مطالعهٔ تجربی اثر شکل دم عمودی بر جریان و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل

محمدرضا سلطانی*، امیدرضا کرامتی**، مجتبی دهقان‌منشادی***، محمد اعلایی**، سید علی سینا****
دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۸۴/۷/۲۶– دریافت نسخه نهایی: ۸۶/۱/۱۹)

چکیده – به منظور مطالعهٔ اثرات دم عمودی بر کارایی یک هواپیما، تحقیقات گسترده‌ای روی دو مدل از یک جنگنده با دمهای عمودی تکین و دوتایی در زوایای کنت مختلف در یک تونل باد انجام شده است. بدین منظور آزمایشاتی با استفاده از این مدلها و در شرایط مادون صوت انجام گرفت و دنبالهٔ جریان با اندازه‌گیری فشار دینامیک به‌دست آمد. همچنین اثر شوکهای ایجاد شده در جریان مافوق‌صوت بر روی دمهای عمودی مختلف با آشکارسازی مورد بررسی قرار گرفت. ضرایب آیرودینامیکی این مدلها نیز در شرایط مافوق و مادون صوت اندازه‌گیری شد. با استفاده از نتایج این آزمایشات می‌توان تاثیر دم‌عمودی تکین و دوتایی بر عملکرد هواپیما در شرایط مختلف را مطالعه کرد. نتایج حاصله اثر دمهای عمودی بر مقادیر اندازه‌گیری شدهٔ نیرو و ممان در زاویهٔ جانبی غیر صفر را نشان می‌دهند. همچنین اثر دمهای عمودی بر جریان پشت مدل در زاویه حمله کاملا مشهود است. دمهای عمودی دوتایی با زاویهٔ کنت ۲۲ درجه باعث انفجار متقارن گردابه‌های مدل در زاویه حملهٔ بالا در سرعت مادون صوت می‌شوند. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش زاویهٔ کنت دم‌عمودی، ضریب نیروی پسا افزایش می‌یابد. ولی با افزایش زاویهٔ حمله این تفاوتها کاهش می‌یابد.

واژگان کلیدی : دم‌عمودی، زاویهٔ کنت، تونل باد، ضرایب آیرودینامیکی، موج ضربه‌ای.

Experimental Investigation of the Effect of Vertical Tail on the Flow Field and Aerodynamic Forces of a fighter Model

M.R. Soltani, O.R. Keramati, M. Dehghan Manshadi, M. Aalaei, and S.A. Sina
Department of Aeraspace Engineering, Sharif University of Technology

Abstract: ***An intensive experimental investigation was conducted to study the effect of vertical tail, single and twin (with different cant angles) on the flow field and the corresponding aerodynamic forces and moments of a model of a fighter A/C. Aerodynamic forces under different flight conditions and different vertical tail settings were measured in a supersonic wind tunnel. Furthermore, effects of vertical tail on the model wake at subsonic speed were investigated. In addition to the force and***

* – استاد ** – کارشناسی ارشد *** – دانشجوی دکترا ****–دانشجوی کارشناسی ارشد

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

pressure measurements, schlieren system was used to visualize the shock formation and movement at various locations on the model. The results show existence of a pair of symmetric vortices for the model equipped with a 22 degree vertical tail cant angle. The vortices burst symmetrically at moderate angle of attack. The drag coefficient increases with increasing cant angle at low to moderate alpha and decreases when alpha is further increased

Keywords: ***Vertical tail, Cant angle, Wind tunnel, Aerodynamic coefficient, Shock wave.***

۱- مقدمه

در هواپیماهای جنگنده با توانایی انجام مانورهای مختلف به منظور شرکت در جنگ و گریزها، دم عمودی نقش مهمی در عملکرد و پایداری کنترل سمتی هواپیما ایفا می‌کند. با توجه به اهمیت ویژهٔ آن، طراحی دم‌عمودی متناسب با ساختار کلی هر هواپیمای جنگنده متفاوت است. بدین منظور بسته به عملکرد و نوع ماموریت هر هواپیما شکلهای مختلفی از آن به صورت دم عمودی تکی و دم عمودی دوتایی با زوایای کنت مثبت و منفی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

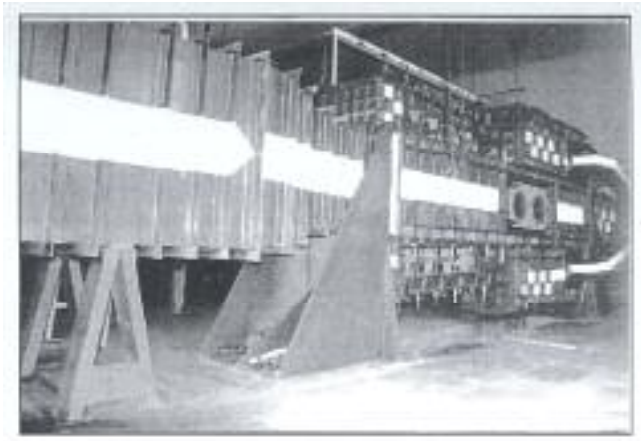
دم عمودی با ایجاد یک بازوی گشتاور بلند نقش مهمی در پایداری سمتی هواپیما بر عهده دارد. همچنین بر روی دم عمودی یکی از سطوح کنترل هواپیما یعنی رادر[1] که وظیفه گردش هواپیما را برعهده دارد، نصب می‌شود. دم عمودی به دو شکل عمده ممکن است روی هواپیما نصب شود، دم عمودی تکی و دم عمودی دوتایی با زاویهٔ کنت صفر، منفی یا مثبت. این تفاوتها به صورت طراحی در شکلها و اندازه‌های مختلف بسته به ماموریت و موقعیت موتورها و غیره هستند[۱-۳].

در طراحی دم عمودی دوتایی پارامترهای مختلفی همانند اندازه، فاصله قرار گرفتن دمهای عمودی از یکدیگر، زاویهٔ نصب آنها و غیره باید در نظر گرفته شود. طراحی دم عمودی در هر یک از حالات فوق دارای مزایا و معایبی است که بسته به نوع و کارکرد هواپیما نظیر عملکرد پرواز، پایداری و کنترل و قدرت مانور متفاوت است. به طور کلی دمهای عمودی دوتایی کارایی موثرتری نسبت به دم عمودی تکی دارند. البته این مطلب را نمی‌توان به عنوان یک اصل پذیرفت، چراکه شرایط پرواز و قابلیت مانورپذیری در هر هواپیما متفاوت است و در شرایطی ممکن است دم عمودی تکی کارایی بهتری را از خود نشان دهد. دمهای عمودی دوتایی در اعداد ماخ پایین برای بهبود پایداری سمتی، کارایی موثرتری همانند عدد ماخ بالا را از خود نشان نمی‌دهند[۳]. همچنین زمانی‌که فاصله دو دم عمودی از یکدیگر از یک اندازهٔ خاصی کمتر باشد، تداخل بین دنباله‌های این دمها نیز تبعاتی را به دنبال خواهد داشت، حتی زمانی‌که اعداد ماخ محلی روی هر کدام از دمهای عمودی نزدیک به یک نباشد، تداخل دنباله بین دو دم‌عمودی اتفاق خواهد افتاد. نکتهٔ دیگر اینکه ارتفاع، ضریب منظری و فاصلهٔ دمهای عمودی از یکدیگر نیز نباید از حدی کمتر باشند که در آن صورت کارایی آنها در مقایسه با کارایی دم‌عمودی تکین به‌مراتب کمتر خواهد بود.

در این مطالعه نتایج حاصل از آزمایشات بر روی مدلهایی از یک هواپیمای جنگنده با دمهای عمودی مختلف مورد بررسی قرار می‌گیرد. مشخصات هندسی این مدلها در مرجع [۴] آمده است. این نتایج شامل اندازه‌گیری ضرایب آیرودینامیکی در بازه‌های مختلف سرعت و آشکارسازی شوک در جریان مافوق‌صوت و همچنین اندازه‌گیری دنباله با مشخص کردن فشار کل در جریان مادون‌صوت‌اند. دلیل انجام ندادن آزمایشات اندازه‌گیری دنباله در سرعتهای بالا، هزینه زیاد آزمونها بود چون این آزمایشات زمان طولانی و متعاقبا هزینه‌های گزافی را در بر می‌گرفت. در مقاله‌های پیشین برخی تفاوتهای دمهای عمودی تکی و دوتایی با اندازه‌گیری دنبالهٔ پشت مدلها در جریان مادون‌صوت[۵ و ۶] و ضرایب آیرودینامیکی این مدلها در جریان مادون و مافوق‌صوت در زوایای حمله و جانبی مختلف بررسی شده است[۷]. در ادامهٔ این تحقیقات آشکارسازی جریان بر روی این مدلها با استفاده از سیستم شیلرین انجام شده است که شوکهای ایجاد شده در جریان مافوق صوت در

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]

[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]



شکل۱- نمایی از تونل باد دانشگاه امام حسین (ع)

قسمت انتهای بدنه و روی دم عمودی در این مقاله بررسی خواهد شد. بدین ترتیب می‌توان برخی تفاوتهای دم‌عمودی تکی و دم عمودی دوتایی با زوایای کنت مختلف را مشخص کرد. قابل ذکر است این آزمایشات برای اولین بار در کشور انجام شده است.

۲- تجهیزات آزمایش

تجهیزات و وسایل استفاده شده در آزمایشات وابسته به تونل باد هستند که در ذیل معرفی خواهند شد. برای اندازه‌گیری دنبالهٔ جریان از یک ریک با اندازه‌گیری فشار استاتیک و فشار کل استفاده شده است. برای اندازه‌گیری ضرایب آیرودینامیک از بالانس شش مؤلفه و سیستم اخذ اطلاعات استفاده شده و آشکارسازی جریان توسط سیستم شیلیرین انجام شده است.

۲-۱- تونل باد

کلیه آزمایشات در تونل باد سه منظوره مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر انجام گرفته است. این تونل از نوع مکشی است که برای مطالعه عملکرد آئرودینامیکی و مشخصات تعادل و پایداری وسایل مختلف هوایی در اعداد ماخ ۰/۴ تا ۲/۲ طراحی و ساخته شده است و دارای سه رژیم کاری زیر صوت، گذر صوت و مافوق‌صوت بوده که به صورت خودکار قابل تنظیم است. محفظه آزمون آن با سطح مقطعی به ابعاد۰/۶ × ۰/۶ متر مربع و طول ۱/۴ متر است. زمان بهره‌برداری، پیوسته و بدون محدودیت است. در شکل (۱) تصویری از این تونل آورده شده است.

۲-۲- سیستم آشکارسازی جریان

برای آشکارسازی جریان از سیستم شیلیرین استفاده شده است. این روش وابسته به تغییرات شاخص انکساری هوا به دلیل تغییر دانسیته است و در سرعتهای بالا که تغییر اساسی دانسیته وجود دارد کاربرد دارد. با این روش پدیده‌هایی همانند امواج ضربه‌ای بدون ایجاد هیچ‌گونه اغتشاش یا وارد کردن جسمی در جریان قابل رویت است[۸]. تغییرات ایجاد شده در تصویر با مشتق مرتبه اول چگالی ارتباط دارد. فیلمبرداری این سیستم با سرعت ۲۴ فریم بر ثانیه انجام شده، بنابراین حداقل زمان قابل مشاهده $\frac{۱}{۲۴}$ ثانیه است. با استفاده از این سیستم و فیلمبرداری با سرعت بالا، حرکت موج ضربه‌ای عمودی در داخل مقطع کاری در ابتدای شروع تونل عکسبرداری شده است.

۲-۳- مدل

آزمایشات بر روی دو مدل که تصاویر آنها در شکل (۲) نشان داده شده انجام گرفته است. یک مدل با دم‌عمودی تکی که به‌صورت ثابت بر روی هواپیما قرار گرفته بود و مدل دیگر به گونه‌ای طراحی شده که قابلیت نصب دو دم‌عمودی و تغییر زاویهٔ کنت دمها را داشته باشد، به‌طوری‌که چندین دم‌عمودی در

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

شکل ۲- تصویری از دو مدل استفاده شده به همراه تعریف زاویه کنت

زوایای کنت صفر، ۱۵ و ۲۲ درجه ساخته شد و با تعبیه شیاری در روی محفظهٔ موتورها امکان تعویض دمهای عمودی مختلف ایجاد شد. تعریف زاویهٔ کنت دم عمودی به صورت شماتیک نیز در این شکل آورده شده است. مشخصات هندسی مدلها در مرجع [۴] آمده است. لازم به ذکر است که در ساخت مدلها سعی شده است که کلیه ابعاد و صافی سطوح یکسان باشند ولی به دلیل محدودیت هزینه‌ها و دیگر مسائل، نکات ذکر شده آن‌طور که مد نظر بوده رعایت نشده است.

۳- نتایج

همان‌گونه که ذکر شد آزمایشات در شرایط مافوق و مادون صوت (تراکم ناپذیر) شامل اندازه‌گیری نیرو و ممانها و آشکارسازی جریان در سرعت مافوق‌صوت و بررسی دنباله جریان در جریان تراکم‌ناپذیر، در حالتهای دم عمودی تکی و دمهای عمودی مختلف انجام گرفت. در ادامه برخی از نتایج حاصله مورد بحث و بررسی قرار خواهند گرفت. این بررسیها شامل موارد زیر است.

- تشکیل و حرکت موج ضربه‌ای عمودی در انتهای مدل
- اثرات زاویه حمله بر امواج ضربه‌ای تشکیل شده روی دم مدل
- اثرات دمهای عمودی در تشکیل امواج ضربه‌ای حول آنها
- بررسی دنباله مدل در جریان تراکم ناپذیر
- بررسی اثر دمهای متفاوت بر نیرو و ممانها در زوایای حملهٔ متفاوت در سرعت مافوق صوت

۳-۱- آشکارسازی جریان و اثرات دم عمودی در تشکیل امواج ضربه‌ای

آشکارسازی جریان با استفاده از شیلیرین بدین طریق صورت گرفت که در ابتدا تنظیمات لازمه دستگاه انجام شد و سیستم فیلمبرداری بلافاصله پس از استارت موتور تونل شروع به فیلمبرداری کرد. با افزایش دور موتور تونل، سرعت جریان در داخل مقطع کاری و نتیجتا روی مدل افزایش می‌یابد. لحظه‌ای که سرعت جریان روی مدل مافوق صوت می‌شود در شکل (۳) آورده شده است.

لازم به ذکر است که در تونلهای باد مافوق صوت با تنظیم نازل (نسبت $\frac{A}{A^*}$ مناسب) و ایجاد اختلاف فشار مناسب، می‌توان به عدد ماخ مورد نیاز در مقطع کاری دست یافت [۹]. در این تونل تنظیم نازل با استفاده از ۱۴ عدد جکهای نصب شده در طول آن انجام می‌شود و اختلاف فشار مورد نیاز با افزایش دور موتور به‌دست می‌آید. فشار ورودی این تونل، فشار کل در ناحیه همگرا – واگرا، مساوی فشار محیط است. بنابراین برای ایجاد جریان در مقطع کاری باید دور موتور را افزایش داد. نکته دیگر اینکه به دلیل وجود لانه زنبوری در ابتدای ورودی، لایه مرزی وهمچنین مدل در مقطع کاری، اختلاف فشار مورد نیاز باید از نتایج نظری جریان تراکم پذیر بیشتر باشد. با افزایش دور موتور سرعت جریان در مقطع کاری افزایش می‌یابد تا جایی‌که پس از عبور موج ضربه‌ای عمودی، ماخ جریان پشت آن به عدد ماخ مورد نظر می‌رسد. پس از عبور این موج از مدل، جریان روی مدل پایا بوده و می‌توان اندازه‌گیریها را شروع کرد.

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

شکل۳-الف) موج ناپایا در انتهایی مدل با یک دم عمودی در زمان راه اندازی تونل، α=۰

شکل۳-ب) حرکت موج ناپایا در انتهایی مدل با یک دم عمودی بعد از گذشت زمان، α=۰

شکل۳-ج) موج ناپایا روی بخش انتهایی مدل با یک دم عمودی، α=۰

شکل۳-د) موج ناپایا روی بخش انتهایی مدل با یک دم عمودی، α=۶

شکل۳- ه) موج ناپایا در انتهای مدل با دم عمودی دوتایی در زمان راه‌اندازی‌تونل، α=۰

شکل۳-و) موج ناپایا در انتهای مدل با دم عمودی دوتایی بعد از گذشت زمان

شکل۳-ز) حرکت موج ناپایا روی بخش انتهایی مدل با دم عمودی دوتائی، α=۰

شکل۳-ح) حرکت موج ناپایا روی بخش انتهایی مدل با دم عمودی دوتائی، α=۶

شکل۳- تغییرات موج ناپایا روی بخش انتهایی دو مدل

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]

[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

در شکلهای (۳-الف) و (۳- ب) عبور موج ضربه‌ای عمودی روی بخش انتهایی مدل به هنگام راه اندازی تونل مشاهده می‌شود. در این شکلها موج ضربه‌ای تقریبا در لبهٔ حملهٔ دم افقی است. با گذشت زمان، موج ضربه‌ای در لبهٔ فرار دم افقی نیز تشکیل می‌شود. با عبور شوک عمودی از روی بدنه شوکهای مایل لبهٔ حمله و فرار دم افقی و لبهٔ حملهٔ دم عمودی تشکیل می‌شود. در اینجا نیز مشاهده می‌شود بلافاصله پس از عبور شوکهای عمودی، شوکهای مایل تشکیل می‌شوند. در شکل (۳-ج) شوکهای مایل لبه حمله و فرار دم افقی و شوک لبهٔ حملهٔ دم عمودی در زاویهٔ حملهٔ صفر مشاهده می شود. نکتهٔ قابل توجه در این شکل قرار گرفتن کامل دم عمودی در داخل مخروط شوک مایل بعد آن است. معمولا در انتخاب زاویهٔ پسگرایی[۲] یک سطح برآزا برای جریان مافوق صوت دو روش انتخاب می‌شود. در یک روش سطح کاملا در داخل مخروط حاصل از شوکها قرار می‌گیرد، همانند همین طراحی که اصطلاحا به آن لبه پیشرو مادون صوت[۳] می‌گویند و در روش دیگر زاویهٔ مخروط ماخ در زاویهٔ پسگرد بزرگتر است که به آن لبه پیشرو مافوق صوت[۴] می‌گویند.

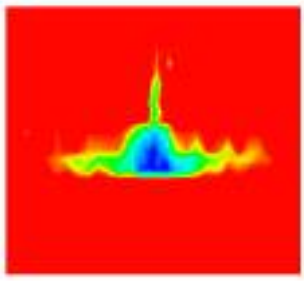
در شکل (۳-د) مدل در زاویهٔ حملهٔ ۶ درجه قرار دارد. مشاهده می‌شود که با تغییر زاویهٔ حمله زاویهٔ شوکهای بالا و پایین تغییر می‌کند. در اینجا نیز با افزایش زاویهٔ حمله ضخامت لایهٔ مرزی زیر مدل کاهش و بالای آن افزایش می‌یابد. با افزایش زاویهٔ حمله هنوز دم عمودی داخل مخروط شوک مایل قرار گرفته است. در زیر قسمت انتهایی بدنه، برآمدگی کوچکی برای اتصال مدل به سیستم نگهدارنده وجود دارد که این بخش زاویهٔ کوچک با شکستگی قبل (سطح برآمده) آن دارد. در زاویهٔ حملهٔ پایین چرخش جریان در این ناحیه کوچک است. بنابراین شوک رخ نداده است ولی با افزایش زاویهٔ حمله افزایش چرخش جریان باعث به‌وجود آمدن شوک مایل در این بخش می‌شود. موجهای ضربه‌ای مایل دیگری که در این شکلها دیده می‌شود مربوط به بال، ورودی موتور زیر بدنه و غیره است. در شکلهای (۳-ه) و (۳- ح) حالت مشابهی در مقایسه با شکلهای دم‌عمودی تکین، برای مدل با دم دوتایی نشان داده شده است. بررسی دقیق این شکلها نشان می‌دهد که رفتار جریان عبوری روی مدل در این حالت نسبت به مدل با دم تکین تفاوت چشمگیری ندارد اگرچه زاویهٔ لبهٔ فرار دم عمودی مدل دوتایی نسبت به مدل با یک دم تغییر اندکی کرده است. این تغییر باعث حرکت موج مایل شده است ولی از لحاظ کیفی موج ضربه‌ای به وجود آمده شبیه حالت قبل، شکل (۳-ج)، است. بنابراین به نظر می‌رسد که در شرایط زاویهٔ جانبی صفر، رفتار جریان روی دمهای عمودی دوتایی و تکین ظاهرا یکسان است. در حالت دم دوتایی نیز با افزایش زاویهٔ حمله، ضخامت لایهٔ مرزی زیر مدل کاهش و بالای آن افزایش می‌یابد.

۳-۲- بررسی دنباله مدل در جریان تراکم‌ناپذیر

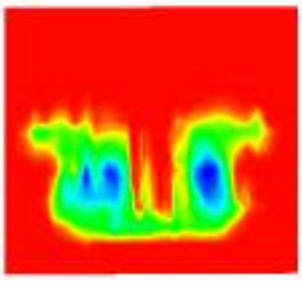
در جریان تراکم ناپذیر دنباله[۵] پشت مدلها با دمهای عمودی دوتایی و تکین و در زوایای حمله و جانبی مختلف با استفاده از ریک اندازه‌گیری شده است. در دنبالهٔ جریان پشت مدلها با توجه به مکان گردابه‌ها، مسیر حرکت گردابه‌های پایدار حاصل از استریک[۶] هواپیما به صورت کیفی مورد بررسی قرار گرفت و با بررسی مسائلی همچون انفجار گردابه‌ها و قدرت آنها نتایجی به‌دست آمد. البته در زاویهٔ حملهٔ صفر درجه این گردابه‌ها بسیار ضعیف است و اثری از آنها دیده نمی‌شود، شکل (۴-الف). در زوایای حملهٔ بزرگتر که این گردابه‌ها تشکیل می‌شوند، همانند شکل (۴-ب)، گردابه‌ها پس از عبور از روی بال در انتهای هواپیما و به‌هنگام عبور از روی دم عمودی و دم افقی می‌توانند مشکل‌زا باشند. خصوصاً در زوایای حملهٔ بالا که موجب عدم کارایی دم‌عمودی می‌شوند و مشکلاتی را در پایداری سمتی و جانبی هواپیما ایجاد می‌کنند[۱۰]. اندک نامتقارنی مشاهده شده در جریان پشت مدل در شکل (۴-ب) به‌دلیل زاویه جانبی جریان، نامتقارنی مدل و احتمالا زاویه جانبی مدل است که این اثرات در شکل (۴-الف) نیز تا حدی قابل مشاهده‌اند.

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]

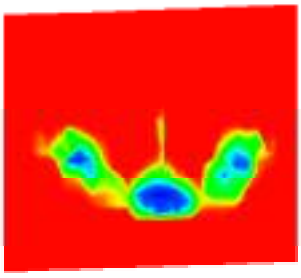
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]



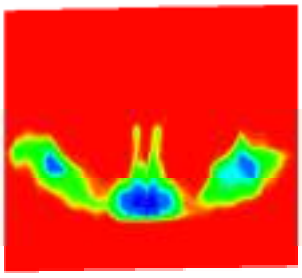
شکل۴-الف) دنباله پشت مدل با دم‌عمودی تکی، α=۰



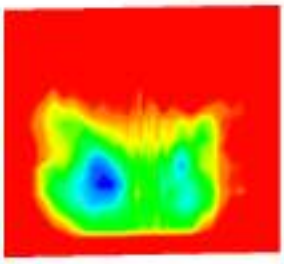
شکل۴-ب) دنباله پشت مدل با دم عمودی تکی، α=۲۰



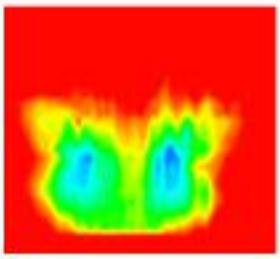
شکل۴-ج) دنباله پشت مدل با دم عمودی تکی، α=۱۰



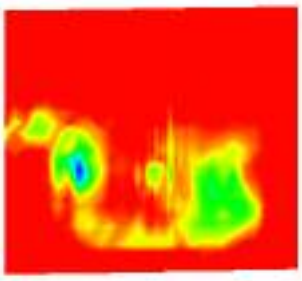
شکل۴-د) دنباله پشت مدل با دم عمودی دوتایی، زاویه کنت صفر درجه، α=۱۰



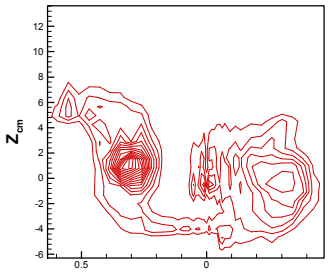
شکل۴- ه) دنباله پشت مدل با دم عمودی تکی، α=۳۰



شکل۴-و) دنباله پشت مدل با دم عمودی دوتایی، زاویه کنت ۱۵ درجه، α=۳۰



شکل۴-ز) دنباله پشت مدل با دم عمودی دوتایی، زاویه کنت صفر درجه، α=۲۰ و زاویه جانبی ۵



شکل۴-ح) خطوط هم‌فشار در شکل۴-ز

شکل ۴- کانتورهای فشار پشت مدلها در حالات مختلف

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]

[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

در زوایای حملهٔ بالا با قرار گرفتن دم عمودی در مسیر حرکت این گردابه‌ها، اثر این گردابه‌ها بر روی دم عمودی و همچنین اثر دم عمودی بر گردابه‌ها بیشتر می‌شود و می‌توان اثر تغییرات دم عمودی را مشاهده کرد. با مقایسهٔ شکلهای (۴–ج) و (۴–د) دیده می‌شود که در مدل با دم عمودی تکی این گردابه‌ها به دم‌عمودی نزدیکتر شده‌اند که اثر دم عمودی را بر گردابه نشان می‌دهد. بنابراین انتظار می‌رود که با افزایش زاویهٔ حمله اثر دم عمودی بر این گردابه‌ها بیشتر شود. در شکل (۴–هـ) دیده می‌شود که در زاویهٔ حملهٔ ۳۰ درجه روی مدل با دم عمودی تکی، بدلیل نزدیک شدن این گردابه‌ها به یکدیگر، نامتقارن شده و منجر به انفجار آنها بر روی هواپیما و در نهایت ایجاد نیروی جانبی بر روی هواپیما خواهد شد. ولی با استفاده از دو دم‌عمودی، با برخورد این گردابه‌ها به دم عمودی و انفجار ناگهانی آنها، مشکل انفجار نامتقارن گردابه‌ها از بین می‌رود. همان‌طور که در شکل (۴–و) دیده می‌شود در مدل با زاویهٔ کنت ۱۵ درجه دمهای عمودی کاملاً در مسیر حرکت این گردابه‌ها قرار گرفته‌اند و باعث انفجار متقارن این گردابه‌ها می‌شوند. نتایجی که با بررسی دنبالهٔ جریان به‌دست آمده اثر دم‌عمودی بر جریان روی بدنهٔ هواپیما در زوایای حملهٔ بالا را نشان می‌دهد، در صورتی‌که در زاویه حملهٔ پایین این اثرات ناچیز است.

برخورد گردابه‌ها به دم عمودی دوتایی و انفجار آن از به‌وجود آمدن جریان نامتقارن روی بدنهٔ هواپیما جلوگیری می‌کند. اصولاً در اکثر هواپیماهای جنگنده از همین شیوه استفاده می‌شود، یعنی دمهای عمودی را به نحوی در روی بدنه هواپیما نصب می‌کنند که موجب از بین رفتن گردابه‌های پایدار در زویای حملهٔ بالا شوند [۱۱ و ۱۲]. در این صورت مغشوش شدن جریان روی دم عمودی زاویه واماندگی دم عمودی را نیز به تعویق خواهد انداخت. همچنین در زوایای حملهٔ منفی در مدلها با دم عمودی دوتایی و با زاویه کنت غیرصفر، گردابه‌هایی در دوسوی بیرونی دمهای عمودی ایجاد می‌شود که در ایجاد پایداری سمتی هواپیما موثرند[۵].

در پرواز با زاویهٔ جانبی، مشاهده می‌شود که گردابه‌هایی در دو سوی دمها، در قسمت پشت به جریان آزاد تشکیل می‌شود، شکل (۴–ز). از آنجایی که تشکیل این گردابه‌ها باعث ایجاد نیروی جانبی بر هواپیما و تصحیح حرکت سمتی آن می‌شود، به ایجاد پایداری سمتی هواپیما کمک خواهند کرد. در شکل (۴–ح) این گردابه‌ها به صورت خطوط هم‌فشار نیز نشان داده شده است.

البته تمامی این نتایج حاصل آزمایش در جریان مادون صوت است. چون اصولاً پرواز در زاویهٔ حملهٔ بالا و همچنین انجام مانور در این زاویه در محدودهٔ مادون صوت روی می‌دهد. در نهایت نتایج به‌دست آمده از این آزمایشات بیانگر این است که شکل و الگوی جریان در زوایای بالا در مدل با دو دم‌عمودی و زاویه کنت ۲۲ درجه موجب رفتار بهتر و کاراتر دم عمودی در این شرایط پروازی می‌شود.

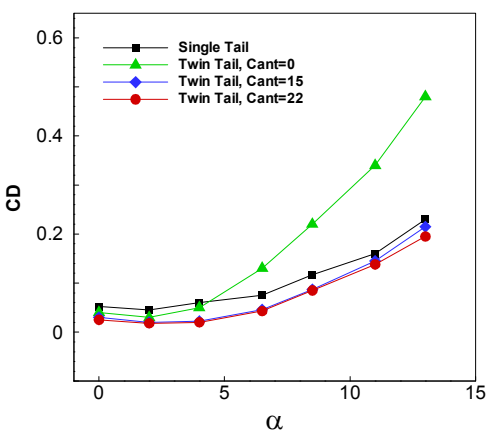
۳–۳– بررسی اثر دم‌عمودی روی ضرایب آیرودینامیکی

همان‌طور که ذکر شد اندازه‌گیری نیرو و ممانها در تونل باد سه منظوره مرکز آئرودینامیک قدر انجام شد. نتایج به‌دست آمده از اندازه‌گیری ضرایب آیرودینامیکی مدلها با دمهای عمودی مختلف مطالب مهمی را در رابطه با اثر دم‌عمودی نشان می‌دهد. این نتایج شامل نیروهای برا، پسا و جانبی و همچنین گشتاورهای خمشی، پیچشی و چرخشی‌اند که نسبت به مرکز آیرودینامیکی هواپیما بی‌بعد شده‌اند. در شکلهای (۵–الف) و (۵ – و) ضرایب آیرودینامیکی مدل با دمهای عمودی مختلف در شرایط پرواز مادون‌صوت در$M=0.6$، در زاویهٔ جانبی صفر درجه و زوایای حملهٔ مختلف مقایسه شده‌اند. همان‌طور که بیان شد مدل با دم عمودی تکی جدا از مدل با دم عمودی دوتایی است. بنابراین هرچند در مرحلهٔ ساخت مدلها تلاش شده که مدل با دم عمودی تکی و مدل با قابلیت نصب دمهای عمودی مختلف، یکسان ساخته شوند، ولی همان‌گونه که ذکر شد اندک اختلاف در نتایج اکثرا ناشی از خطای ساخت مدلهاست.

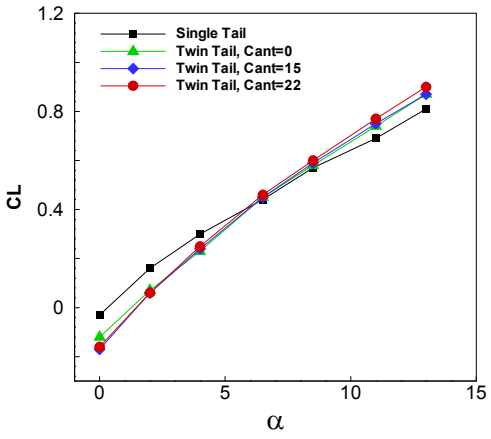
تغییرات ضریب برآ و پسا بر حسب زاویه حمله در

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]

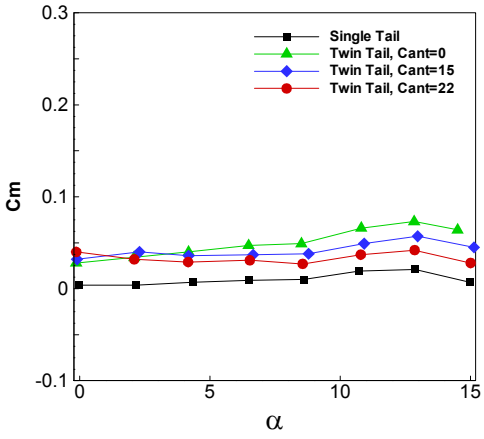
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]



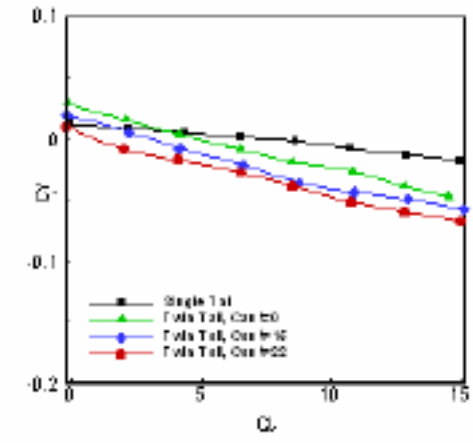
شکل۵-ب) ضریب پسا



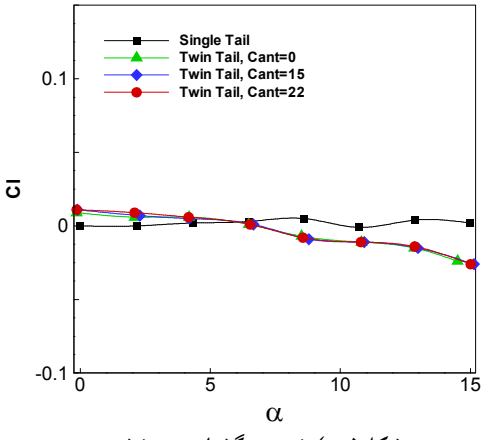
شکل۵-الف) ضریب برآ



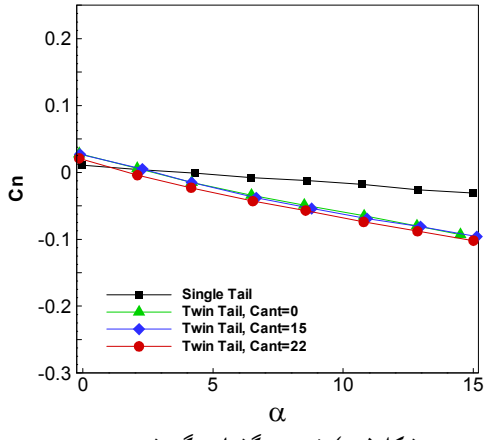
شکل۵-د) ضریب گشتاور پیچشی



شکل۵-ج) ضریب نیروی جانبی



شکل۵-و) ضریب گشتاور چرخشی



شکل۵-ه) ضریب گشتاور گردشی

شکل ۵- ضرایب آیرودینامیکی مدل با دمهای عمودی مختلف، ماخ برابر با ۰/۶ و زاویه جانبی برابر با صفر درجه

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]

[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

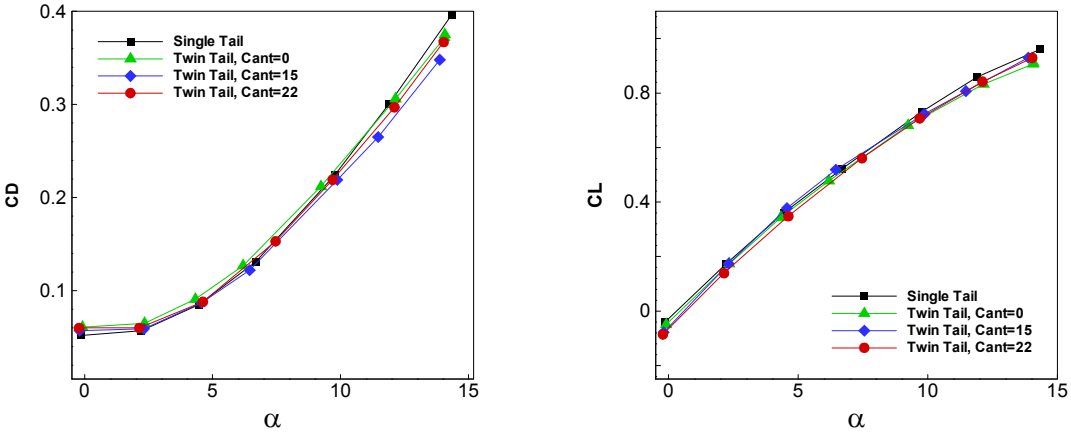
شکلهای (۵-الف) و (۵-ب) نشان داده شده است. بررسی این نتایج نشان می‌دهد ضریب درگ دم تکین کمتر از حالت دم دوتایی با زاویه کنت صفر است و با افزایش زاویه کنت دم عمودی، ضریب نیروی پسا کاهش می‌یابد. ولی با افزایش زاویه حمله این تفاوتها کاهش می‌یابد و به نظر می‌رسد که در زوایای حمله بالا ضریب نیروی پسا در زاویه جانبی صفر برای هر دو مدل و زوایای کنت گوناگون، غیر از صفر درجه، یکسان باشد. این به دلیل جدایش جریان روی بال و دم در زوایای حمله بالا می‌باشد که نتیجتا نیروی پسا نیز برای همه مدلها یکسان است.

اثرات زاویهٔ حمله روی ضرایب نیروی جانبی، گشتاورهای جانبی، پیچشی و چرخشی در شکلهای (۵-ج) و (۵-و) برای مدل با دمهای عمودی تکین و دوتایی با زوایای کنت مختلف نشان داده شده‌اند. بررسی نتایج نشان می‌دهد که برای مدل با دم‌عمودی تکین در زوایای حملهٔ صفر تا حدود ۸ درجه کلیه ضرایب مذکور تقریبا صفرند. ولی برای زوایای حمله بالاتر اندک تغییراتی در این ضرایب دیده می‌شود که ناشی از انفجار نامتقارن گردابه‌های بال، LEX و یا بدنه است. این اثرات به‌صورت واضح در شکل (۵-و)، ضریب گشتاور چرخشی نشان داده شده‌اند. در این شکل مشاهده می‌شود که در زوایای حملهٔ بیش از ۸ درجه تغییرات C_l با زاویه حمله نوسانی می‌باشد که ناشی از انفجار نامتقارن گردابه‌ها روی بال و در نتیجه ایجاد پدیده‌ای به‌نام لرزش بال [۲ و ۱۳] هستند. این پدیده سبب می‌شود که هواپیما حول محور x به‌صورت نوسانی تغییر زاویه دهد و بیشترین اثر آن روی ضریب گشتاور چرخشی است. تغییرات ناشی از ضریب گشتاور پیچشی در زاویه حمله صفر تا ۱۵ درجه، شکل (۵-د)، بر اثر ممان به‌وجود آمده توسط نیروی پسای ناشی از دو دم‌عمودی است که از ممان حاصله از یک دم بیشتر است. این اختلاف نیروی پسا باعث ایجاد C_m اضافی در زاویهٔ حملهٔ صفر درجه در شکل (۵-د) شده است. اختلاف ناشی از نیروی جانبی مدل با دم‌عمودی تکین و دو دم در شکل (۵-ج) به‌دلیل اندک اختلاف نصب در دم‌عمودی و یا اندک اختلاف خود دمهای عمودی است که در نتیجه نیروی برآی به‌وجود آمده در دم یکسان نیست. البته نتایج کالیبراسیون این تونل [۱۴] نشان داده که جریان در تونل نیز دارای زاویهٔ جانبی اندکی است که اثرات این زاویه جانبی به‌همراه نامتقارنی دمهای عمودی دوتایی باعث ایجاد نیروی جانبی و در نتیجه ممان جانبی شده است. ولی مقدار این نیرو و ممان بسیار اندک است، شکلهای (۵-ج) و (۵-ه). اختلاف مذکور نیز باعث ایجاد گشتاور چرخشی ناشی از دمهای عمودی دوتایی شده که در شکل (۵-و) نشان داده شده است. شایان ذکر است که در شکل (۵-و) باز هم در زوایای حملهٔ بالای ۸ درجه نوسانات مشاهده شده در ضریب گشتاور چرخشی یک دم عمودی برای دو دم‌عمودی نیز اتفاق افتاده است که دلیل آن قبلا توضیح داده شد.

در شکلهای (۶-الف) و (۶-ب) تغییرات ضرایب نیروی برآ و پسای هر دو مدل در سرعت مافوق صوت، M=1.4، با زاویه حمله نشان داده شده است. همان‌گونه که از این شکل پیداست ضرایب C_Lو C_D برای کلیهٔ مدلها تقریبا یکسان‌اند. اثرات مدل با دو دم در ضرایب نیروی پسا باعث افزایش C_D در زاویه حملهٔ صفر درجه شده که در شکل (۶-ب) قابل رویت است. در جریان مافوق صوت موج ضربه‌ای تشکیل شده در دماغهٔ مدل و قسمتهایی که تغییر شکل وجود دارد، اثر اصلی روی ضرایب C_Lو C_D دارد. تغییرات ضرایب دیگر نیز مشابه شکلهای (۵) است که در این مقاله آورده نشده است[۷].

نتایج نشان می‌دهند که با قرار گرفتن مدل در زاویهٔ جانبی، تفاوت عملکرد دمهای عمودی مختلف، بیشتر و بهتر مشهود است. در این حالت در زوایای حملهٔ بالا نیز اثر دم‌عمودی دیده می‌شود. هنگام قرار گرفتن در زاویهٔ جانبی جریان روی دم‌عمودی نیروهای به‌وجود می‌آید که باعث تغییر در ضرایب آیرودینامیکی خواهند شد. در منحنیهای شکل (۷) نتایج به‌دست آمده برای ضرایب آیرودینامیکی نیروی جانبی و گشتاورهای

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]



شکل۶-الف) ضریب برآ در ماخ ۱/۴ شکل۶-ب) ضریب پسا در ماخ ۱/۴

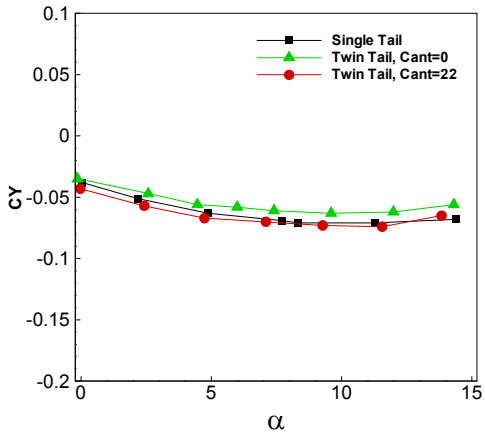
شکل ۶ - ضرایب آیرودینامیکی مدل با دمهای عمودی مختلف،برای ماخ برابر با ۱/۴ و زاویه جانبی برابر صفر درجه

چرخشی و گردشی در دو حالت زاویهٔ جانبی صفر و ۳ درجه آورده شده است که تاثیر تغییر زاویهٔ جانبی هواپیما بر این ضرایب مشهود است.

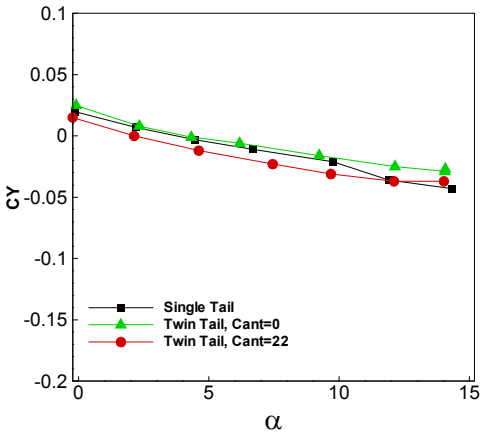
در شکل (۷) تغییرات نیروی جانبی و گشتاورهای جانبی و گردشی با زاویه حمله برای زوایای جانبی صفر و ۳ درجه و برای کلیهٔ حالات به‌جز مدل با دو دم عمودی با زاویه کنت ۱۵ درجه برای M=1.4 آورده شده است. بررسی این نتایج نشان می‌دهد که در شرایط $\beta = 0$ تغییرات نیرو و ممانها تقریبا ناچیز است و اندک تغییرات مشاهده شده بر اثر زاویه جریان تونل، نصب مدلها در تونل و نامتقارنی مدلهاست. ضمنا کلیهٔ این شکلها (۷-الف) و (۷-ج) و (۷-هـ) نشان می‌دهد که رفتار ضرایب با زاویه حمله برای مدل با دو دم و زاویه کنت صفر درجه نسبتا بهتر از دیگر مدلها می‌باشد. در زاویه جانبی ۳ درجه شکلهای (۷-ب) و (۷-د) و (۷-و) نشان می‌دهند که در این زاویه جانبی تغییرات این ضرایب با زاویه حمله وابسته به زاویه کنت دمهای عمودی است. با بررسی شکلهای (۷-ب) و (۷-د) و (۷-و) مشاهده می‌شود که نیرو و ممان جانبی تا زاویه حمله حدودا ۸ درجه کاهش می‌یابد. ولی با افزایش زاویه حمله شیب C_Y و C_n هر دو تغییر می‌کنند که این پدیده ناشی از جدایش جریان روی بخشی از بال و دم افقی است. بیشترین اثرات زاویه جانبی در تغییرات ضریب گشتاور چرخشی در شکل (۷-د) دیده می‌شود. نوسانات مشاهده شده در مدل با دو دم عمودی در زوایای حمله بالاتر از ۸ درجه در زاویه جانبی صفر درجه، شکل (۵-و)، نیز در شکل (۷-د) تکرار شده است که به‌دلیل انفجار نامتقارن گردابه‌های روی بال و استریک است. به نظر می‌رسد که با افزایش زاویه حمله و در زاویه جانبی ۳ درجه شدت نوسانات افزایش یابد که ناشی از قدرت گردابه‌هاست.

در بررسی ضرایب آیرودینامیکی این مدلها نیز دیده می‌شود که در هواپیمایی که از یک دم عمودی استفاده می‌شود با افزایش زاویهٔ حمله، دم عمودی در دنبالهٔ بدنه قرار می‌گیرد که این امر سبب کاهش کارایی دم عمودی می‌شود. بنابراین هواپیما در زوایای حملهٔ بالا دچار ناپایداری سمتی می‌شود و مانور یا پرواز در زاویهٔ حملهٔ بالا به درستی انجام نمی‌شود. در مواردی با افزایش ارتفاع دم عمودی می‌توان این مشکل را تا حدودی رفع کرد ولی مشکلات دیگری از قبیل آیروالاستیسیته پیش می‌آید. با استفاده از دم عمودی دوتایی می‌توان برخی از مشکلات را حل کرد. در استفاده از این دمها اندازه و فاصله و زاویهٔ قرار گرفتن آنها اهمیت دارد. مهمترین اصل در استفاده از این دمها قرار دادن آنها در مسیر گردابه‌های پایدار به‌وجود آمده

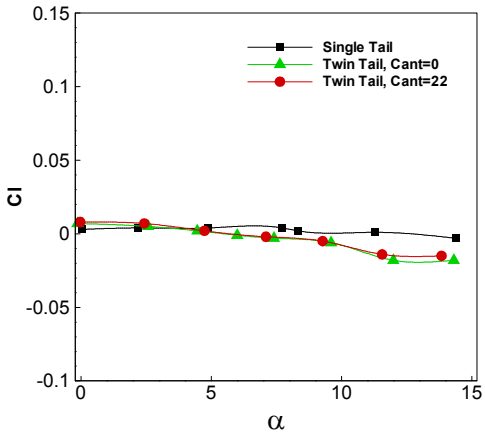
[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]



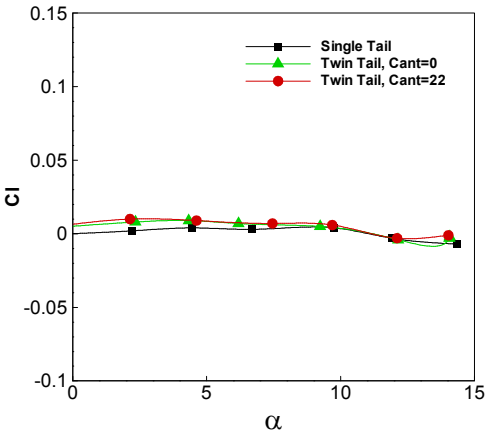
شکل۷-ب) ضریب نیروی جانبی در زاویه جانبی ۳ درجه



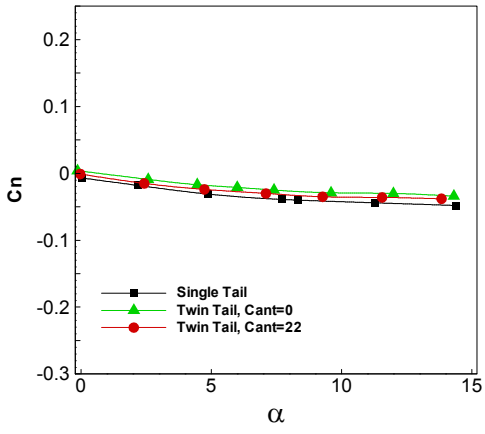
شکل۷-الف) ضریب نیروی جانبی در زاویه جانبی صفر درجه



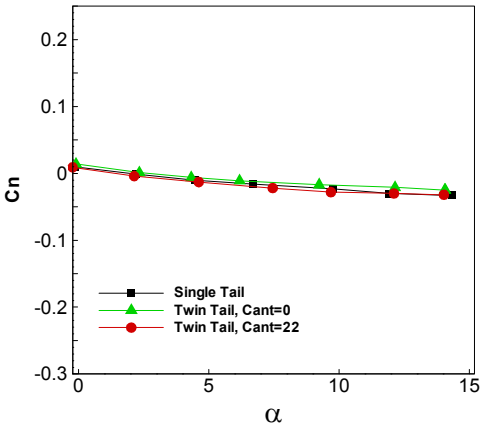
شکل۷-د) ضریب گشتاور چرخشی در زاویه جانبی۳ درجه



شکل۷-ج) ضریب گشتاور چرخشی در زاویه جانبی صفر درجه



شکل۷-و) ضریب گشتاور جانبی در زاویه جانبی ۳ درجه



شکل۷-ه) ضریب گشتاور جانبی در زاویه جانبی صفر درجه

شکل ۷- ضرایب مدل با دمهای عمودی مختلف در زوایای جانبی صفر و ۳ درجه و در شرایط ماخ برابر با ۱/۴

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

از لبهٔ حمله بال و یا استریک است. هر چند در نتایج دیده شده که استفاده از زاویهٔ کنت صفر درجه تفاوت چندانی با دم عمودی تکی نداشت. اما در زوایای کنت ۱۵ و ۲۲ درجه نتایج بهتری حاصل شدند. در صورتی‌که در زاویه جانبی استفاده از زاویه کنت صفر درجه باعث ایجاد رفتار بهتری می‌شود. ولی این نکته را باز باید یاداور شد که مسئله مهم در طراحی دمهای عمودی دوتایی ارتفاع، ضریب منظری و فاصله بین آنهاست که در این مدلها این مسائل در نظر گرفته نشده است.

۴- نتیجه‌گیری

- آزمایشهای متعددی در سرعتهای تراکم‌ناپذیر و تراکم‌پذیر ($M_\infty = 0.6$ و 1.4) بر روی دو مدل یک جنگنده با دمهای عمودی تکین و دوتایی و در زوایای جانبی مختلف برای اولین مرتبه در کشور انجام شده است. اثرات دمهای عمودی روی ضرایب آیرودینامیکی و همچنین دنباله مدل مورد بررسی قرار گرفت و موجهای ضربه‌ای تشکیل شده روی مدل در شرایط گوناگون با استفاده از سیستم شیلیرین آشکارسازی شد. در نهایت در بررسی نتایج به‌دست آمده موارد زیر دیده شد.
- دمهای عمودی تکین و دوتایی هر دو در جریان مافوق صوت داخل مخروط موج ضربه‌ای قرار می‌گیرند.
- جریان پشت مدل در زاویه حمله متوسط، قبل از جدایش جریان و یا قبل از انفجار گردابه‌ها، وابستگی به تعداد دمهای عمودی دارد، ولی با افزایش زاویه حمله این وابستگی کمتر و از بین می‌رود.
- دمهای عمودی دوتایی با زاویهٔ کنت ۲۲ درجه باعث انفجار متقارن گردابه‌های مدل در زاویه حملهٔ بالا در سرعت مادون صوت می‌شوند. به عبارت دیگر در پرواز با زاویه جانبی دیده شد که گردابه‌هایی در دو سوی دمها، در قسمت پشت به جریان آزاد تشکیل می‌شود که در مدل با زایه کنت ۲۲ درجه این گردابه‌ها بسیار قویتر بوده و از آنجایی که تشکیل این گردابه‌ها باعث ایجاد نیروی جانبی بر هواپیما و تصحیح حرکت سمتی آن می‌شود، به ایجاد پایداری سمتی هواپیما کمک خواهد کرد.
- دمهای عمودی دوتایی تاثیر به‌سزایی در ممان گردشی دارند.

قدردانی

نگارندگان از مسئولان محترم مرکز تحقیقات و توسعه صنایع هوایی (متصا) به‌دلیل پشتیبانی مالی و در دسترس قرار دادن اطلاعات مدل ها به همراه ساخت آنها صمیمانه تشکر و سپاسگزاری می‌کنند. همچنین از زحمات مسئولان و متخصصان مرکز آیرودینامیک قدر که در انجام آزمایشات نهایت همکاری را مبذول داشته‌اند، تشکر می‌شود.

واژه نامه

1. rudder
2. sweep
3. Subsonic leading edge
4. Supersonic leading edge
5. Wake
6. Strake

* : پارامتر $A\Re$ نشان دهندهٔ نسبت منظری است.

مراجع

1. Skow, A.M., and Erickson G.E., "Modern Fighter Aircraft Design for High-Angle-of-Attack Maneuvering", AGARD-LS-121, pp, 4-1 to 4-59. March 1982.
2. Soltani, M.R., Khadivi T., and Abbasi Hoseini, A., "Flow Field Study Over the Wing of a Fighter-Type Aircraft Model," *International Journal of Engineering, Transactions B, Applications*, Vol. 16, No.4, pp. 405-416, Dec, 2004.
3. Ray, W., "Design for Air Combat," Jane's Information Group Inc. 1989.

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]
[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]

8. Gorlin, S.M., and Slezinger I.I.,"Wind Tunnels and Their Instrumentation," *NASA TTF-346, TT 66-51026*, 1966.
9. Anderson, J. D., Fundamentals of Aerodynamics, McGraw-Hill Book Publishing Company, 1991.
10. Komerath, N.M., Liou, S.G., Schwartz, R.J., and Kim, J.M., "Flow over a Twin-Tailed Aircraft at Angle of Attack Part I: Spatial Characteristic," *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 3, 1992.
11. Soltani, M.R., "An Experimental Study of Relationship between Forces and Moments and Breakdown on a Pitching Delta Wing," PhD. Dissertation, University of Illinois at Urbana Champaign, 1992.
12. Naarding, S.H.J., and Verhagen, N.O., "Experimental and Numerical Investigation of the Vortex Flow over a Sharp Edged Delta Wing, With and Without Sideslip," TU Delft, Report LR-573, 1988.
13. William, H. Wentz, "Wind Tunnel Investigation of Vortex Breakdown on Slender Sharp Edged Wings," PhD Dissertation, University of Kansas, 1960.
14. Soltani, M. R., and Masdari M., "Application of the Neural Network in Determination of the Flow Behavior in a Trisonic Wind Tunnel," *AIAC-2005-082, Third Ankara International Aerospace Conference*, Aug. 22-25, Turkey, Ankara, 2005.

۴. اعلایی، م.، "بررسی تجربی اثرات تغییر دم عمودی و زاویه کنت آن روی ضرایب آیرودینامیکی،" تز کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده هوافضا، ۱۳۸۰.
۵. سلطانی م. ر.، و کرامتی، ا.ر.، "بررسی تجربی اثرات زاویهٔ کنت دم عمودی هواپیما بر دنبالهٔ پشت هواپیما در جریان مادون صوت،" *یازدهمین کنفرانس مهندسی مکانیک، ج۱، دانشگاه مشهد*، ص۳۷۴-۳۸۳، اردیبهشت ۱۳۸۲.
۶. سلطانی م.ر.، و کرامتی ا.ر.، "بررسی تجربی اثرات زاویهٔکنت دم عمودی هواپیما بر دنبالهٔ جریان در پرواز با زاویهٔ سرش جانبی،" *پنجمین کنفرانس سراسری و دومین کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، مجموعه مقالات آیرودینامیک و پیشرانش*، ص۱۲۹-۱۳۶، اصفهان، بهمن ۱۳۸۲.
۷. سلطانی م.ر.، اعلایی، م.، و ابن‌الدین حمیدی ح.، "بررسی تجربی کارایی یک هواپیمای جنگنده،" *چهارمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، مجموعه مقالات مکانیک پرواز و مدیریت هوایی*، ص۵۱-۶۰، تهران، بهمن ۱۳۸۱.

[Downloaded from iutjournals.iut.ac.ir on 2024-07-23]

[DOR: 20.1001.1.22287698.1386.26.1.16.3]