. این مدل دارای سطوح کنترلی شامل شهپر، رادر و الویتور با قابلیت تغییر زوایا می‌باشد.

۴- کالیبراسیون سیستم بالانس تونل باد

سیستم بالانس تونل باد شیراز که از نوع بالانس‌های خارجی می‌باشد و عمل اخذ نیروهای آبرودینامیکی وارده به مدل را انجام می‌دهد چنانچه در شکل‌های ۲ و ۳ دیده می‌شود دارای شش حسگر نیرویی A

دم‌ها در واقع بال‌های کوچکی هستند که اصلی‌ترین تفاوت میان آنها و بال این است که بال برای تولید سهم اصلی برآ طراحی می‌شود در حالی که دم به گونه‌ای طراحی می‌شود که فقط قسمتی از برآی آن جهت تربیم هواپیما مورد استفاده قرار گیرد. بنابراین اگر هواپیما در شرایطی قرار گیرد که دم بیشینه برآی بالقوه خود را تولید کند یعنی به واماندگی^۱ نزدیک شود، شرایط خطرناکی پدید خواهد آمد [۱].

همچنین مجموعه دم یک جزء کلیدی در ایجاد پایداری هواپیما است. هرچند امکان طراحی یک هواپیمای پایدار بدون استفاده از دم نیز وجود دارد اما چنین طرحی معمولاً موجب تغییراتی در عوامل دیگر از قبیل افزایش سطح پسگرایی^۲ بال، کوچکتر شدن محدوده مرکز ثقل و موارد دیگر می‌شود.

وظیفه مهم دیگر دم، کنترل است. دم باید به اندازه‌ای باشد که توانایی کنترل کافی را در تمام شرایط بحرانی داشته باشد. توان کنترل به اندازه و نوع سطح متحرک به همان اندازه بستگی دارد که به اندازه کلی خود بال وابسته است [۲].

با توجه به موقعیت قرارگیری دم در عقب بدنه، عملکرد آن تحت تأثیر بال و موتورها قرار می‌گیرد به‌ویژه در حالتی که موتورها از نوع ملخی باشند، جریان ریزشی از ملخ‌ها بر عملکرد دم به شدت اثر می‌گذارد [۲]. دم H شکل معمولاً برای پرواز هواپیما در زوایای حمله بالا به کار برده می‌شود به طوری که دم عمودی در معرض جریان هوای توزیع شده قرار نمی‌گیرد. در هواپیمای چندموتوره از این نوع دم استفاده می‌شود تا رادرها را در معرض جریان ریزشی ملخ^۳ قرار دهد و بدین طریق کنترل‌پذیری هواپیما در حالت یک موتور خاموش افزایش یابد. دم H شکل از دم‌های معمولی سنگین‌تر است اما اثر صفحه انتهایی آن باعث می‌شود که اندازه دم افقی آن کوچک‌تر شود [۱].

در دم‌های H شکل ارتفاع زیاد فین^۴ موجب افزایش فاصله مرکز آبرودینامیکی فین از محور طولی بدنه هواپیما می‌شود و در نتیجه هنگام انحراف زاویه رادر^۵، گشتاور چرخشی^۶ ایجاد می‌نماید [۲].

تحقیقات گسترده و متنوعی در مورد پایداری و توانایی هواپیماهای کوچک با دم عمودی H شکل و دوتایی عمودی^۷ صورت پذیرفته است مانند تحقیقاتی که کاسمانکا برای مدل مقیاس $1/4$ یک هواپیمای بدون سرنشین همراه با سه نوع مجموعه دم شامل دم H شکل، دم هشتی شکل یا V معکوس و دم لامبدا شکل در یک تونل باد کم‌سرعت انجام داد و عملکرد طولی آنها را با یکدیگر مقایسه نمود [۳]. همچنین تحقیقاتی که روی هواپیمای سسنا O-2 صورت پذیرفته [۴] و یا تحقیقات

- 1 Stall
- 2 Sweep
- 3 Propwash
- 4 Fin
- 5 Rudder
- 6 Rolling moment
- 7 Twin tail

8 Multi-disciplinary computing environment MDICE

9 Load cell

10 External store

نتیجه کار ماتریس $A_{6 \times 6}$ بوده که شرح تفصیلی محاسبه آن در مرجع [۹] آمده است.

گفتنی است که نقطه مرجع محاسبه نیروها و گشتاورها در سیستم بالانس تونل باد شیراز نقطه‌ای به فاصله ۲۰۵ میلی‌متر در زیر نقطه وسط نگهدارنده استرات جلو در صفحه تقارن تونل است. با داشتن نیروها و گشتاورها در این نقطه، در دستگاه مختصات تونل، می‌توان نیروها و گشتاورها را به هر نقطه و دستگاه مختصات دیگری انتقال داد.

۵- جهات مورد استفاده در تعیین ضرایب آیرودینامیکی

در آزمایش‌های آلفا (یعنی زاویه حمله‌های مختلف) محور X محوری در جهت جریان تونل باد و موازی خط مرکزی آن و محور Y در جهت بال راست هواپیماست و در نتیجه با توجه به قانون دست راست محور Z در راستای عمود بر کف محفظه آزمون تونل باد به سمت سقف تونل می‌باشد. بنابراین نیروی پسای هواپیما در راستای X ، نیروی جانبی در راستای Y و نیروی برآ در راستای Z می‌باشد.

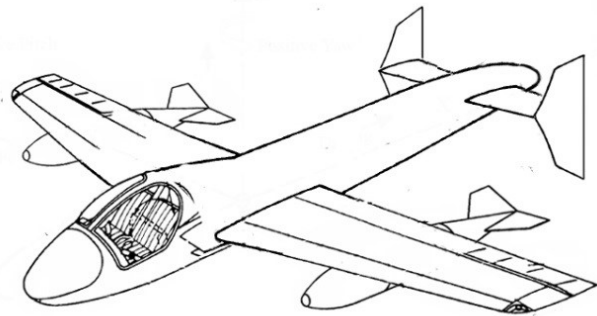
در تست‌های بتا یعنی در حالتی که باد جانبی با زاویه بتا به هواپیما برخورد می‌کند سیستم مختصات شرح داده شده در تست‌های آلفا در هر زاویه بتا به اندازه همین زاویه حول محور Z می‌چرخد.

گفتنی است که زاویه مثبت آلفا به معنی بالا بودن دماغه مدل^{۱۱} و زاویه مثبت بتا به معنی چرخش دماغه مدل به طرف بال سمت چپ است.

۶- برنامه آزمایش‌ها

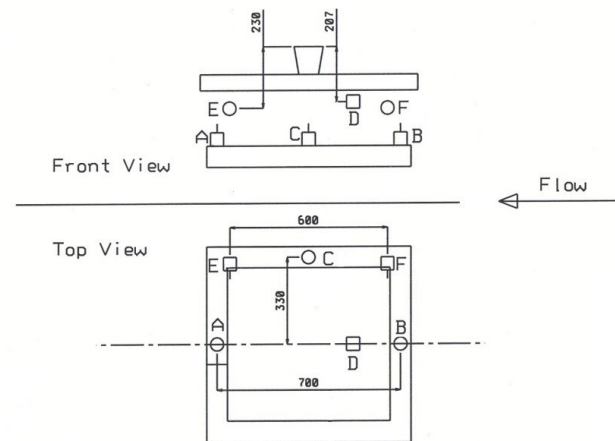
تجارب قبلی نشان می‌دهد که تونل باد مرکز تحقیقات مهندسی جهاد کشاورزی استان فارس در سرعت‌های کمتر از 60 m/s دقت لازم را ندارد و به منظور افزایش اطمینان در اندازه‌گیری‌ها، هر آزمایش در سه سرعت 60 ، 80 و 90 متر بر ثانیه انجام گرفته است زیرا در صورت بروز هرگونه خطا در هنگام انجام تست در یکی از سرعت‌ها، این خطا سریعاً مشخص می‌شود. ضمن اینکه با توجه به تغییرات اندک ضرایب بی‌بعد در این سرعت‌ها، ملاک صحت نتایج آزمایش، انطباق رفتار ضرایب بی‌بعد حداقل در دو سرعت با رینولدز نزدیک به هم جریان مغشوش مورد آزمایش می‌باشد. گفتنی است که عدد رینولدز بر حسب طول کورد متوسط آیرودینامیکی بال مدل هواپیما برای سرعت جریان 60 m/s و 80 m/s و 90 m/s به ترتیب 530000 ، 720000 و 800000 و اعداد ماخ 0.17 و 0.23 و 0.27 می‌باشد.

به طور کلی در اندازه‌گیری دو نوع خطا وجود دارد: خطای بایاس^{۱۲}، B_x و خطای دقت^{۱۳}، P_x . خطای بایاس مربوط به دقت وسایل اندازه‌گیری و خطای دقت به میزان خطا در روش اندازه‌گیری مربوط است که به صورت آماری محاسبه می‌شود. نتایج به‌دست‌آمده از محاسبه خطای ضرایب پساً، برآ و گشتاور پیچشی به ترتیب $\sigma_{CD} = 5.7\%$ ، $\sigma_{CL} = 2.3\%$ و

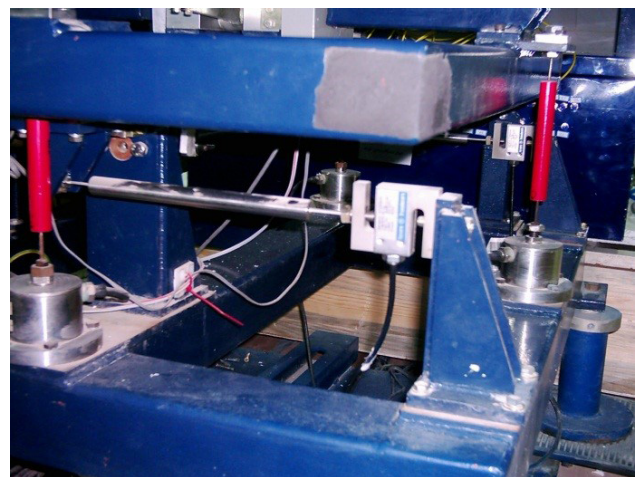


شکل ۱: نمای شماتیک هواپیما با دم H شکل همراه با مخازن سوخت خارجی نصب شده در زیر بال

B, C, D, E, F برای اندازه‌گیری نیروها و گشتاورها می‌باشد.



شکل ۲: چیدمانی حسگرهای نیرویی در دستگاه بالانس ۶ مؤلفه‌ای تونل باد شیراز



شکل ۳: حسگرهای نیرویی عمودی و افقی دستگاه بالانس

خروجی این حسگرهای نیرویی در پاسخ به نیروهای وارده به آنها به صورت ولتاژهایی است که به طور مستقیم قابل استفاده نمی‌باشند. به این علت باید با کالیبره کردن سیستم بالانس تونل باد یک ماتریس 6×6 به دست آورد تا با ضرب ولتاژهای حاصله در این ماتریس، نیروهای برآ، پساً و جانبی و گشتاورهای پیچشی، چرخشی و گردشی به‌دست آیند.

11 Nose up
12 Bias
13 Precision

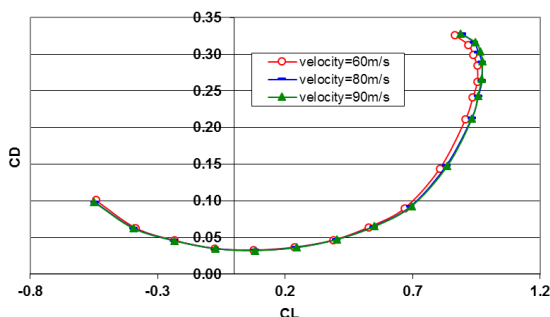
$\sigma_{C_m} = 4.1\%$ به دست آمد.

۷- تحلیل نتایج

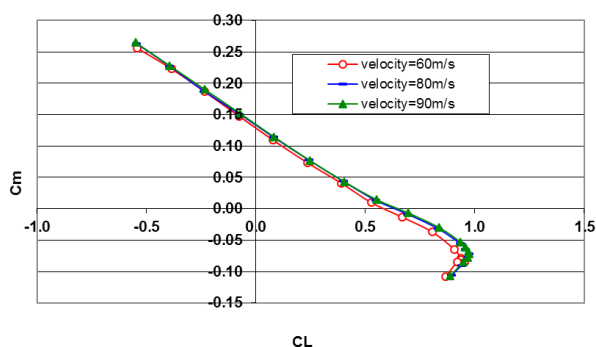
۱-۷- حالت تمیز

در حالتی که کلیه سطوح کنترلی بسته باشند یعنی هیچ تغییر زاویه‌ای^{۱۴} در رادر، ایلرون و الویتور ایجاد نشود و ارا به فرود نیز بسته باشد، مدل در حالت تمیز^{۱۵} قرار دارد.

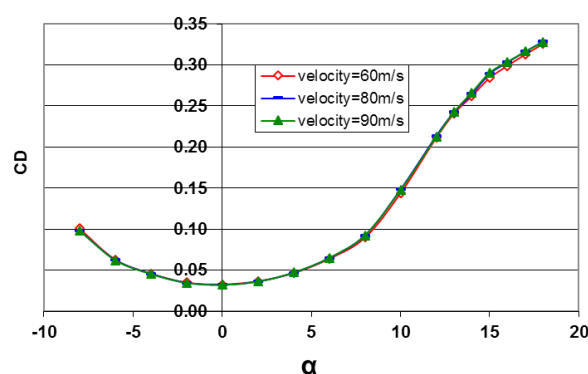
مدل در سرعت‌های مختلف در یک پلار کامل زاویه حمله تست شده است که نتایج این آزمایش در شکل‌های ۴ تا ۸ به صورت نمودارهای C_m-C_L ، C_L-C_D ، $C_m-\alpha$ ، $C_D-\alpha$ ، $C_L-\alpha$ آمده است.



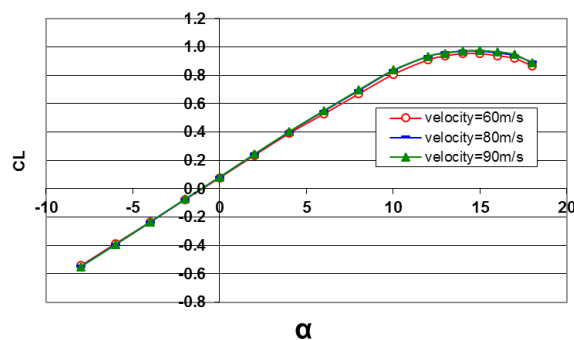
شکل ۷: اثرات تغییر سرعت بر نمودار C_D-C_L



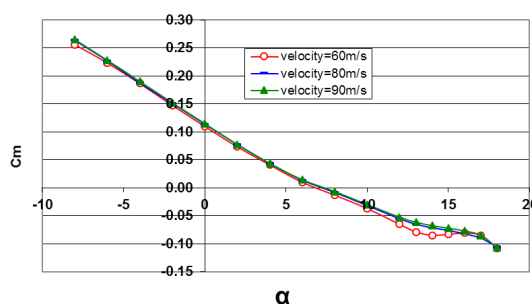
شکل ۸: اثرات تغییر سرعت بر نمودار C_m-C_L



شکل ۴: اثرات تغییر سرعت بر نمودار $C_D-\alpha$



شکل ۵: اثرات تغییر سرعت بر نمودار $C_L-\alpha$



شکل ۶: اثرات تغییر سرعت بر نمودار $C_m-\alpha$

در این آزمایش مشاهده می‌شود که نتایج تست در سرعت‌های 80 m/s و 90 m/s مشابه می‌باشد که نشان‌دهنده صحت اندازه‌گیری ضرایب نیرو و گشتاور است اما نتایج در سرعت 60 m/s اختلاف‌هایی با این دو سرعت دارد که بیانگر تأثیر عدد رینولدز از 530000 تا 800000 و عدد ماخ از 0.17 تا 0.27 بر پارامترهای C_L و C_D و C_m می‌باشد. افزایش عدد رینولدز موجب افزایش جزئی CL_{max} و CL_{α} و $CL_{m_{L=0}}$ شده است. پسای هر هواپیما را می‌توان به سه قسمت تقسیم کرد که به ترتیب C_{D0} و پسای القایی و پسای ناشی از جدایش است. در نمودار $C_D-\alpha$ محدوده‌ای وجود دارد که پسای ناشی از جدایش قابل توجه نمی‌باشد. معادله مربوط به این محدوده در نمودار C_L-C_D عبارت است از:

$$CD = 0.18578VCL^2 - 0.19856CL + 0.32264 \quad (1)$$

در واقع این نمودار پسای قطبی مدل می‌باشد.

با اعمال فرمول پسای قطبی حاصله برای تمام زوایای حمله، پسایم که مجموع پسای C_{D0} و پسای القایی است به دست می‌آید. اختلاف این پسای و پسای کل هواپیما، پسای ناشی از جدایش می‌باشد که برای این مدل در شکل ۹ به خوبی نمایان است. در این نمودار مشاهده می‌گردد که از زاویه ۸ درجه به بعد پسای ناشی از جدایش به شدت افزایش می‌یابد.

۷-۲- تست مدل با زوایای مختلف الویتور

این تستها در چهار زاویه الویتور $+20$ ، $+10$ ، -10 و -20 انجام گرفته است. زوایای مثبت و منفی الویتور در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ آمده است:

- 14 Deflection
- 15 Clean

یافته است که به‌وضوح به‌علت اضافه شدن نیروی برای دم است. در واقع تغییرات زاویه الویتور تنها باعث جابجایی منحنی $C_L-\alpha$ مربوطه شده و شیب منحنی برآ افزایش یا کاهش نیافته است (شکل ۱۳).

بدون توجه به جهت انحراف الویتور در تمامی زوایای انحراف آن مقدار C_{D0} با انحراف زاویه الویتور افزایش یافته است (شکل ۱۲).

ضریب پسا در هر دو حالت انحراف الویتور به بالا یا پایین افزایش می‌یابد. پسا با انحراف مثبت الویتور (به سمت پایین) در زوایای حمله مثبت و برای انحراف منفی الویتور در زوایای حمله منفی بیشتر افزایش یافته است. توجه این رفتار این است که در زوایای حمله مثبت، انحراف به سمت پایین الویتور باعث می‌شود که سطح آن در مقابل جریان قرار بگیرد و در انحراف به سمت بالای الویتور نیز این اتفاق در زوایای حمله منفی می‌افتد (شکل ۱۲).

برای انحراف مثبت الویتور در زوایای حمله منفی سطح دم افقی در مقابل الویتور تغییر شکل یافته قرار می‌گیرد و دنباله دم سطح الویتور را می‌پوشاند در نتیجه الویتور در مقابل جریان حس نمی‌شود و نیروی پسا به مقادیر حالت تمیز کاهش می‌یابد. برای الویتور منفی (به سمت بالا) نیز عکس همین قضیه اتفاق می‌افتد (شکل ۱۵).

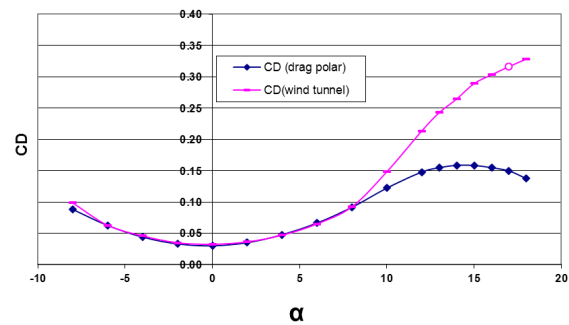
تغییرات ضریب C_L^2 در فرمول پسا قطبی بسیار کم می‌باشد و این بدین معنی است که افزایش پسا القایی با انحراف زاویه الویتور تقریباً ثابت می‌باشد.

نمودار پسا قطبی در زوایای مختلف الویتور در اثر جابجایی نمودار پسا قطبی حالت تمیز به دست می‌آید که این جابجایی به خاطر افزایش C_{D0} و C_{L0} ناشی از انحراف الویتور می‌باشد.

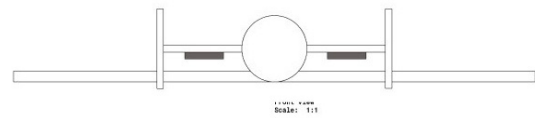
در تمام زوایای الویتور شروع پسا ناشی از جدایش از زاویه حمله ۸ درجه است که این مسأله با مقایسه پسا کل که حاصل از تونل باد می‌باشد با پسا حاصل از این فرمولها در تمام زوایای حمله مشخص می‌گردد (شکل ۱۲).

در نمودار $C_L-\alpha$ مشاهده می‌شود که رفتار الویتور کاملاً منطقی است اما در نمودارهای $C_m-\alpha$ در زوایای انحراف الویتور ۱۰- و ۲۰- در زوایای حمله منفی به علت افزایش ناحیه جدایش کاهش کارایی الویتور مشاهده می‌شود (شکل ۱۴).

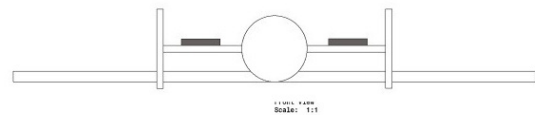
با توجه به اینکه مکان اعمال نیروی برای الویتور پشت محل اندازه‌گیری گشتاور است، افزایش برآ در اثر انحراف مثبت الویتور (به سمت پایین) باعث شده ضریب گشتاور پیچ منفی‌تر و پایداری هواپیما بیشتر شود (شکل‌های ۱۵ و ۱۶).



شکل ۹: نمودار $C_D-\alpha$ در تستهای تونل باد و مقایسه با نتایج حاصل از محاسبه با فرمول پسا قطبی



شکل ۱۰: زاویه مثبت الویتور در نمای شماتیک یک هواپیما با دم H شکل (دید از پشت)



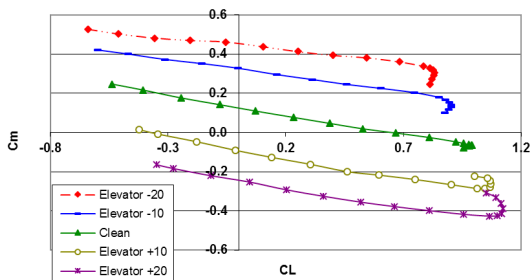
شکل ۱۱: زاویه منفی الویتور در نمای شماتیک یک هواپیما با دم H شکل (دید از پشت)

نتایج این تست‌ها به همراه حالت تمیز در شکل‌های ۱۲ تا ۱۶ به صورت نمودارهای $C_L-\alpha$ ، $C_D-\alpha$ و $C_m-\alpha$ آمده است.

از آنجا که تغییر در زاویه انحراف الویتور موجب تغییر پیکربندی هواپیما می‌شود، C_{D0} نیز تغییر می‌کند به طوری که در یک زاویه حمله ثابت با انحراف الویتور از زاویه صفر درجه C_{D0} افزایش می‌یابد. در زاویه‌های حمله بالا ناحیه جدایش بر روی بال افزایش می‌یابد و در نتیجه پسا حاصل از جدایش از این زاویه به بعد آغاز می‌شود به صورتی که با افزایش زاویه حمله پسا حاصل از جدایش نسبت به پسا القایی و C_{D0} به شدت افزایش می‌یابد. با دقت در شکل ۱۵ واضح است که رفتار منحنی C_L-C_D برای زوایای الویتور مختلف تقریباً یکسان است اما این منحنی‌ها به خاطر افزایش C_{D0} و C_{L0} که ناشی از تغییر پیکربندی هواپیما در ناحیه دم می‌باشد، ابتدا به دلیل تغییرات مثبت یا منفی C_{L0} به سمت چپ یا راست و سپس به خاطر افزایش C_{D0} به سمت بالا جابجا شده‌اند. با دقت در شکل ۱۴ دیده می‌شود که در زوایای حمله منفی و زمانی که الویتور زاویه انحراف منفی گرفته است، به علت افزایش جدایش جریان در ناحیه پشتی الویتور شیب منحنی ضریب گشتاور پیچشی کاهش یافته که نشانگر کاهش کارایی الویتور در این محدوده می‌باشد.

در واقع از این نمودارها این نتایج به دست می‌آید:

۱. ضریب برآ با انحراف مثبت زاویه الویتور (به سمت پایین) افزایش



شکل ۱۶: اثرات تغییر زاویه انحراف الویتور بر نمودار C_m-C_L

۳-۷- اثرات مخزن سوخت خارجی در حالت تمیز

از آنجا که در صورت نیاز، امکان نصب دو مخزن سوخت خارجی در زیر بال‌های هواپیما وجود دارد، اثرات این مخازن نیز مورد بررسی قرار می‌گیرند. اگرچه دو مخزن سوخت خارجی در زیر بال‌های هواپیما نصب می‌شود اما در این آزمایش‌ها علاوه بر بررسی اثرات وجود این دو مخزن سوخت در حالت تمیز اثر وجود یک مخزن سوخت خارجی در زیر یک بال نیز مورد بررسی قرار گرفته است.

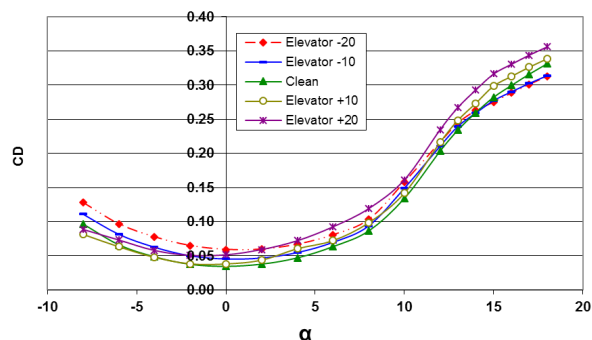
نتایج این تستها در حالت تمیز در شکل‌های ۱۷ تا ۲۴ به صورت نمودارهای C_L-C_m ، C_L-C_D ، $C_n-\alpha$ ، $C_l-\alpha$ ، $C_y-\alpha$ ، $C_m-\alpha$ ، $C_D-\alpha$ ، $C_L-\alpha$ آمده است. اثرات وجود مخزن سوخت خارجی بر روی ضرائب مدل در حالت تمیز به شرح زیر است:

۱. با توجه به فرمول‌های پس‌آی قطبی برای این سه تست مشاهده می‌شود که C_{D0} با افزودن مخازن سوخت خارجی افزایش قابل توجهی می‌یابد ولی ضریب عددی C_L^2 که نمایانگر ضریب اسوالد^{۱۶} است، کاهش می‌یابد اگرچه این کاهش ناچیز است. با توجه به شکل ۱۷ نیز مشخص می‌شود که پس‌آی ناشی از جدایش نیز با وجود مخزن سوخت خارجی افزایش نیافته است بنابراین منشأ افزایش پس‌آی بوسیله مخزن سوخت خارجی افزایش C_{D0} و پس‌آی القایی ناشی از افزایش برآ می‌باشد.

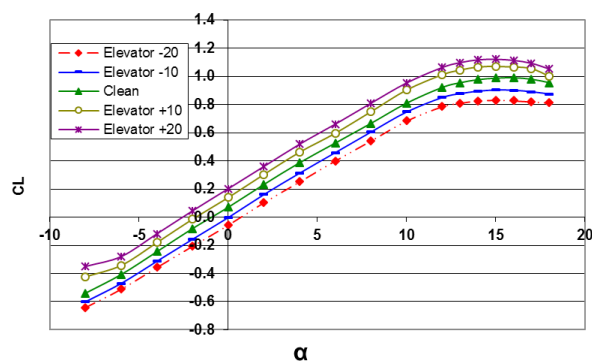
۲. در زوایای حمله بالا افزایش برآ بیشتر به چشم می‌خورد. دماغه مخازن سوخت خارجی جلوتر از لبه بال است و ریختن فوارزش آنها روی بال باعث سرعت و انرژی دادن به جریان روی بال و در نهایت افزایش نیروی برآ گشته و واماندگی را نیز به تأخیر انداخته است. گردابه پشت مخازن سوخت خارجی باعث ایجاد منطقه کم‌فشار در پشت بال می‌شود که با تضعیف گرادیان فشار مثبت جدایش را به تعویق می‌اندازد (شکل ۱۹).

۳. وجود یک مخزن سوخت خارجی زیر بال راست هواپیما موجب ایجاد نیروی جانبی به سمت مخزن سوخت خارجی یا به عبارتی افزایش ضریب C_Y می‌شود که این ضریب با افزایش زاویه حمله با رابطه‌ای نسبتاً خطی افزایش می‌یابد (شکل ۱۸).

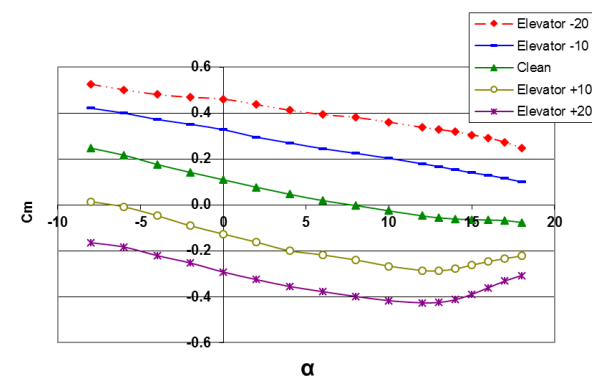
۴. وجود مخازن سوخت خارجی موجب افزایش CL_α و CL_{max} مدل می‌شود که این مسأله به خاطر افزایش برآ در سمتی از بال است که



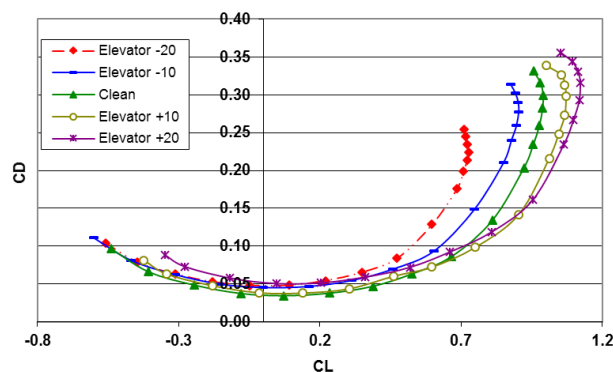
شکل ۱۲: اثرات تغییر زاویه انحراف الویتور بر نمودار $C_D-\alpha$



شکل ۱۳: اثرات تغییر زاویه انحراف الویتور بر نمودار $C_L-\alpha$

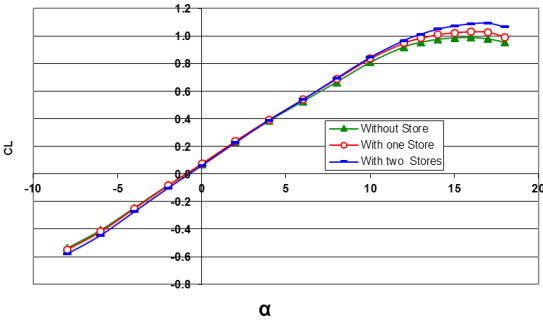


شکل ۱۴: اثرات تغییر زاویه انحراف الویتور بر نمودار $C_m-\alpha$

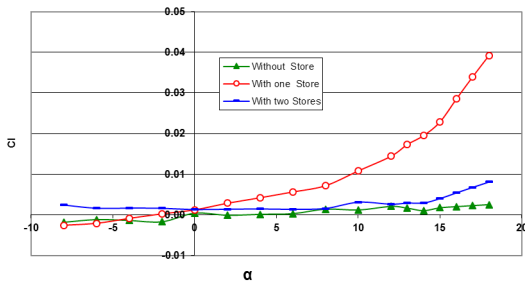


شکل ۱۵: اثرات تغییر زاویه انحراف الویتور بر نمودار C_D-C_L

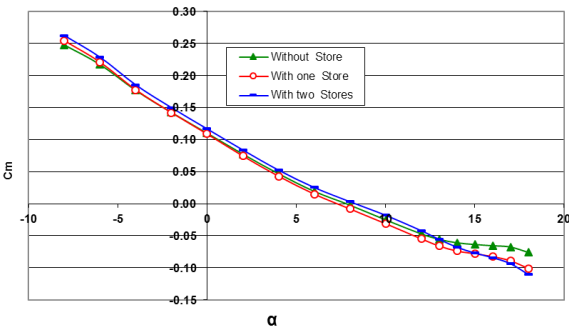
مخزن سوخت خارجی زیر آن نصب شده است (شکل ۱۹).



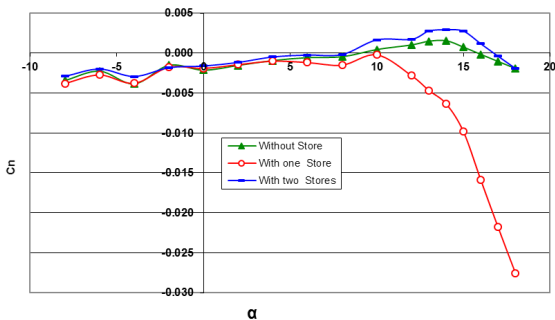
شکل ۱۹: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار $C_L-\alpha$



شکل ۲۰: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار $C_T-\alpha$



شکل ۲۱: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار $C_m-\alpha$



شکل ۲۲: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار $C_n-\alpha$

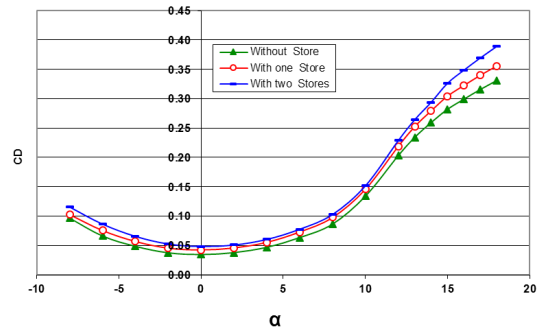
وجود یک مخزن سوخت خارجی زیر بال راست هواپیما موجب

ایجاد گشتاور چرخشی مثبت یا به عبارتی افزایش ضریب C_l می‌شود که این ضریب با افزایش زاویه حمله تا زاویه مشخصی با رابطه‌ای نسبتاً خطی افزایش می‌یابد ولی پس از این زاویه حمله این رابطه خطی نیست که با توجه به افزایش برآ در سمتی از بال که مخزن سوخت خارجی نصب شده این مسأله منطقی می‌باشد ولی رابطه این افزایش با افزایش زاویه حمله خطی نمی‌باشد (شکل ۲۰).

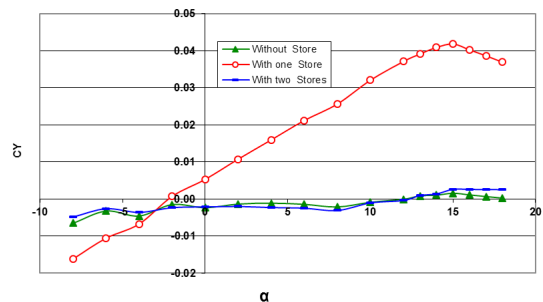
وجود یک مخزن سوخت خارجی زیر بال راست تا زاویه حمله مشخصی بر ضریب C_n تأثیر نمی‌گذارد ولی در نواحی واماندگی موجب ایجاد C_n منفی شدیدی می‌شود. این مسأله ناشی از واماندگی نامتقارن هواپیماست. در واقع بالی که مخزن سوخت در زیر آن نصب شده است دیرتر از بال دیگر دچار واماندگی می‌شود (شکل ۲۲).

با توجه به موارد ۴ و ۵ و توجه به این مسأله که آغاز جدایش‌های جریان در این مدل از زاویه حمله مشخصی می‌باشد، نتیجه منطقی این است که وجود مخزن سوخت خارجی نحوه واماندگی را عوض کرده است.

وجود مخازن سوخت خارجی موجب جابجایی ناچیز نمودار $C_m-\alpha$ گردیده است (شکل ۲۱).

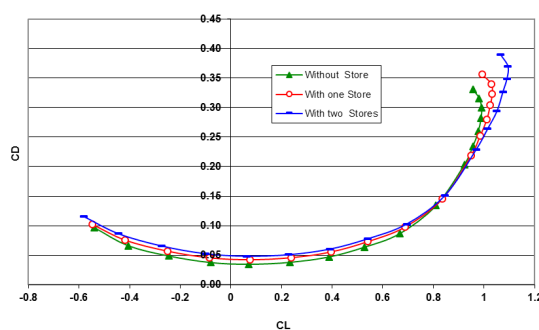


شکل ۱۷: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار $C_D-\alpha$

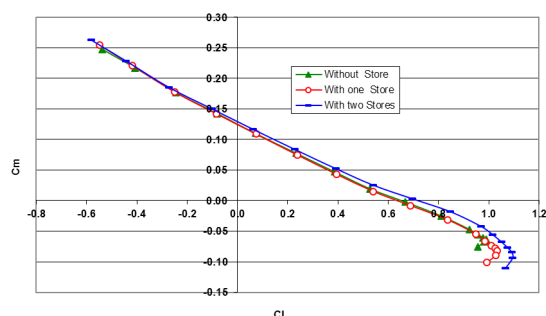


شکل ۱۸: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار $C_Y-\alpha$

از مرکز جرم هواپیما قابل توجه است. همانگونه که در شکل ۲۷ نشان داده شده است، پسای ناشی از رادر بسیار اندک است به نحوی که تغییر محسوسی در منحنی $C_D-\alpha$ ایجاد نمی‌شود که با توجه به ابعاد کوچک دم عمودی در مقایسه با کل هواپیما این مسأله قابل قبول است. از طرفی در شکل ۲۸ مشاهده می‌شود که علی‌رغم اینکه شیب منحنی $C_m-\alpha$ تقریباً ثابت است ولی در زوایای انحراف رادر -10° و $+10^\circ$ درجه نسبت به حالت صفر درجه جابجایی اندکی داشته است که به دلیل برخی نبود تقارن‌های جزئی در تنظیمات مدل بوده است. اثرات تغییر زاویه انحراف رادر بر نمودار $C_Y-\alpha$ که در شکل ۲۹ نمایش داده شده است، مطابق انتظار برای زوایای رادر -10° و $+10^\circ$ قرینه می‌باشد. ضمن اینکه در حالت بسته‌بودن رادر و با توجه به شرایط تمیز قاعدتاً ضریب نیروی جانبی باید برابر صفر باشد اما نوسانات کوچکی دیده می‌شود که احتمالاً به دلیل عدم تنظیم دقیق زاویه رادر است و قابل چشم‌پوشی می‌باشد. در مورد تغییرات ضریب گشتاور چرخشی (شکل ۳۰) به دلیل اینکه سیستم تعادل موجود توانایی اندازه‌گیری دقیق ضریب گشتاور چرخشی را ندارد، مقادیر به دست آمده قابل اعتماد نمی‌باشند اما در عین حال با توجه به تقارن نمودارهای مربوطه، رفتار این ضریب در مورد زوایای -10° و $+10^\circ$ درجه صحیح به نظر می‌رسد. همانگونه که مشاهده می‌شود در حالت تمیز که انتظار می‌رود ضریب گشتاور چرخشی برابر صفر باشد، این ضریب مقداری منفی دارد که مقدار آن به اندازه‌ای زیاد است که نمی‌تواند در اثر عدم تنظیم دقیق زوایای رادر و شهپرها باشد و با اطمینان می‌توان آن را به عدم توانایی سیستم بالانس در اندازه‌گیری دقیق ضریب گشتاور چرخشی نسبت داد. در مورد ضریب گشتاور گردشی نیز مشابه آنچه در خصوص ضریب نیروی جانبی بیان شد، تغییرات این ضریب قابل قبول است.



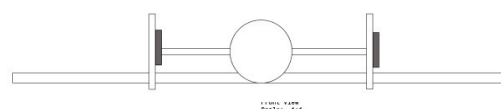
شکل ۲۳: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار C_L-C_D



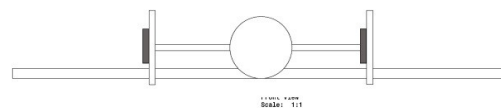
شکل ۲۴: اثرات مخزن سوخت خارجی بر نمودار C_L-C_m

۷-۴- ناهمگنی خواص مکانیکی

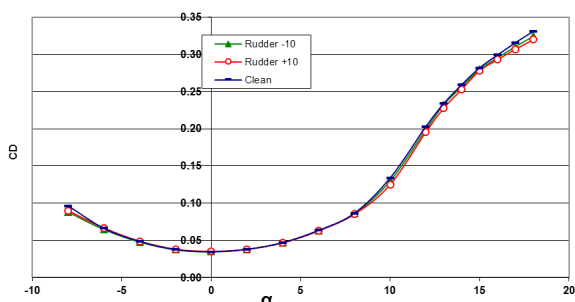
این آزمایش‌ها در ۲ زاویه رادر -10° و $+10^\circ$ انجام گرفته است. زوایای مثبت و منفی رادر در شکل‌های ۲۵ و ۲۶ آمده است:



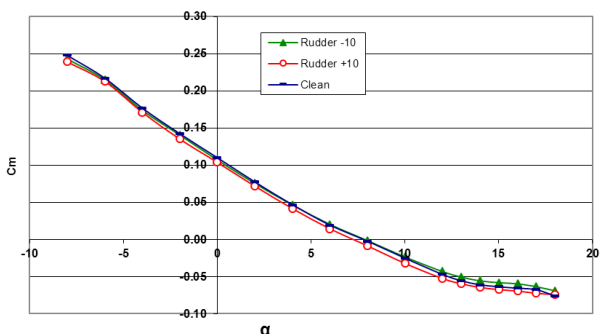
شکل ۲۵: زاویه مثبت رادر در نمای شماتیک یک هواپیما با دم H شکل (دید از پشت)



شکل ۲۶: زاویه منفی رادر در نمای شماتیک یک هواپیما با دم H شکل (دید از پشت)



شکل ۲۷: اثرات تغییر زاویه انحراف رادر بر نمودار $C_D-\alpha$



شکل ۲۸: اثرات تغییر زاویه انحراف رادر بر نمودار $C_m-\alpha$

نتایج این تست‌ها در شکل‌های ۲۷ تا ۳۱ به صورت نمودارهای $C_D-\alpha$ ، $C_m-\alpha$ ، $C_Y-\alpha$ ، $C_L-\alpha$ و $C_n-\alpha$ آمده است. انحراف رادر از زاویه صفر موجب پدید آمدن نیروی جانبی شده و در نتیجه ضریب نیروی جانبی تغییر می‌کند که به زاویه و جهت انحراف رادر نسبت به حالت مرجع آن ($\delta_{rubber} = 0$) بستگی دارد. در نتیجه تولید این نیروی جانبی، گشتاور گردشی نیز ایجاد می‌شود که مقدار این گشتاور در زوایای مختلف حمله با توجه به فاصله نسبتاً زیاد نقطه اثر این نیرو

بال باعث افزایش سرعت و انرژی جریان روی بال و در نتیجه موجب افزایش نیروی برآ و تأخیر در واماندگی می‌شود. ضمن اینکه گردابه پشت این مخازن، منطقه کم‌فشاری در پشت بال ایجاد می‌کند که با تضعیف گرادیان فشار مثبت باعث تعویق جدایش می‌گردد.

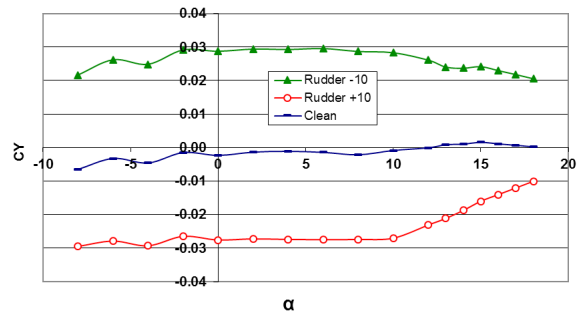
- وجود یک مخزن سوخت خارجی زیر بال راست هواپیما موجب ایجاد نیروی جانبی به سمت مخزن سوخت خارجی و در نتیجه افزایش ضریب C_Y می‌شود. ضمن اینکه موجب ایجاد گشتاور چرخشی مثبت یا به عبارتی افزایش ضریب C_l نیز می‌شود.
- انحراف رادر موجب پدید آمدن نیروی جانبی و در نتیجه تغییر ضریب نیروی جانبی می‌شود. این نیروی جانبی، گشتاور گردشی ایجاد می‌کند که با توجه به فاصله نسبتاً زیاد نقطه اثر این نیرو از مرکز جرم هواپیما مقدار این گشتاور قابل توجه است.

سیاسگزاری

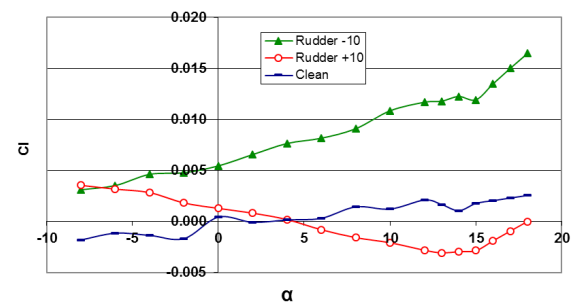
این پروژه با همکاری و حمایت‌های مرکز طراحی هواگرد شرکت هواپیما سازی ایران (هسا) به انجام رسیده است که صمیمانه از مدیریت و بخش مطالعات تشکر و قدردانی می‌شود. همچنین نویسندگان مقاله مراتب تشکر و امتنان خاص خود را از آقایان دکتر محمد علی وزیری، مهندس حسین شیروانی، مهندس محمد مهدی محمد رضایی، مهندس مهدی ایل بیگی و مهندس حامد خدابخشیان اعلام می‌نمایند.

۹- علائم اختصاری

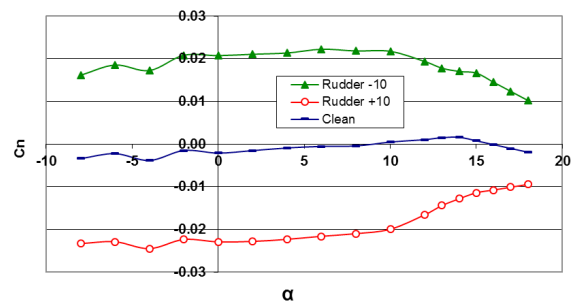
- B_x : خطای بایاس
- C_D : ضریب پسا
- C_{D0} : ضریب پسا در برآی صفر
- CL : ضریب برآ
- CL_{max} : بیشترین ضریب برآ
- CL_α : شیب ضریب برآ
- CL_0 : ضریب برآ در $\alpha=0$
- C_l : ضریب گشتاور چرخشی
- C_n : ضریب گشتاور گردشی
- C_m : ضریب گشتاور پیچشی
- C_Y : ضریب نیروی جانبی
- P_x : خطای دقت
- σ_{CD} : عدم قطعیت اندازه‌گیری C_D
- σ_{CL} : عدم قطعیت اندازه‌گیری C_L
- σ_{Cm} : عدم قطعیت اندازه‌گیری C_m
- δ_{rubber} : انحراف زاویه رادر



شکل ۲۹: اثرات تغییر زاویه انحراف رادر بر نمودار $C_l-\alpha$



شکل ۳۰: اثرات تغییر زاویه انحراف رادر بر نمودار $C_D-\alpha$



شکل ۳۱: اثرات تغییر زاویه انحراف رادر بر نمودار $C_n-\alpha$

۸- نتیجه گیری

- در جمع‌بندی این تست‌ها می‌توان گفت:
- در حالت زاویه تمیز نمودار $CD-\alpha$ در تست‌های تونل باد در مقایسه با نتایج حاصل از محاسبه با فرمول پسا قطبی از زاویه ۸ درجه به بعد افزایش ناگهانی دارد که در اثر پسا ناشی از جدایش است.
 - در زوایای حمله منفی برای انحراف مثبت الویتور سطح دم افقی در مقابل الویتور تغییر شکل یافته قرار می‌گیرد و دنباله دم سطح الویتور را می‌پوشاند و باعث می‌شود که الویتور در مقابل جریان حس نشود و در نتیجه نیروی پسا در این حالت برابر با مقادیر حالت تمیز می‌باشد. برای الویتور منفی نیز عکس همین قضیه اتفاق می‌افتد.
 - نصب مخازن سوخت خارجی در زیر بال‌ها باعث افزایش برآ در زوایای حمله بالا می‌شود زیرا اولاً دماغه مخازن سوخت خارجی جلوتر از لبه بال است و اثر فراوزش ناشی از آنها روی

۱۰- مراجع

- Uncoupled Bending-Torsion Responses of Twin Tail Buffet" *Jour. Of Fluid and Structures*, 12, pp. 677-701.
- [7] Sheta E.F., Siegel M.J., Golos F.N., and Harrand V.J., 1999. "Twin Tail Buffet Simulation Using a Multi-Disciplinary Computing Environment(MDICE)" *NASA CFD Research Corporation Huntsville AL* 35805.
- [8] Ghorbanian K., Soltani M.R., Manshadi M.D., 2011. "Experimental investigation on turbulence intensity reduction in subsonic wind tunnels", *Aerospace Science and Technology*, March.
- [9] Etesami Ranai, S. M., 2012. "Experimental Analysis of Aerodynamic Coefficients of H- and V-shaped Tails in a Model Aircraft", M.Sc. Thesis, University of Shiraz (In Persian).
- [1] Raymer, Daniel P., 1999. "Aircraft Design: A Conceptual Approach", AIAA Inc.
- [2] Egbert Torenbeek, 1976. "Synthesis of Subsonic Airplane Design".
- [3] Kosmatka, J. B., 2007. "Development of a Long-Range Small UAV for Atmospheric Monitoring", AIAA.
- [4] Saric W.S., Carpenter A.L. and Reed H.L., 2011. "Passive Control of Transition in Three Dimensional Boundary Layer with Emphasis on Discrete Roughness Elements" *Phil. Trans. R. Soc A*, 369 pp. 1352-1364.
- [5] Levinski O., 2001. "Prediction of Buffet Loads on Twin Tail Using a Vortex Method" DSTO-PR-0217.
- [6] Kandil O.A. and Sheta E.F., 1998. "Coupled and