

بررسی تجربی اثرات تراکم‌پذیری و فرکانس روی ضرایب آیرودینامیک ناپایای مدل یک هواپیمای جنگنده

محمدرضا سلطانی (دانشیار)
دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف
علیرضا داوری (استادیار)
دانشکده‌ی فنی و مهندسی، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات

برای مطالعه‌ی رفتار آیرودینامیکی هواپیماهای جنگنده در حال انجام مانور نوسانی، مدل استاندارد یک هواپیمای جنگنده موسوم به SDM را در تونل باد مافوق صوت دانشگاه امام حسین (ع) مورد آزمایش‌های استاتیکی و دینامیکی قرار داده‌ایم. این آزمایشات در اعداد ماخ 0.4 و 0.6 و 1.5 به ترتیب متناظر با اعداد رینولدز 0.84×10^7 ، 1.26×10^7 و 3.15×10^7 بر واحد طول، فرکانس نوسانی 1.25 ، 2.77 و 6 هرتز و محدوده‌ی زوایای حمله استاتیک صفر تا 14 درجه انجام گرفته‌اند. در این آزمایشات، رفتار آیرودینامیکی مدل SDM در دو مانور نوسانی مختلف پیچشی و عمودی مورد بررسی قرار گرفته و نیروها و گشتاورهای استاتیکی و دینامیکی و نیز مشتقات پایداری دینامیکی در هر دو حالت نوسانی ارائه شده است. مقایسه‌ی نتایج به دست آمده با نتایج آزمایش‌های مشابه در مراکز معتبر تحقیقاتی در خارج از کشور نشان می‌دهد که آزمایش‌های کنونی از دقت قابل قبولی برخوردارند. لازم به ذکر است که راه‌اندازی امکان انجام آزمایش‌های دینامیکی در محدوده‌ی تراکم‌پذیر برای اولین بار در کشور انجام شده و به طراحی و تحلیل عملکرد انواع موشک‌ها و هواپیماهای جنگنده در داخل کشور کمک شایانی خواهد کرد. همچنین علاوه بر تهیه‌ی یک بانک اطلاعاتی نسبتاً گسترده از رفتار آیرودینامیکی و وضعیت پایداری مدل مورد آزمایش، نرم‌افزار تهیه شده برای اخذ، پردازش و تحلیل نتایج نیز از دستاوردهای ارزشمند این پروژه محسوب می‌شود.

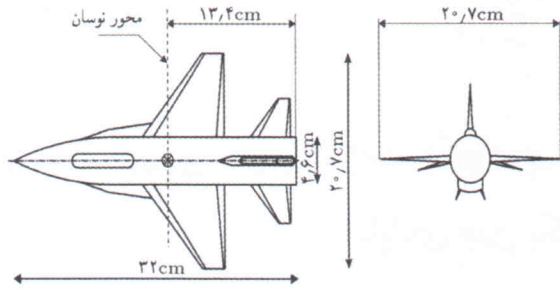
مقدمه

نیاز روزافزون به قابلیت مانور بالا در موشک‌ها و هواپیماهای جنگنده‌ی امروزی تحول شگرفی در محدوده‌ی پروازی این وسایل پرنده به وجود آورده است. بعد از جنگ جهانی دوم، پرواز در زوایای حمله و جانبی بالا، نرخ سریع چرخش و قابلیت افزایش و کاهش ناگهانی شتاب از مهم‌ترین ویژگی‌های وسایل پرنده به شمار می‌روند.^[۱] به‌طور کلی، اثرات میدان جریان ناپایا نقش بسیار مهمی در قابلیت کنترل و انجام مانور در هواپیماها و موشک‌ها دارند.

در مانورهای نوسانی، تغییر متناوب در زاویه‌ی حمله سبب ایجاد گشتاور پیچشی^۱ تناوبی در هواپیما می‌شود. از طرف دیگر بال اصلی و بالچه‌های افقی و عمودی نیز به دلیل حرکت نوسانی هواپیما به طور تناوبی وارد میدان آشفتگی ناشی از گردابه‌های دماغه و گردابه‌های لبه‌ی حمله‌ی بال شده و سپس از آن خارج می‌شوند. باید توجه داشت که این پدیده‌ها همزمان با حرکت هواپیما انجام نمی‌شوند بلکه با یک تأخیر زمانی خاص بسته به فاصله‌ی موقعیت مورد بررسی تا محل تشکیل گردابه‌های دماغه یا گردابه‌های لبه‌ی حمله صورت می‌پذیرد.^[۲]

این تأخیر زمانی عمدتاً به دلیل اینرسی سیال بوده و مهم‌ترین منشاء ایجاد پدیده‌ی حلقه‌ی هیستریسیز است که در آن نیروها و گشتاورها در زوایای حمله‌ی برابر دارای مقادیر مختلف‌اند، و نیز بروز رفتار غیرخطی نیروها و گشتاورهای ایجاد شده روی وسایل پرنده در حال انجام نوسانات پیچشی مخصوصاً در زوایای حمله‌ی بالا محسوب می‌شود. شایان ذکر است که پدیده‌ی تأخیر دینامیکی در انفجار گردابه، که یکی از عوامل مهم بروز ناپایداری‌های استاتیکی و دینامیکی در وسایل پرنده است، مستقیماً به دلیل اثرات مربوط به اینرسی سیال به وجود می‌آید. هر چه وابستگی ضرایب آیرودینامیکی به سرعت نوسانی پیچشی بیشتر باشد، ضخامت حلقه هیستریسیز این ضرایب نیز بیشتر خواهد شد.

تاکنون بررسی‌های متعددی در خصوص ویژگی‌های حلقه هیستریسیز و سازوکار ایجاد آن انجام شده است.^[۳] بیشتر این بررسی‌ها پیرامون اثرات فرکانس و دامنه‌ی نوسان بر رفتار حلقه هیستریسیز انجام شده است. هر چند تا به حال اطلاعات با ارزشی در مورد ارتباط پارامترهای پروازی موشک یا هواپیما و رفتار آیرودینامیکی این وسایل پرنده به دست آمده است، هنوز اثرات تاریخچه‌ی زمانی نوسان و پاسخ آیرودینامیکی متناظر آن ناشناخته مانده است. از بین تلاش‌های انجام شده برای کشف

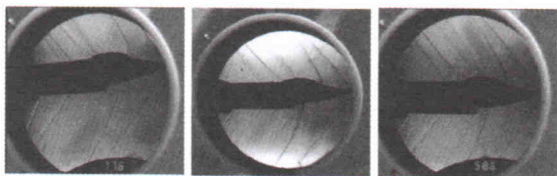


شکل ۲. مدل استاندارد دینامیکی مورد آزمایش (SDM).

نوسانی پیچشی و نوسانات عمودی اندازه‌گیری و محاسبه شد. در حرکت نوسانی پیچشی، مدل حول یک محور ثابت نوسان می‌کند و زاویه‌ی حمله‌ی هندسی آن معمولاً به‌صورت سینوسی با زمان تغییر می‌کند. در نوسان عمودی، مدل در یک زاویه‌ی حمله‌ی ثابت نگه داشته شده و به‌صورت جابه‌جایی عمودی با تغییرات سینوسی در یک دامنه‌ی خاص نوسان می‌کند. آزمایش‌های کنونی در اعداد ماخ ۰/۴، ۰/۶، ۱/۵ به ترتیب متناظر با اعداد رینولدز ۸/۴، ۱۲/۶ و ۳۱/۵ میلیون بر واحد طول، فرکانس نوسانی ۱/۲۵، ۲/۷۷، ۶ و هرترز و محدوده‌ی زوایای حمله‌ی استاتیک صفر تا ۱۴ درجه انجام شده‌اند. همچنین دامنه‌های نوسانی پیچشی برابر ۱ و ۵ درجه و دامنه‌های نوسانی عمودی ۱، ۳ و ۵ سانتی‌متر بوده‌اند. همچنین نوسانات پیچشی در این آزمایش‌ها حول ۳۵ درصد وتر آیرودینامیکی بال انجام شده‌اند.

نتایج آزمایش

شکل ۳ نشان‌دهنده‌ی نتایج آزمایش‌های شیلیرین در حالت استاتیک روی SDM، در عدد ماخ ۱/۵ و زوایای حمله ۰، ۴ و ۸ درجه است. وجود امواج ضربه‌یی متعدد ناشی از نوک مدل، کانوپی، بال‌ها، ورودی موتور و ... و تغییرات آنها با زاویه‌ی حمله کاملاً مشخص است. در زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه، موج ضربه‌یی مخروطی تشکیل شده در نوک دماغه تقریباً متقارن است ولی با افزایش زاویه حمله از قدرت آن در روی بدنه کاسته شده و در زیر بدنه قدرت آن افزایش می‌یابد. از آنجا که شیب بدنه در ابتدای ناحیه‌ی کانوپی زیاد است، موج ضربه‌یی تشکیل شده در نوک آن از نوع عمودی است و با



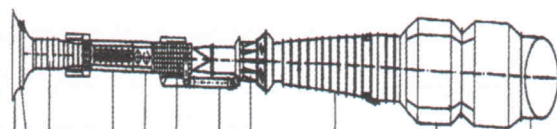
شکل ۳. نتایج آزمایش‌های آشکارسازی با شیلیرین روی SDM.

معمای حلقه هیستریسیز و اثرات مطلوب یا نامطلوب آن بر عملکرد هواپیما، تاکنون درخصوص اثرات تراکم‌پذیری و فرکانس نوسانی بالا روی شکل و رفتار این حلقه‌ها، و به‌طور کلی روی رفتار آیرودینامیکی وسایل مختلف پرنده مطالعات اندکی صورت پذیرفته است. [۶،۵] به‌منظور توسعه و تکمیل دانش فنی در زمینه‌ی رفتار آیرودینامیکی و وضعیت پایداری هواپیماهای جنگنده در رژیم‌های صوتی مختلف، و تعیین مشتقات پایداری آنها، برای نخستین بار در کشور، و با استفاده از امکانات داخلی در تونل باد دانشگاه امام حسین (ع) مدل استاندارد یک هواپیمای شکاری در شرایط مختلف مورد آزمایش‌های استاتیکی و دینامیکی قرار گرفته است.

در این نوشتار قسمتی از نتایج به‌دست آمده از این آزمایش‌ها شامل تغییرات نیروی عمودی و گشتاور پیچشی با پارامترهای مختلف در دو مانور نوسانی پیچشی و جابه‌جایی عمودی ارائه شده است. لازم به ذکر است که آزمایش‌های نوسان عمودی مدل در دنیا معمولاً روی هندسه‌های ساده‌یی مانند ایرفویل و معمولاً در محدوده‌ی سرعت‌های تراکم‌ناپذیر انجام شده است. همچنین برای اولین بار با انجام آزمایش‌ها در حالات متناظر پیچشی و عمودی، سهم حرکت پیچشی خالص از مشتق استهلاک جدا شده و اثرات پارامترهای مختلف به‌طور مجزا روی آن بررسی شده است.

مدل و تجهیزات آزمایش

کلیه‌ی آزمایشات در تونل باد دانشگاه امام حسین (ع) انجام گرفته‌اند. این تونل از نوع مکنده است و ابعاد سطح مقطع کاری آن $120 \times 60 \times 60$ سانتی‌متر و در محدوده‌ی اعداد ماخ بین ۰/۴ تا ۲/۲ است. شکل ۱ به‌طور شماتیک این تونل را نشان می‌دهد. همان‌طور که ذکر شد مدلی که در تحقیقات کنونی مورد آزمایش قرار گرفت، مدل استاندارد یک هواپیمای جنگنده موسوم به مدل استاندارد دینامیکی (SDM) است که برای انجام آزمایش‌های دینامیکی و بررسی صحت عملکرد سیستم‌های مربوط به آزمایش‌های دینامیکی در سراسر جهان یک مدل استاندارد محسوب می‌شود. نتایج آزمایش‌های دینامیکی مختلف روی این مدل در مراکز تحقیقاتی معتبر جهان، در مقالات و مراجع موجود است. [۶-۸] شکل ۲ این مدل و برخی ابعاد مهم آن را نشان می‌دهد. ضرایب استاتیک و مشتقات مستقیم و ضربدری برای مدل SDM در حالات

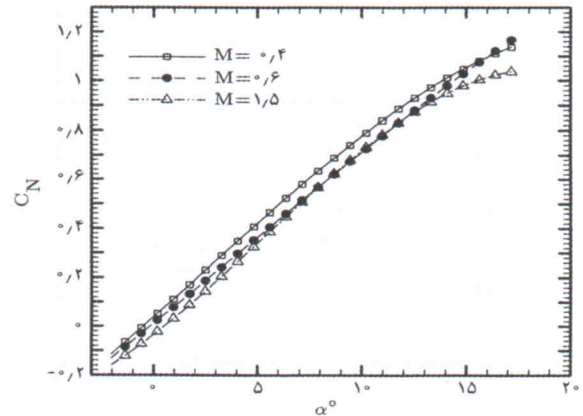
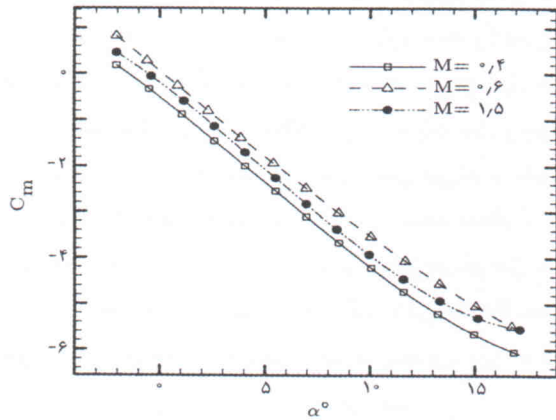


شکل ۱. تونل باد سه سرعتی دانشگاه امام حسین (ع).

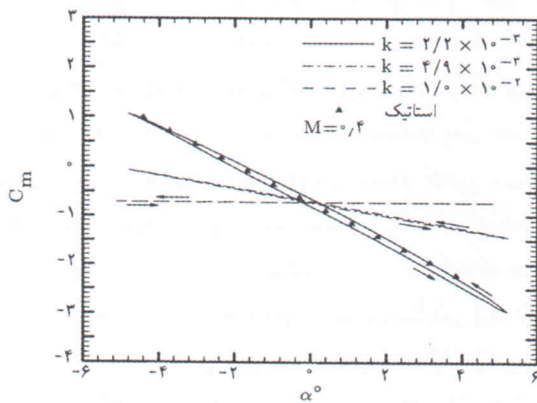
ماخ 0.4 تغییرات نیروی عمودی با زاویه حمله تا حدود 7 درجه به صورت خطی است. در زوایای حمله بیشتر از 7 درجه تغییرات C_N با زاویه حمله به صورت غیرخطی شده و شیب آن نیز کاهش می‌یابد. در اعداد ماخ 0.6 و 1.5 روند تغییرات نیروی عمودی با زاویه حمله تا زاویه حمله حدود 12 درجه خطی است. افت نیروی عمودی در زاویه حمله 7 درجه برای ماخ 0.4 احتمالاً نشان‌دهنده جدایش جریان روی سطح بال است. به نظر می‌رسد برای دو عدد ماخ دیگر، یعنی 0.6

افزایش زاویه حمله از قدرت آن شدیداً کاسته می‌شود. امواج انبساطی ایجاد شده روی کانوپی نیز در شکل ۳ دیده می‌شوند. وجود امواج ضربه‌یی و انبساطی و اثرات تداخلی آنها بر یکدیگر، و نیز تغییرات آنها با زاویه حمله محاسبات آیرودینامیکی را در این شرایط بسیار پیچیده می‌کند.

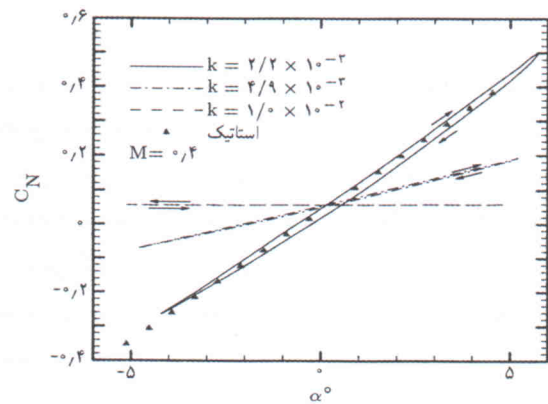
شکل ۴ تغییرات ضریب نیروی عمودی و ضریب گشتاور پیچشی استاتیکی با زاویه حمله را در سه عدد ماخ مختلف نشان می‌دهد. در



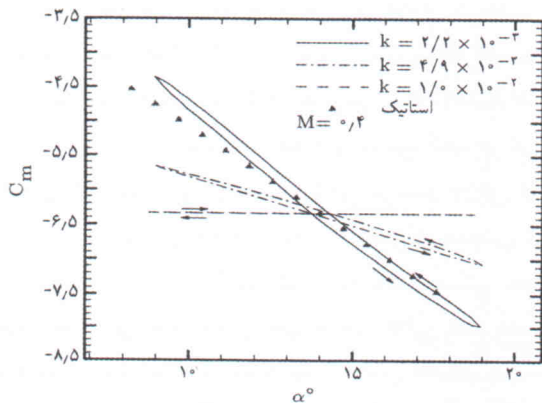
شکل ۴. تغییرات ضرایب نیرو و گشتاور استاتیکی با زاویه حمله.



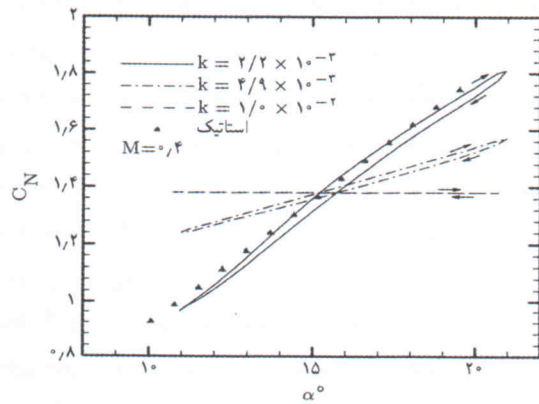
ج (ضریب گشتاور پیچشی حول زاویه حمله استاتیکی 0 درجه)



الف (ضریب نیروی عمودی حول زاویه حمله استاتیکی 0 درجه)

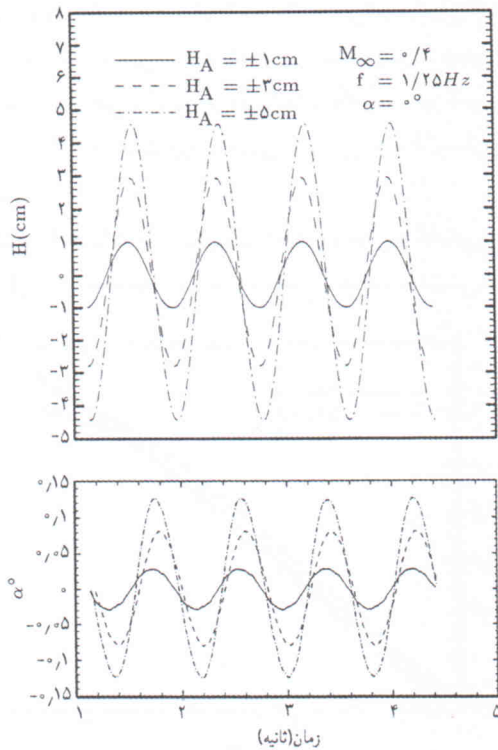


د (ضریب گشتاور پیچشی حول زاویه حمله استاتیکی 14 درجه)



ب (ضریب نیروی عمودی حول زاویه حمله استاتیکی 14 درجه)

شکل ۵. اثرات فرکانس و زاویه حمله متوسط بر تغییرات ضریب نیروی عمودی و گشتاور پیچشی.



شکل ۶. تغییرات جابه‌جایی عمودی و زاویه حمله القایی با زمان در حرکت نوسانی عمودی.

افزایش زاویه حمله القایی، افزایش فرکانس نوسان موثرتر و مناسب‌تر از افزایش دامنه خواهد بود.

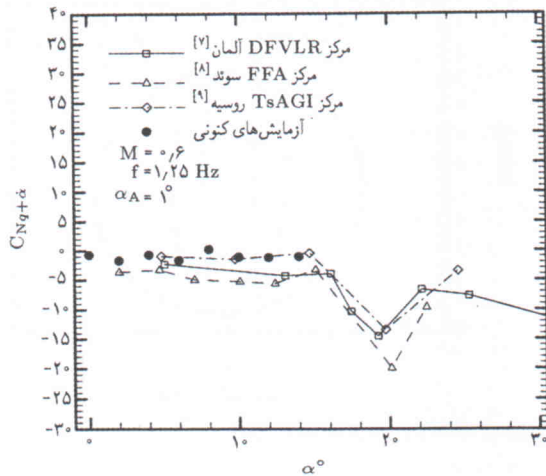
شکل ۸ تغییرات ضریب نیروی عمودی را با جابه‌جایی عمودی در دامنه‌های مختلف نشان می‌دهد. در کم‌ترین دامنه آزمایش شده (± 1 سانتی‌متر) مقادیر C_N برای همه فرکانس‌ها مثبت‌اند (شکل ۸ الف) ولی با افزایش دامنه نوسان، مقادیر C_N کاهش یافته و منفی می‌شوند. همچنین بررسی شکل ۸ ب نشان می‌دهد که در دامنه نوسانی ± 1 سانتی‌متر، ضریب نیروی عمودی در فرکانس $1/25$ هرتز، بیشتر از فرکانس $2/27$ هرتز است. با افزایش دامنه نوسانی این اختلاف بین مقادیر C_N در فرکانس‌های $1/25$ و $2/27$ هرتز کاهش می‌یابد و در بیشترین دامنه مطابق شکل ۸ ج، تغییر فرکانس اثر نسبتاً اندکی روی مقدار C_N دارد. همچنین با افزایش فرکانس در هر سه دامنه، شیب تغییرات ضریب نیروی عمودی با جابه‌جایی عمودی کم‌تر شده و در فرکانس ۶ هرتز، مقدار C_N تقریباً ثابت می‌ماند. این پدیده در حالت نوسانی پیچشی در شکل ۵ نیز نشان داده شده است.

شکل ۹ اثرات دامنه نوسان عمودی را بر تغییرات نیروی عمودی با جابه‌جایی عمودی در عدد ماخ 0.4 ، فرکانس $1/25$ هرتز و دو زاویه حمله استاتیکی صفر و 12 درجه نشان می‌دهد. با افزایش دامنه نوسان، ضریب نیروی عمودی و نیز ضخامت حلقه هیستریسیز

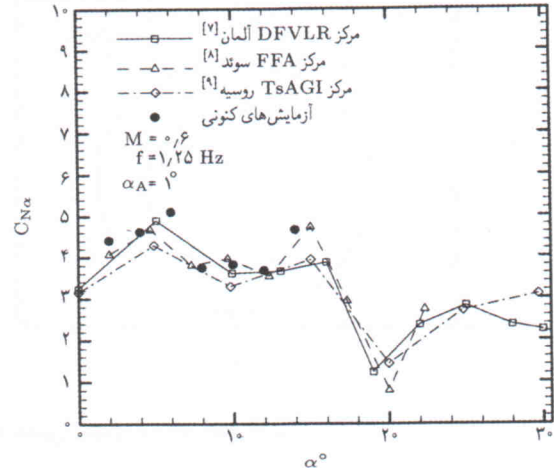
و $1/5$ ، جدایش جریان تا زاویه حمله 12 درجه به تعویق می‌افتد. در شکل ۵ اثرات فرکانس نوسان بر تغییرات ضریب نیروی عمودی دینامیکی با زاویه حمله برای حرکت سینوسی مدل با دامنه ± 5 درجه و زوایای حمله متوسط صفر و 14 درجه نشان داده شده است. در هر دو زاویه حمله صفر و 14 درجه با افزایش فرکانس نوسان، شیب و ضخامت حلقه‌های هیستریسیز کاهش می‌یابد. در فرکانس $1/25$ هرتز اختلاف بین حرکت مدل و میدان جریان حول آن در هر لحظه باعث ایجاد حلقه هیستریسیز می‌شود. همچنین مقادیر C_N و C_m در هر لحظه از زمان در حالت افزایش زاویه حمله و کاهش آن با هم متفاوت‌اند که نشان‌گر تأخیر زمانی در میدان جریان حول مدل است. با افزایش فرکانس نوسان اختلاف فاز بین حرکت مدل و میدان جریان متناظر با آن در هر لحظه از زمان کاهش می‌یابد و بنابراین شکل و ضخامت حلقه هیستریسیز نسبت به حالت متناظر آن در فرکانس $1/25$ هرتز متفاوت است. در فرکانس ۶ هرتز جریان حول مدل نمی‌تواند از زاویه حمله لحظه‌ی تبعیت کند، و در نتیجه حالت‌های افزایش و کاهش زاویه حمله فرقی با هم نمی‌کنند و بنابراین C_N و C_m رفتاری کم‌وبیش ثابت از خود نشان می‌دهند.

شکل ۶ تغییرات جابه‌جایی عمودی و زاویه حمله القایی ناشی از حرکت نوسانی عمودی را با زمان در فرکانس $1/25$ هرتز نشان می‌دهد. با افزایش دامنه جابه‌جایی مقدار زاویه حمله القایی نیز افزایش می‌یابد. زاویه حمله استاتیکی مدل در این شکل صفر درجه است. لازم به ذکر است که نوسانات عمودی مدل به صورت سینوسی است و مطابق این شکل، زاویه حمله القایی متناظر که به دلیل اثرات تاریخی زمانی حرکت به وجود می‌آیند در فاز مخالف با نوسانات عمودی مدل بوده و ماهیت کسینوسی دارد. از آنجا که سرعت جریان آزاد نسبت به سرعت جابه‌جایی عمودی نسبتاً قابل توجه است، مقادیر زاویه حمله القایی ناشی از جابه‌جایی عمودی مدل نیز بسیار کوچک و در حدود ± 0.125 درجه در دامنه ± 5 سانتی‌متر است. با افزایش فرکانس نوسان زاویه حمله القایی نیز افزایش می‌یابد.

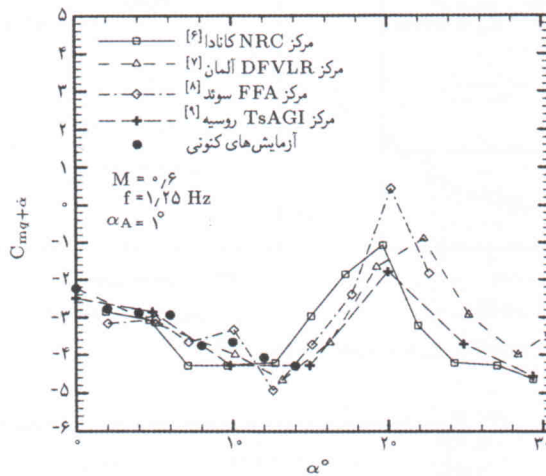
شکل ۷ نشان دهنده تغییرات جابه‌جایی عمودی با زاویه حمله القایی است. در دامنه ثابت ± 5 سانتی‌متر (شکل ۷ الف)، افزایش فرکانس نوسان باعث جمع‌شدن حلقه‌های به وجود آمده در تغییرات جابه‌جایی عمودی با زاویه حمله القایی می‌شود. در این شرایط لبه‌های بالا و پایین این حلقه‌ها بر یکدیگر مماس‌اند. همچنین شکل ۷ ب نشان می‌دهد که در فرکانس ثابت و دامنه‌های نوسانی مختلف، تغییرات جابه‌جایی عمودی با زاویه حمله القایی مدل به صورت دایره‌های هم مرکز است که شعاع آنها با افزایش دامنه جابه‌جایی بیشتر می‌شود. مطابق شکل ۷، اثر تغییر فرکانس بر زاویه حمله القایی به مراتب بیشتر از اثر تغییر دامنه نوسان است. بنابراین برای



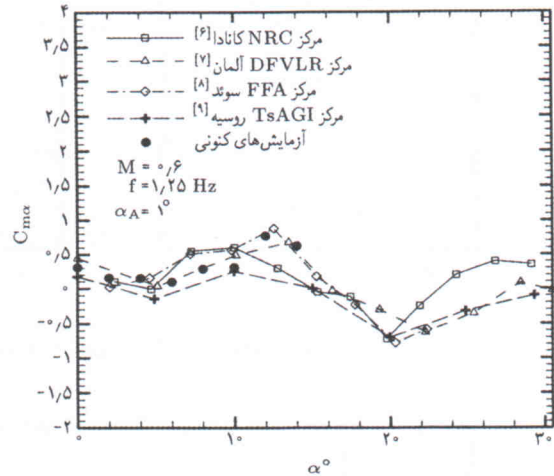
ج) مشتق استهلاک نیروی عمودی



الف) شیب تغییرات نیروی عمودی با زاویه‌ی حمله



د) مشتق استهلاک گشتاور پیچشی



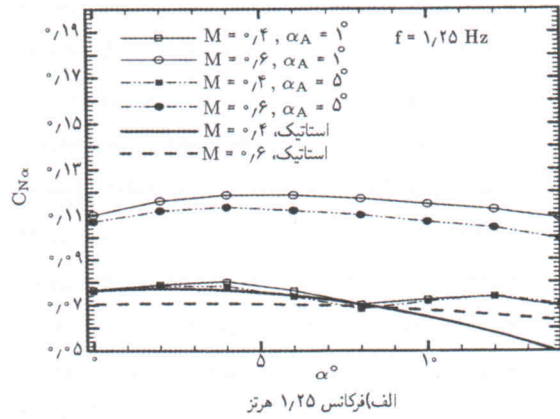
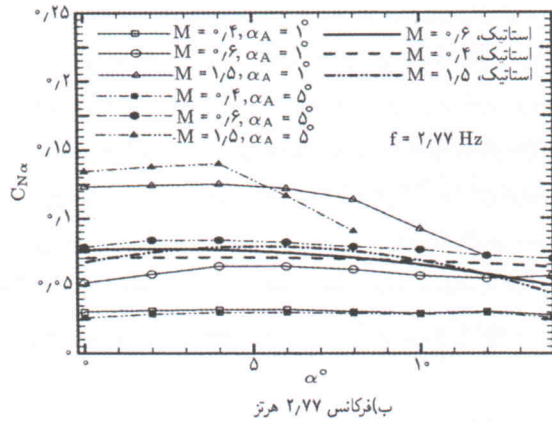
ب) شیب تغییرات گشتاور پیچشی با زاویه‌ی حمله

شکل ۱۰. تغییرات مشتقات دینامیکی با زاویه‌ی حمله.

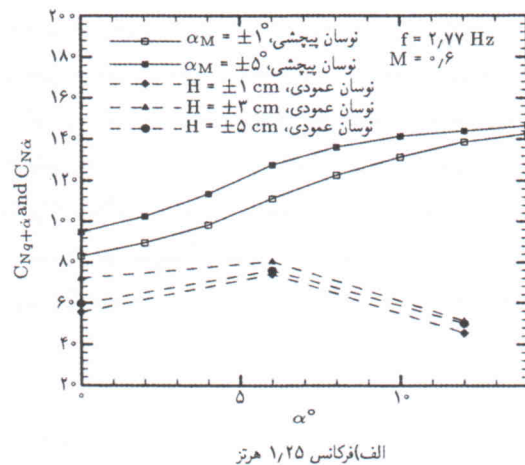
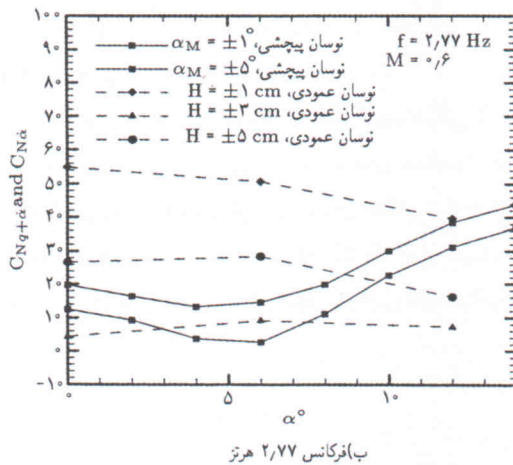
شکل ۱۰ الف $C_{N\alpha}$ تا حدود زاویه‌ی حمله ۵ درجه روند خطی و افزایشی دارد. با افزایش زاویه‌ی حمله، $C_{N\alpha}$ افت شدیدی از خود نشان می‌دهد که بیان‌گر جدایی جریان روی بال است. این روند کاهشی تا حدود زاویه‌ی حمله ۱۰ درجه ادامه دارد. در زوایای حمله‌ی بالاتر از ۱۰ درجه، $C_{N\alpha}$ مجدداً شروع به افزایش می‌کند. این پدیده به دلیل تشکیل گردابه روی ناحیه‌ی امتداد لبه‌ی حمله (Strake) است. این روند افزایشی $C_{N\alpha}$ تا حدود زاویه‌ی حمله ۱۵ درجه ادامه دارد.

شکل ۱۱ تغییرات مشتق $C_{N\alpha}$ دینامیکی در حالت نوسان پیچشی را با زاویه حمله در اعداد ماخ ۰٫۴، ۰٫۶، ۰٫۸ و ۱٫۵ و فرکانس‌های ۱٫۲۵ و ۲٫۷۷ هرتز در دو دامنه نوسانی ۱ و ۵ درجه نشان می‌دهد. مقادیر استاتیکی این مشتق نیز برای مقایسه نشان داده شده است. افزایش $C_{N\alpha}$ از عدد ماخ ۰٫۴ تا ۰٫۶ ناشی از اثرات تراکم‌پذیری است. باید توجه داشت که در عدد ماخ ۰٫۶ نواحی گذر صوتی در قسمت‌های مختلف بال و بدنه به وجود می‌آیند. شوک‌های ایجاد شده در نواحی گذر صوتی همچنین باعث کاهش $C_{N\alpha}$ در عدد ماخ ۰٫۶ و دامنه

شکل ۱۱ تغییرات گشتاور پیچشی با زاویه‌ی حمله. تغییرات مشتقات دینامیکی با زاویه‌ی حمله. تغییرات مشتقات دینامیکی در حالت نوسان پیچشی را با زاویه حمله در اعداد ماخ ۰٫۴، ۰٫۶، ۰٫۸ و ۱٫۵ و فرکانس‌های ۱٫۲۵ و ۲٫۷۷ هرتز در دو دامنه نوسانی ۱ و ۵ درجه نشان می‌دهد. مقادیر استاتیکی این مشتق نیز برای مقایسه نشان داده شده است. افزایش $C_{N\alpha}$ از عدد ماخ ۰٫۴ تا ۰٫۶ ناشی از اثرات تراکم‌پذیری است. باید توجه داشت که در عدد ماخ ۰٫۶ نواحی گذر صوتی در قسمت‌های مختلف بال و بدنه به وجود می‌آیند. شوک‌های ایجاد شده در نواحی گذر صوتی همچنین باعث کاهش $C_{N\alpha}$ در عدد ماخ ۰٫۶ و دامنه



شکل ۱۱. تغییرات مشتق استاتیکی و دینامیکی $C_{N\alpha}$ با زاویه‌ی حمله.



شکل ۱۲. تغییرات مشتق استهلاک نیروی عمودی در حالت نوسانی عمودی و پیچشی.

نوسانی ۱ درجه و زاویه‌ی حمله‌ی ۸ درجه برای دامنه‌ی ۵ درجه، با افزایش قدرت شوک و اثرات جدایش جریان توسط شوک، مقدار $C_{N\alpha}$ به سرعت افت می‌کند.

با انجام آزمایش‌های پیچشی و عمودی در شرایط یکسان می‌توان سهم حرکت نوسانی (q) را از نرخ تغییرات زاویه حمله القایی ($\dot{\alpha}$) تفکیک کرد. به عبارت دیگر با استفاده از این روش، می‌توان مقادیر C_{Nq} و $C_{N\dot{\alpha}}$ و در مشتق استهلاک نیروی عمودی ($C_{Nq+\dot{\alpha}}$) و نیز $C_{m\alpha}$ و C_{mq} در مشتق استهلاک گشتاور پیچشی $C_{mq+\dot{\alpha}}$ را از هم تفکیک کرد. در شکل ۱۲ روند تغییرات مشتق استهلاک نیروی عمودی در حالات نوسانی پیچشی و عمودی با زاویه‌ی حمله و اثرات دامنه‌ی نوسان بر آن در عدد ماخ ۰٫۶ و فرکانس‌های ۱٫۲۵ و ۲٫۷۷ هرتز نشان داده شده است. در فرکانس ۱٫۲۵ هرتز، مقدار مشتق استهلاک نیروی عمودی در حالت نوسان عمودی، $C_{N\dot{\alpha}}$ ، تقریباً نصف مشتق استهلاک نیروی عمودی در حالت پیچشی، $C_{Nq+\dot{\alpha}}$ است (شکل ۱۲ الف). بنابراین می‌توان گفت حدود نیمی از مشتق استهلاک نیروی

۵ درجه شده است. در زوایای حمله‌ی بالاتر و با افزایش قدرت این شوک‌ها، روند کاهش $C_{N\alpha}$ تشدید شده است. مطابق شکل ۱۱ الف تطابق خوبی بین مقادیر استاتیکی و دینامیکی $C_{N\alpha}$ تا زاویه حمله حدود ۸ درجه دیده می‌شود. در زوایای حمله‌ی بالاتر، جدایش جریان در حالت استاتیک از بال و بدنه و به تأخیر افتادن آن در حالت دینامیکی باعث ایجاد اختلاف در مقادیر استاتیک و دینامیک $C_{N\alpha}$ شده است. روند تغییرات $C_{N\alpha}$ با زاویه حمله در فرکانس ۲٫۷۷ هرتز در شکل ۱۰ ب مشابه فرکانس ۱٫۲۵ هرتز است. در اینجا مقدار $C_{N\alpha}$ در هر دو ماخ ۰٫۴ و ۰٫۶ کم‌تر از مقادیر متناظر در فرکانس ۱٫۲۵ هرتز است. در عدد ماخ ۰٫۶ و فرکانس ۲٫۷۷ هرتز در شکل ۱۱ ب با افزایش دامنه‌ی نوسان $C_{N\alpha}$ نیز افزایش می‌یابد. این پدیده برعکس فرکانس ۱٫۲۵ هرتز در شکل ۱۱ الف است و احتمالاً دلیل آن اثرات فرکانس نوسان بر روند تشکیل سیستم شوک‌های ناپایا روی مدل است. مطابق شکل ۱۱ ب در عدد ماخ ۱٫۵ و هر دو دامنه‌ی نوسانی، $C_{N\alpha}$ در ابتدا روندی ثابت دارد و در زاویه‌ی حمله‌ی حدود ۴ درجه برای دامنه‌ی

مختلفی روی این مدل انجام شده است که بخشی از نتایج به‌دست آمده در مراجع مختلف موجود است. مقایسه‌ی نتایج به‌دست آمده از این آزمایش‌ها با نتایج آزمایش‌های مشابه روی این مدل در کشورهای پیشرفته نشان می‌دهد که تطابق قابل قبولی بین این نتایج وجود دارد. این موضوع عملکرد آزمایش‌های انجام شده و روش‌های مورد استفاده در تحلیل نتایج را تأیید می‌کند. براساس نتایج به‌دست آمده از آزمایش‌های کنونی، با افزایش فرکانس نوسان روند تغییرات نیروی عمودی با زاویه‌ی حمله در حالت پیچشی و نیز تغییرات نیروی عمودی با جابه‌جایی عمودی در نوسانات عمودی کاهش می‌یابد و در بیشترین فرکانس مورد آزمایش (۶ هرتز) نیروی عمودی تقریباً رفتار ثابتی از خود نشان می‌دهد. این موضوع ناشی از عدم تطابق میدان جریان حول مدل و زاویه‌ی حمله لحظه‌ی آن به دلیل سرعت نوسانات سریع مدل است. مشتقات پایداری دینامیکی در آزمایش‌های کنونی نشان می‌دهند که با افزایش فرکانس نوسان، از پایداری دینامیکی مدل کاسته می‌شود. همچنین مطابق این نتایج، در حالت نوسان عمودی مدل اساساً ناپایدار بوده و با افزایش فرکانس، از میزان این ناپایداری کاسته می‌شود. اختلاف بین مشتق استهلاک پیچشی در نوسانات پیچشی و عمودی، سهم پیچش خالص را تعیین می‌کند که مطابق نتایج به‌دست آمده، با افزایش فرکانس سهم حرکت پیچشی خالص در استهلاک پیچشی کاهش می‌یابد.

عمودی در نوسان پیچشی، مربوط به عبارت α بوده و نیم دیگر اثرات سرعت زاویه‌ی نوسانی، q ، است. در واقع در این حالت مقادیر C_{N_q} و $C_{N_{\dot{\alpha}}}$ با هم برابرند. در فرکانس ۲/۷۷ هرتز، این روند تغییر کرده و در این حالت اختلاف بین مشتق استهلاک نیروی عمودی در حالات نوسانی پیچشی و عمودی کاهش یافته است (شکل ۱۲ ب). این موضوع نشان می‌دهد که با افزایش فرکانس نوسان، سهم عبارت α در مشتق استهلاک نیروی عمودی کاهش یافته و بیشتر اثرات مربوط به سرعت زاویه‌ی نوسانی، q ، است. یعنی مقدار C_{N_q} کم‌تر از $C_{N_{\dot{\alpha}}}$ خواهد شد.

نتیجه‌گیری

آزمایش‌های متعددی در حالت‌های دینامیکی پیچشی و عمودی روی یک مدل استاندارد دینامیکی موسوم به SDM در اعداد ماخ و دامنه و فرکانس‌های نوسانی مختلف انجام شد.

هدف از انجام این آزمایش‌ها مطالعه‌ی رفتار آیرودینامیکی ناپایای این مدل در حالت نوسانی و بررسی اثرات پارامترهای مختلف از جمله عدد ماخ، فرکانس نوسان، دامنه‌ی نوسان، زاویه‌ی حمله و... بر ضرایب و مشتقات پایداری مدل مذکور بوده است. SDM یک مدل معروف در جهان است و در مراکز تحقیقاتی معتبر جهان آزمایش‌های دینامیکی

پانویس

1. pitching moment

منابع

1. Beyers, M.E. "Free flight investigation of high maneuverability missile dynamics", *Journal of Spacecraft and Rockets*, **14**, (4), (April 1970).
2. Orlik Ruckeman, K.J. "Aerodynamic aspects of aircraft at high angles of attack", *Journal of Aircraft*, **20** (9) (sep. 1983).
3. Soltani, M. R. "An experimental study of the relationship between forces and moments and vortex breakdown on a pitching delta wing", Ph.D. Dissertation, University of Illinois at Urbana-Champaign (1992).
4. Fan, Y. "Identification of an unsteady aerodynamic model up to high angle of attack regime", Ph.D. Dissertation, Virginia Polytechnic Insti-

tute (Nov. 1997).

5. Soltani, M.R., and Davari, A.R., "A new approach to predict the unsteady aerodynamic phenomena", Submitted to the *International Journal of Science and Technology, Scientia Iranica* (Aug. 2003).
6. Beyers, M.E. "SDM pitch and yaw axis stability derivatives", *AIAA*, pp.85-1827 (1985).
7. Schmidt E., "Standard dynamics model experiments with the DFVLR/AVA Transonic Derivative Balance", AGARD CP-386, (May. 1985).
8. Janson, T. and Torngren, L. "New dynamic testing techniques and related results at FFA", AGARD CP-386 (May. 1985).
9. Kharabrov, A.N. *Private Communications* (2001).