

بررسی تجربی آثار سرش جانبی بر مشخصه‌های ائرو دینامیکی استاتیکی و اندازه‌گیری مشتقات دینامیکی طولی مدل هواپیمای بال مثلثی

ارسلان قجر^۱، سید آرش سید شمس طالقانی^۲، محمد رضا سلطانی^۳، مهران مصدری^۴

۱ دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، تهران

۲ استادیار، پژوهشگاه هوافضا، تهران، taleghani@ari.ac.ir

۳ استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

۴ استادیار، دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۱/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۷/۰۴

چکیده

در این پژوهش آثار سرش جانبی بر مشخصه‌های ائرو دینامیکی مدل هواپیمای بال مثلثی در حالت استاتیکی و همچنین روشی تجربی جهت تعیین مشتقات پایداری دینامیکی هواپیما ارائه شده است. داده‌های اندازه‌گیری شده به صورت یک تاریخچه زمانی از ضرایب نیروها و گشتاورهای ائرو دینامیکی می‌باشد. با استفاده از این داده‌ها مؤلفه‌های هم‌فاز و غیر هم‌فاز ضرایب ائرو دینامیکی تعیین شده است. تست‌ها در عدد رینولدز $1/750/000$ انجام شده است. با افزایش زاویه سرش جانبی، مقدار حداکثر ضریب برآ از مقدار $1/32$ در زاویه سرش جانبی صفر درجه به مقدار $0/8$ در زاویه سرش جانبی 30 درجه کاهش می‌یابد. با افزایش زاویه سرش جانبی شیب منحنی برآ و پایداری طولی کاهش پیدا می‌کند. در زوایای حمله متوسط کوچک تغییر چندانی در مؤلفه هم‌فاز و غیر هم‌فاز ضریب نیروی عمودی مشاهده نشده است. در زوایای حمله متوسط بزرگتر، این تغییرات محسوس است.

واژگان کلیدی

تونل باد، ائرو دینامیک ناپایا، بال مثلثی، مشخصه‌های ائرو دینامیکی، نوسان اجباری

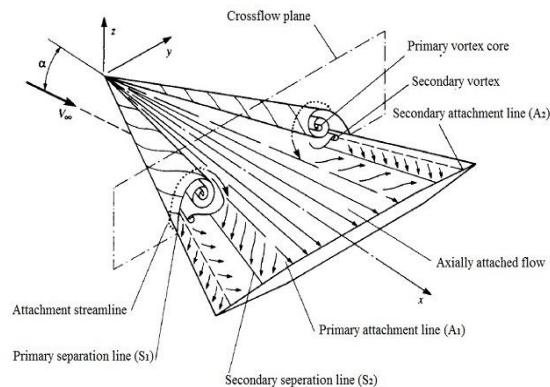
۱. مقدمه

استاتیکی و مشتقات پایداری دینامیکی برای تعیین مشخصه‌های پایداری دینامیکی و پاسخ دینامیکی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. در فرایند طراحی مقدماتی هم داده‌های ائرو دینامیکی استاتیکی و هم مشتقات پایداری دینامیکی با استفاده از روش‌های تحلیلی و نیمه تجربی تخمین زده می‌شود. وقتی پیکربندی نهایی شد،

مطالعه مشخصه‌های کنترل و پایداری یک هواپیما بخشی از فرایند طراحی شامل تربیم استاتیکی، پایداری استاتیکی و پایداری و پاسخ دینامیکی است. این فرایند نیازمند به نیروها و گشتاورهای ائرو دینامیکی استاتیکی و داده‌های مربوط به مشتقات پایداری می‌باشد. داده‌های ائرو دینامیکی برای تعیین تربیم و پایداری

داده‌های ائرو دینامیکی مربوط به نیروها و گشتاورها با استفاده از تست‌های تونل باد تولید می‌شود. مشتقات پایداری دینامیکی از داده‌های تست‌های نوسان اجباری یا نوسان آزاد در تونل باد به‌دست می‌آید.

شبیه‌سازی دینامیکی در تونل باد روشی جایگزین برای تعیین مشتقات دینامیکی است. در این روش، شبیه‌سازی پرواز در یک تونل باد با استفاده از یک مدل مقیاسی صورت می‌گیرد. مدل‌ها در این روش دارای درجه آزادی در چرخش و انتقال می‌باشند. مدل‌ها مجهز به سطوح کنترل متحرک به کمک سرو موتور هستند که مدل را مانند پرواز واقعی تحریک می‌کنند. با استفاده از حسگرهای کوچکی که درون مدل نصب می‌شوند پاسخ دینامیکی مدل ثبت و ضبط می‌شود. پاسخ‌های حرکت مدل به یک ورودی مشخص سطوح کنترل ثبت‌شده و با استفاده از پاسخ‌های اندازه‌گیری شده مشتقات پایداری با استفاده از تکنیک‌های تعیین پارامتر تعیین می‌گردد. جریان مادون صوت روی سطح فوقانی بال مثلی با لبه حمله تیز و جدایش جریان لبه حمله سبب تولید گردابه‌هایی روی بال می‌گردد که با افزایش مکش روی بال سبب افزایش نیروی برآ می‌گردد. در شکل ۱ نمایی شماتیک از جریان مادون صوت روی بخش فوقانی بال مثلی در زاویه حمله نمایش داده شده است [۱].



شکل ۱. شماتیک میدان جریان روی بال مثلی در زاویه حمله [۱]

در زوایای عقبگرد لبه حمله بزرگتر از ۴۵ درجه دو جریان با ساختار گردابه‌ای روی بال شکل می‌گیرد. در زوایای حمله متوسط (کوچکتر از ۲۰ درجه) تا زوایای حمله بالا (بزرگتر از ۲۰ درجه) دو سری خطوط جریان مجزا در سطح زیرین بال مشابه نقطه سکون جلویی در جریان دوبعدی شکل می‌گیرد. جریان داخل این خط جریان مجزا به پایین دست منتقل شده و در امتداد مؤلفه سرعت

در جهت جریان منحرف می‌شود. جریان بیرون این خط جریان مجزا در مجاورت لبه حمله به سمت بیرون منحرف شده و حول لبه حمله به سمت سطح فوقانی می‌چرخد. جریان در زمان چرخش حول لبه حمله، جدا شده و سبب تولید خط جدایش اولیه (S_1) می‌گردد و به همراه لایه مرزی تولیدشده در بخش پشت به باد بال، سبب شکل‌گیری یک لایه برشی می‌گردد که داخل بخش بیرونی جریان می‌چرخد.

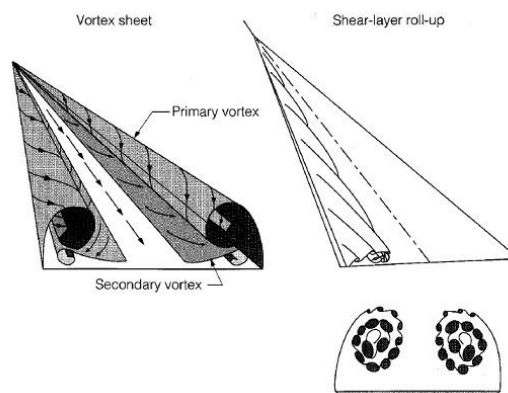
به دلیل تأثیر گردابه‌ای، لایه برشی به صورت مارپیچی یک گردابه اولیه پایدار را شکل می‌دهد. این پدیده دارای یک هسته لزوج با یک جریان غیرلزوج حول آن می‌باشد. گردابه اولیه درون لایه برشی باقی می‌ماند. گردابه‌ها در امتداد طول لبه حمله بال به‌طور پیوسته به این گردابه تزریق می‌گردد. این گردابه‌ها از میان لایه برشی آزاد به هسته گردابه اولیه منتقل می‌گردند. قدرت گردابه و ابعاد سطح مقطع آن در جهت پایین دست جریان افزایش می‌یابد. یک صفحه گردابه یا سطح جریان ثانویه در بالای گردابه اولیه به صورت حلقه‌ای در بالای بال شکل گرفته و در امتداد خط اتصال جریان اولیه (A_1) مجدداً به سطح می‌چسبد. خطوط جریان روی صفحه گردابه مسیرهای حلزونی را دنبال می‌کند. خطوط جریان سطحی از خطوط اتصال دور شده در جایی که این خطوط به سمت خطوط جدایش منحرف شده و از سطح در امتداد این خطوط جدا می‌گردند. در بخش داخلی خطوط اتصال اولیه (A_1), خطوط جریان سطحی به سطح متصل بوده و جریان پایین دست در امتداد یک سری از خطوط مستقیم منشعب شده از نوک بال، بدون انحرافی باقی می‌ماند. بخش بیرونی خطوط اتصال اولیه، جریان کشیده شده به گردابه اولیه به سمت بیرونی و تحتانی هسته گردابه اولیه و همچنین به سمت لبه حمله حرکت می‌کند. این جریان در نزدیک سطح بال در S_2 به دلیل گرادیان فشار معکوس جریان، که در جهت عرضی مواجه می‌گردد، جدا می‌شود. این جریان جدا شده سبب شکل‌دهی یک گردابه ثانویه‌ای با چرخش مخالف چرخش گردابه اولیه می‌گردد. این گردابه تمایل دارد به سمت داخلی گردابه اولیه و دور از سطح فوقانی بال حرکت کند. موقعیت جدایش ثانویه در سرعت جریان پایین وابسته به عدد رینولدز می‌باشد. بخش بیرونی گردابه ثانویه جریان مجدداً به سطح چسبیده و به سمت لبه حمله سوق پیدا می‌کند. در لبه حمله مجدداً جریان جدا و از سطح پایینی در لایه برشی با جریان ترکیب می‌شود.

که مقدار ضریب برآ برای زوایای حمله مختلف نسبت به بال‌های متداول بیشتر باشد. همچنین زاویه حمله و ماندگی برای بال‌های مثلی بزرگتر از مقادیر متناظر برای بال‌های متداول می‌باشد. به‌طور نمونه مقدار حداکثر ضریب برآ برای بال‌های مثلی از مرتبه ۱ تا ۱/۴ (بسته به مقدار زاویه عقبگرد بال) می‌باشد. حدود ۳۰ تا ۶۰ درصد از برآی کل در زوایای حمله بالا توسط گردابه لبه حمله تولید می‌گردد [۸]. تحقیقات داخلی محدودی در زمینه مطالعه تئوری، عددی و تجربی بال‌های مثلی صورت گرفته است. اثر عدد ماخ و زاویه حمله روی بال مثلی ۶۰ درجه با لبه حمله تیز توسط دولابی و انصاریان به‌روش عددی مورد بررسی قرار گرفت [۹]. رفتار گردابه‌های بال مثلی ۷۰ درجه و تأثیر زاویه حمله بر گردابه‌های تشکیل شده روی بال به‌کمک تونل دود و نور لیزر توسط دهقان منشادی، فیضیان، بزاززاده و ایل‌بیگی مورد ارزیابی قرار گرفت [۱۰]. سلطانی، رجبی و داوری آثار فرکانس کاهش‌یافته بر گردابه‌ها و نیروهای اثرودینامیکی وارد بر بال‌های مثلی را با استفاده از روابط تجربی و تئوری مورد تحلیل قرار دادند [۱۱]. در اکثر پژوهش‌های این حوزه، بال مثلی به‌تنهایی مورد بررسی قرار گرفته است. در این پژوهش برای نخستین‌بار در کشور در عدد رینولدز فراتر از ۱/۵ میلیون، آثار زاویه سرش جانبی بر مشخصه‌های اثرودینامیکی استاتیکی و دینامیکی بال مثلی با حضور بدنه و دم عمودی مورد ارزیابی قرار گرفته است.

۲. مشخصه‌های اثرودینامیکی بال‌های مثلی با لبه حمله تیز

مشخصه‌های اثرودینامیکی بال‌های مثلی با لبه حمله تیز به‌صورت غیرخطی است. بخش اعظمی از نیروی برآی تولیدشده توسط بال مربوط به یک ناحیه کم‌فشار تولیدشده روی بال توسط گردابه‌های لبه حمله می‌باشد. این ناحیه کم‌فشار مربوط به میدان جریان تولیدشده توسط گردابه‌ها است. وقتی زاویه عقبگرد بال افزایش می‌یابد، کاهش در شیب منحنی برآ مشاهده می‌شود. براساس مبانی اثرودینامیک با افزایش زاویه حمله سیرکولاسیون افزایش پیدا می‌کند، اما برای یک زاویه حمله مشخص با افزایش زاویه عقبگرد سیرکولاسیون کاهش پیدا می‌کند. بنابراین کاهش در شیب منحنی برآ با افزایش زاویه عقبگرد انتظار می‌رود. وقتی نقطه انفجار گردابه به بال می‌رسد، ناحیه کم‌فشار تولیدشده توسط گردابه‌ها کاهش پیدا می‌کند. کاهش در فشار مکش سبب کاهش

بر اساس مطالعات تجربی انجام‌شده [۲-۴]، لایه برشی لبه حمله ناپایدار بوده و گردابه‌های مقیاس کوچکی را حول گردابه اولیه همان‌گونه که در سمت راست شکل ۲ نشان داده شده است تشکیل می‌دهد [۵]. گردابه‌های مقیاس کوچک در لبه خارجی صفحه شروع شده و یک مسیر مارپیچی را تا یک فاصله از پایین‌دست که آنها در امتداد لبه بیرونی هسته گردابه بهم آمیخته می‌گردند طی می‌کنند. ساختار سه‌بعدی در آزمایشات نسبت به زمان پایدار می‌باشد.



شکل ۲. شماتیک جریان گردابه لبه حمله روی بال [۵]

حضور گردابه اولیه، سرعت محلی و توزیع فشار روی بال را تحت تأثیر قرار می‌دهد، به‌گونه‌ای که باعث القای سرعت‌های اضافی روی سطح فوقانی بال شده و در نتیجه در زیر موقعیت هسته گردابه سبب شکل‌گیری یک ناحیه کم‌فشار می‌گردد. یک ناحیه مکشی باعث تولید برآی گردابه‌ای می‌گردد [۶]. این مقدار افزایش برآ به برآی جریان پتانسیل مربوط به جریان چسبیده (جدانشده) اضافه می‌گردد. گسترش اثر جدایش ثانویه روی توزیع فشار سطح به میزان زیاد به آرام‌بودن یا مغشوش‌بودن لایه مرزی بستگی دارد [۷]. آثار جدایش جریان برای حالت آرام‌بیشترین حالت می‌باشد. به‌طور کلی حضور گردابه ثانویه، موقعیت حداکثر مکش اولیه را تحت تأثیر قرار می‌دهد. به‌گونه‌ای که به‌طور دقیق در زیر موقعیت هسته گردابه اولیه قرار نمی‌گیرد. تغییرات فشار در راستای طول بال روی سطح تحتانی تقریباً ثابت بوده و از فشار جریان آزاد بیشتر است. گردابه‌های لبه حمله همچنین سبب ایجاد جریان تمیز در بخش‌های مرکزی بال شده و این خود باعث خنثی‌سازی تمایل جریان به جدایش لایه مرزی دو بعدی می‌گردد که یکی از مهمترین عوامل برای و ماندگی بال‌های متداول می‌باشد. آثار مکش گردابه‌های قوی و پایدار لبه حمله باعث شده

شیب منحنی برآ می‌گردد. اگرچه نیروی برآ همچنان (تا زاویه عقبگرد ۷۰ درجه) به افزایش خود ادامه می‌دهد، شیب منحنی برآ شروع به کاهش می‌کند. وقتی فرایند انفجار گردابه به سمت جلوی بال حرکت می‌کند، حداکثر ضریب برآ حاصل گردیده و پس از آن واماندگی اتفاق می‌افتد. برای بال‌های مثلثی در زوایای حمله پایین، ضرایب برآ و گشتاور پیچشی به صورت خطی است [۱۲]. وقتی زاویه حمله بیشتر افزایش پیدا می‌کند، نیروی برآی تولیدشده توسط گردابه‌های لبه حمله باعث غیرخطی شدن منحنی‌ها می‌گردد. افزایش نسبت منطری یا کاهش زاویه عقبگرد منجر به ضرایب نیروی عمودی بزرگتر می‌گردد؛ زیرا برای یک زاویه حمله مشخص با افزایش نسبت منطری یا کاهش زاویه عقبگرد قدرت گردابه‌های لبه حمله افزایش پیدا می‌کند. بنابراین نیروی برآی گردابه در یک زاویه حمله مشخص برای نسبت منطری بالاتر بیشتر خواهد بود. برای زوایای عقبگرد پایین (نسبت منطری بالا)، انفجار گردابه روی بال قبل از اینکه حداکثر برآ حاصل گردد اتفاق می‌افتد [۱۳]. وقتی زاویه عقبگرد افزایش پیدا می‌کند، زاویه حمله‌ای که در آن انفجار گردابه به لبه فرار می‌رسد به زاویه حمله واماندگی نزدیکتر می‌گردد. برای بال‌های با زاویه عقبگرد بزرگتر از ۷۵ درجه این دو زاویه تقریباً برابرند. برای بال‌های مثلثی با زاویه عقبگرد پایین، حداکثر ضریب برآ به میزان قابل توجهی کاهش می‌یابد [۱۴]. اگرچه همچنان که انتظار می‌رود شیب منحنی برآ افزایش می‌یابد. شیب منحنی ضریب گشتاور پیچشی حول نوک بال از لحاظ مقدار با کاهش زاویه عقبگرد افزایش پیدا می‌کند. براساس تحلیل مکش لبه حمله ارائه‌شده توسط پالهاموس [۶]، توزیع برآی گردابه هنگامی زاویه عقبگرد کاهش پیدا می‌کند بخشی کوچکتری از برآی کل را شامل می‌شود. اثر زاویه عقبگرد بر ضریب نیروی عمودی به‌ویژه در زوایای حمله بالا بزرگتر است. برای زوایای عقبگرد کم، ضریب نیروی عمودی مجدداً پس از افت اولیه ناشی از واماندگی بزرگتر می‌گردد [۱۴]. برای زوایای عقبگرد کم و زیاد، با افزایش زاویه عقبگرد تا ۷۰ درجه این اختلاف به مقدار حداکثر رسیده و با افزایش بیشتر زاویه عقبگرد کاهش پیدا می‌کند.

۳. سازوکار شکست گردابه در بال‌های مثلثی

وقتی زاویه حمله خیلی افزایش می‌یابد، شکست گردابه اتفاق می‌افتد و به‌واسطه آن جریان روی بال ناپایدار می‌گردد. سازوکار

شکست گردابه بسیار پیچیده است و یکی از مسائل پیچیده در مکانیک سیالات می‌باشد [۱۵]. شکست یا انفجار گردابه توسط پکهام و اتکینسون [۱۶] و ال [۱۷] مورد بررسی قرار گرفت. ال نشان داد وقتی زاویه حمله از یک حد بحرانی فراتر می‌رود، سطح مقطع هسته گردابه لبه حمله به‌طور ناگهانی افزایش می‌یابد و این خود وابسته به زاویه عقبگرد بال می‌باشد. در زوایای کوچکتر ممکن است گردابه منفجر گردد، اما نقطه انفجار پایین دست لبه فرار بوده و تأثیری بر برآی گردابه‌ای بال ندارد. به‌طور کلی انفجار گردابه سبب کاهش مقدار مؤلفه شعاعی و محیطی سرعت جریان در هسته می‌گردد. اندازه‌گیری‌های دقیق‌تر [۱۸-۲۰] نشان داد مؤلفه محوری سرعت روی گردابه تا موقعیت شکست افزایش یافته و پس از آن به‌صورت ناگهانی کاهش پیدا می‌کند. در هسته گردابه بالادست نقطه شکست، سرعت‌های محوری بیشتر از ۳ برابر سرعت جریان آزاد می‌باشد [۲۱].

مطالعات تجربی انجام‌شده در مرجع [۲۲] نشان داد که شکست گردابه را می‌توان برای یک گرادیان فشار معکوس مشخص با دمش محوری هوا و افزایش حداکثر مقدار پروفیل سرعت محوری به تأخیر انداخت. در هسته گردابه افت فشار کل تا محل شکست گردابه تقریباً ثابت بوده و پس از آن به‌صورت شدید افزایش می‌یابد. در ناحیه بدون شکست گردابه، افت‌های فشار کل کاهش می‌یابد. هنگام شکست گردابه، بردار گردابه چرخشی متوسط از یک مسیر طولی اولیه به یک مسیر مماسی تغییر می‌کند. انواع مختلفی از شکست یا انفجار گردابه شناسایی شده است. لامبورن و بریر [۲۳] اولین افرادی بودند که شکست از نوع ماریچی و حبابی را تشخیص دادند. یک تصویر از آشکارسازی جریان در تونل آب از این دو نوع شکست گردابه در شکل ۳ نمایش داده شده است. در شکست نوع ماریچی کاهش سرعت شدیدی در جریان هسته اتفاق می‌افتد. بلافاصله در پایین دست، المان‌های جریان هسته گردابه به‌طور ناگهانی به هم تابیده و حول محور ساختار جریان به‌صورت ماریچی درمی‌آید. ساختار ماریچی قبل از شکست به داخل توربولانس مقیاس بالا، یک یا دو دور می‌چرخد [۲۴]. برای گردابه‌های لبه حمله پیچش ماریچی مخالف جهت چرخش گردابه بالادست می‌باشد. حباب معمولاً دارای طولی معادل ۲ یا ۳ برابر قطر هسته می‌باشد. در پایین دست حباب، گردابه مغشوش بوده و به‌طور سریع با افزایش فاصله پخش می‌گردد. پارامترهای جریان که این دو نوع شکست

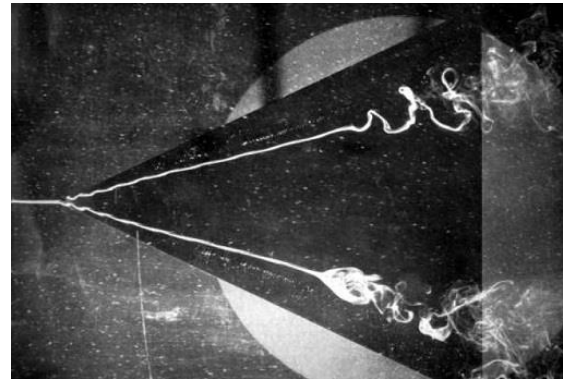
گردابه را تحت تأثیر قرار می‌دهند و همچنین فرایند فیزیکی سازوکار شکست گردابه یکی از مسائل چالش‌برانگیز در دینامیک سیالات می‌باشد.

برای بال‌های مثلثی ۷۰ درجه، جریان ناپایدار پایین‌دست نقطه انفجار، حول ۵ درصد وتر ریشه به‌صورت دینامیکی نوسان می‌کند.

۴. اثرودینامیک ناپایای بال مثلثی و روش تست نوسان اجباری

مدل‌های تجربی و تست‌های تونل باد متعددی برای توسعه مدل‌های ریاضی اثرودینامیک ناپایا در مراجع مختلف ارائه شده است [۲۶-۳۱]. هدف از پژوهش در این حوزه توسعه مدل‌های ریاضی جدید و دقیق‌تر، توسعه روش‌های سیالات محاسباتی و ایجاد بینش جدید در درک پدیده‌هایی از قبیل اثروالاستیک غیرخطی، فلاتر، نوسان سیکل محدود و پاسخ به تند باد می‌باشد. حرکت ناپایای بال مثلثی منجر به تغییر در میدان جریان در پاسخ به مانور انجام‌شده می‌گردد. این حرکت می‌تواند منجر به تأخیر در جدایش جریان و شکل‌گیری گردابه در زاویه حمله پایین و تغییر در موقعیت گردابه و شروع انفجار در زوایای حمله بالا گردد. هنگام نوسان یا حرکت تناوبی، یک هیسترسیز در موقعیت هسته گردابه و انفجار گردابه نسبت به حالت‌های استاتیکی اتفاق می‌افتد [۳۲]. به‌خاطر این هیسترسیز در میدان جریان، بارهای اثرودینامیکی روی بال مثلثی تغییر می‌کند. وجود این هیسترسیز میدان جریان در موقعیت گردابه، انفجار گردابه و توزیع فشار سطحی تأثیرگذار می‌باشد [۳۳].

برای یک بال مثلثی در حال نوسان پیچشی ممکن است تأخیر در شکست یا انفجار گردابه اتفاق بیافتد. یک افزایش لحظه‌ای در نیروهای اثرودینامیکی معمولاً در مانورهای پیچشی گذار یا نوسانی مشاهده می‌گردد. میزان این افزایش لحظه‌ای یا کاهش لحظه‌ای در حرکت ناپایا وابسته به نوع مانور ناپایا و همچنین تاریخچه حرکت می‌باشد. مثلاً اگر هواپیما از صفر تا ۴۵ درجه پیچش کند، میزان افزایش در ضریب نیروی عمودی (C_N) ممکن است بزرگتر از حالتی باشد که هواپیما از ۲۵ درجه تا ۴۵ درجه پیچش نماید [۳۴]. داده‌های اندازه‌گیری شده از تست‌های نوسان اجباری به‌صورت تاریخچه زمانی از ضرایب نیروها و گشتاورهای اثرودینامیکی می‌باشند. از این داده‌ها جهت تعیین ضرایب اثرودینامیکی که توسط مؤلفه‌های هم‌فاز و غیرهم‌فاز بیان می‌شوند استفاده می‌گردد. مؤلفه هم‌فاز شامل مشتقات استاتیکی و مشتقات دورانی می‌باشد در حالی که مؤلفه غیرهم‌فاز، مشتق دورانی را که با مشتق نسبت به شتاب، ترکیب شده تعیین می‌کند.



شکل ۳. آشکارسازی انفجار گردابه نوع ماریچی (بالا) و حبایی (پایین) در تونل آب [۲۳]

بعضی از محققان براین باورند که نوع حبایی به‌صورت پایه‌ای بوده و نوع ماریچی نتیجه ناپایداری شکل حبایی می‌باشد [۲۵]. پس از اینکه انفجار گردابه روی سطح بال نزدیک لبه فرار اتفاق افتاد، افزایش بیشتر زاویه حمله سبب جابه‌جایی سریع محل انفجار به بالادست جریان شده و پس از آن با افزایش بیشتر زاویه این جابه‌جایی کندتر اتفاق می‌افتد. افزایش زاویه عقبگرد لبه حمله از ۷۰ درجه سبب کاهش قدرت گردابه لبه حمله و تأخیر در انفجار گردابه می‌گردد. ونتز و کولمن [۸] نشان دادند که برای زوایای عقبگرد بزرگتر از ۷۵ درجه، انفجار مستقل از زاویه عقبگرد می‌باشد. علاوه بر آن کوپلینگ بین انفجار گردابه و برآ برای بال‌های با زاویه عقبگرد ۷۰ درجه و کمتر خیلی قوی نیست. شکل لبه حمله به‌طور قابل توجهی موقعیت انفجار گردابه لبه حمله را تحت تأثیر قرار می‌دهد [۱۸]. حتی برای بال‌های مثلثی صفحه تخت نازک نیز این تأثیر قابل توجه است. این تأثیر به‌خاطر تغییر در جدایش محلی جریان لبه حمله و قدرت گردابه تولیدی می‌باشد. اثر شکل لبه حمله روی الگوی جریان با افزایش عدد ماخ کاهش می‌یابد. برای بال‌های مثلثی با یک زاویه عقبگرد مشخص، شکل بال خیلی تأثیر روی مشخصه‌های شکست گردابه نمی‌گذارد. قوس مثبت سبب تأخیر در شکست گردابه می‌گردد. برای بال‌های ضخیم‌تر برای یک شرایط جریان مشخص، انفجار زودتر اتفاق می‌افتد. جریان در بالادست انفجار پایدار بوده در حالی که جریان در پایین‌دست نقطه انفجار شدیداً ناپایدار می‌باشد.

معادلات مربوط به مؤلفه هم‌فاز به‌طور صریح آثار فرکانس را در برگرفته، در حالی‌که معادله مربوط به مؤلفه غیرهم‌فاز، که برای تعیین نرخ استهلاك مشتقات به‌کار می‌روند، این آثار را شامل نمی‌گردد. در بیشتر موارد فرض می‌شود اثر فرکانس بر داده‌های حاصل از تست نوسان اجباری ناچیز است. این فرض برای بعضی از موارد صحیح است، اما برای هواپیماهای جنگنده مدرن صحیح نیست. این‌گونه هواپیماها برای بهره‌برداری در زوایای حمله بالا، که در آن آثار فرکانس بسیار زیاد است، طراحی شده‌اند. وابستگی به فرکانس سبب می‌شود مقایسه داده‌های حاصل از تست نوسان اجباری با دیگر انواع داده‌ها از قبیل داده‌های حاصل از تست‌های استاتیکی یا تست‌های با بالانس چرخشی مشکل گردد. در این روش، مدل در مقطع آزمون روی استند نوسان اجباری قرار می‌گیرد. این استند امکان نوسان مدل را در زوایای (متوسط) حمله و سرش جانبی مختلف و دامنه نوسان متفاوت در فرکانس‌های مختلف فراهم می‌سازد. با استفاده از یک بالانس کرنش‌سنجی چند مؤلفه، نیروها و گشتاورهای ائروپدینامیکی هنگام نوسان ثبت می‌گردد. جهت آنالیز داده‌های حاصل از این تست‌ها به‌جای فرکانس از فرکانس کاهش‌یافته استفاده می‌شود. ارتباط بین فرکانس و فرکانس کاهش‌یافته به‌صورت زیر می‌باشد:

$$k = \frac{\omega l}{V} = 2\pi f \frac{l}{V} \quad (1)$$

که در آن l طول مشخصه، V سرعت جریان در مقطع آزمون و ω سرعت زاویه‌ای نوسان است. برای حالت طولی، طول مشخصه، نصف وتر متوسط ائروپدینامیکی بال، $\bar{c}/2$ ، و برای حالت عرضی، طول مشخصه معادل نصف طول بال، $b/2$ ، می‌باشد. هنگام آنالیز داده‌های نوسانی فرض می‌شود ضرایب ائروپدینامیکی طولی به‌طور خطی وابسته به زاویه حمله، سرعت پیشش، نرخ تغییر آنها، \dot{q} و $\dot{\alpha}$ برای تغییرات جزئی نسبت به یک حالت مرجع می‌باشد. مثلاً میزان تغییر ضریب نیروی برآ نسبت به مقدار متوسط آن بدون در نظر گرفتن آثار ناپایا توسط رابطه زیر بیان می‌گردد:

$$C_L = C_{L\alpha} \Delta\alpha + \frac{l}{V} C_{L\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \frac{l}{V} C_{Lq} q + \left(\frac{l}{V}\right)^2 C_{L\dot{q}} \dot{q} \quad (2)$$

$$\Delta\alpha = \alpha_A \sin(\omega t) \quad (3)$$

که در آن α_A دامنه زاویه حمله است. در تست نوسان اجباری در تونل باد داریم:

$$\dot{\alpha} = \dot{q} = \omega \alpha_A \cos(\omega t) \quad (4)$$

$$\ddot{\alpha} = \ddot{q} = -\omega^2 \alpha_A \sin(\omega t) \quad (5)$$

با جاگذاری روابط فوق در معادله ۲ خواهیم داشت:

$$\Delta C_L = \alpha_A (C_{L\alpha} - k^2 C_{L\dot{q}}) \sin(\omega t) + \alpha_A k (C_{L\dot{\alpha}} + C_{Lq}) \cos(\omega t) \quad (6)$$

بنابراین:

$$\Delta C_L = \alpha_A (\overline{C_{L\alpha}}) \sin(\omega t) + \alpha_A k (\overline{C_{Lq}}) \cos(\omega t) \quad (7)$$

که در آن مؤلفه‌های هم‌فاز و غیرهم‌فاز ضریب نیروی برآ

توسط روابط زیر بیان می‌گردند:

$$\overline{C_{L\alpha}} = C_{L\alpha} - k^2 C_{L\dot{q}} \quad (8)$$

$$\overline{C_{Lq}} = C_{Lq} + C_{L\dot{\alpha}} \quad (9)$$

می‌توان با استفاده از داده‌های نوسان اجباری مقدار

$\overline{C_{L\alpha}}$ و $\overline{C_{Lq}}$ را تعیین نمود. با توجه به معادله ۷ مشخص می‌گردد

که $\overline{C_{L\alpha}}$ و $\overline{C_{Lq}}$ ضرایب سری فوریه می‌باشند. بنابراین با

انتگرال‌گیری از ضرایب ائروپدینامیکی اندازه‌گیری شده در بازه

زمانی T در n_c سیکل از نوسان می‌توان مقادیر $\overline{C_{L\alpha}}$ و $\overline{C_{Lq}}$ را

تعیین نمود:

$$\overline{C_{L\alpha}} = \frac{2}{\alpha_A n_c T} \int_0^{n_c T} \Delta C_L(t) \sin(\omega t) dt \quad (10)$$

$$\overline{C_{Lq}} = \frac{2}{\alpha_A k n_c T} \int_0^{n_c T} \Delta C_L(t) \cos(\omega t) dt \quad (11)$$

برای نوسان حول محور پیشش می‌توان چنین روابطی را برای

ضریب نیروی عمودی و گشتاور پیششی به‌دست آورد. می‌توان

برای نوسان حول محورهای غلت و سمت نیز چنین روابطی را

به‌دست آورد. با مقایسه سری مثلثاتی فوریه ۱۲ با معادله ۶

مشخص می‌شود که:

$$f(x) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \cos(nx) + b_n \sin(nx)) \quad (12)$$

$$\alpha_A \overline{C_{L\alpha}} = \frac{b_1}{qS} \quad (13)$$

$$\alpha_A \overline{C_{Lq}} = \frac{a_1}{kqS} \quad (14)$$

مقدار qS برای محاسبه ضرایب نیروهای ائروپدینامیکی

اندازه‌گیری شده در مخرج اضافه شده است که در آن فشار

دینامیکی و S مساحت مرجع می‌باشد. برای محاسبه ضرایب

گشتاورهای ائروپدینامیکی اندازه‌گیری شده لازم است که برای

مشخصه‌های طولی مقدار $qS\bar{c}$ و برای مشخصه‌های عرضی مقدار

$qSb/2$ در مخرج اضافه گردد. فرض کنید در هر سیکل نوسانی

۶۰ دفعه ($m = 60$) اندازه‌گیری انجام و اطلاعات ضبط گردد.

نحوه ثبت داده‌ها بدین صورت است که روی استند تست نوسانی

یک صفحه دایروی نصب شده که در یک شعاع ثابت از مرکز

دایره دارای ۶۰ سوراخ در زوایای یکسان از ۰ تا ۳۶۰ درجه

با استفاده از این تکنیک می‌توان برای کلیه نیروها و گشتاورهای اثرودینامیکی اندازه‌گیری شده، ضرایب a_0 و a_1 و b_1 را تعیین نمود. چون نیروهای وزنی و اینرسیایی روی نیروها و گشتاورهای اندازه‌گیری شده توسط بالانس تأثیر می‌گذارد، ابتدا در حالت تونل خاموش مدل توسط استند نوسانی تحت حرکت نوسانی مورد نظر قرار می‌گیرد و ضرایب فوریه پارامترهای اندازه‌گیری شده تعیین می‌گردد. سپس این کار برای حالت تونل روشن تکرار می‌شود و ضرایب فوریه پارامترهای اندازه‌گیری شده محاسبه می‌گردد. ضرایب فوریه مربوط به آثار وزنی و اینرسیایی از ضرایب فوریه به‌دست آمده از تست تونل روشن کسر می‌گردد تا ضرایب فوریه کمیت‌های اثرودینامیکی خالص به‌دست آید. با استفاده از مقدار این ضرایب برای نیروی برآ و همچنین با استفاده از معادلات ۱۳ و ۱۴، مقادیر $\overline{C_{L_a}}$ و $\overline{C_{L_q}}$ به‌دست می‌آید.

$$\overline{C_{L_a}} = \frac{b_1}{\alpha_A q S} \quad (21)$$

$$\overline{C_{L_q}} = \frac{a_1}{\alpha_A k q S} \quad (22)$$

که در آن α_A دامنه زاویه حمله برحسب رادیان و a_1 و b_1 ضرایب فوریه مربوط به کمیت نیروی برآ در حرکت نوسانی مورد نظر می‌باشد. به‌همین ترتیب مقدار $\overline{C_{m_a}}$ و $\overline{C_{m_q}}$ به‌صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$\overline{C_{m_a}} = \frac{b_1}{\alpha_A q S \bar{c}} \quad (23)$$

$$\overline{C_{m_q}} = \frac{a_1}{\alpha_A k q S \bar{c}} \quad (24)$$

که در آن α_A دامنه زاویه حمله برحسب رادیان و a_1 و b_1 ضرایب فوریه مربوط به کمیت گشتاور پیچشی در حرکت نوسانی مورد نظر می‌باشد.

۵. تجهیزات آزمایش و دقت اندازه‌گیری

آزمایشات در تونل باد کم‌سرعت ملی انجام شده است. تونل باد کم‌سرعت ملی یک تونل باد مدارسته جریان پیوسته با سرعت حداکثر ۹۰ متر بر ثانیه با مقطع آزمون باز به ابعاد ۲/۲ متر در ۲/۸ متر با طول ۴ متر می‌باشد. قدرت جت تونل باد توسط یک فن جریان‌محوری به قطر ۴/۵ متر و توان حداکثر ۱/۲ مگاوات تأمین می‌گردد. سرعت دورانی فن از ۶۰ تا ۵۶۰ دور در دقیقه قابل تغییر است. نسبت انقباض نازل ۱ به ۹ بوده و برای بهبود کیفیت جریان مقطع آزمون از یک عدد لانه زنبوری با طول سلول ۱۶ سانتی‌متر و ۲ عدد توری استفاده شده است. شدت اغتشاشات در قسمت

می‌باشد. با استفاده از سیستم فرمان نوری، برای هر سوراخ، که مین زاویه حمله نوسانی در آن موقعیت خاص می‌باشد، اطلاعات ثبت می‌گردد. اگر i شماره هر سوراخ باشد، زاویه θ برای سوراخ i و اختلاف زاویه $\Delta\theta$ برای دو سوراخ مجاور هم برابر خواهد بود با:

$$\theta_i = \frac{2\pi(i-1)}{m} \quad (15)$$

$$\Delta\theta_{i,i-1} = \frac{2\pi}{m} \quad (16)$$

فرض کنید اگر هر تست در وضعیتی مشخص، در ۲۰ سیکل پشت سر هم تکرار گردد ($n_c = 20$) و ضرایب فوریه براساس هارمونیک‌های ۱ تا ۱۰ ($n = 1 \dots 10$) تعیین گردد. بنابراین ضریب a_n و b_n برای نیروی برآ (کمیت L) برابر خواهد بود با:

$$\begin{aligned} a_n &= \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f(\theta) \cos(n\theta) d\theta \\ &= \frac{1}{\pi} \sum_{i=1}^{60} f(\theta) \cos(n\theta) \Delta\theta \\ &= \frac{1}{\pi} \left\{ \sum_{i=1}^{60} \left[\tilde{L}(i) \cos \frac{2\pi(i-1)n}{m} \right] \right\} \frac{2\pi}{m} \\ &= \frac{2}{m} \left\{ \sum_{i=1}^{60} \left[\tilde{L}(i) \cos \frac{2\pi(i-1)n}{m} \right] \right\} \end{aligned} \quad (17)$$

به‌طوری‌که $\tilde{L}(i)$ برابر است با مقدار متوسط کمیت اندازه‌گیری شده L در سوراخ i برای ۲۰ سیکل.

$$\tilde{L}(i) = \frac{L(i)_{i_2=1} + L(i)_{i_2=2} + \dots + L(i)_{i_2=n_c}}{n_c} \quad (18)$$

که در آن معرف شماره سیکل است. به‌همین ترتیب برای b_n داریم:

$$\begin{aligned} b_n &= \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f(\theta) \sin(n\theta) d\theta \\ &= \frac{1}{\pi} \sum_{i=1}^{60} f(\theta) \sin(n\theta) \Delta\theta \\ &= \frac{1}{\pi} \left\{ \sum_{i=1}^{60} \left[\tilde{L}(i) \sin \frac{2\pi(i-1)n}{m} \right] \right\} \frac{2\pi}{m} \\ &= \frac{2}{m} \left\{ \sum_{i=1}^{60} \left[\tilde{L}(i) \sin \frac{2\pi(i-1)n}{m} \right] \right\} \end{aligned} \quad (19)$$

با قرار دادن $n = 1$ در معادلات ۱۶ و ۱۸، مقادیر a_1 و b_1 تعیین می‌گردد. برای محاسبه a_0 تنها کافی است که در رابطه ۱۷ مقدار n برابر صفر قرار داده شود و مقدار به‌دست آمده در ۱/۲ ضرب گردد؛ زیرا:

$$a_0 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f(\theta) d\theta \quad (20)$$

مرکزی مقطع آزمون حدود 0.2 درصد است. در شکل ۴ نمای ایزومتریک تونل باد کم سرعت ملی نمایش داده شده است. برای تست‌های استاتیکی، مدل به‌همراه دستگاه بالانس روی یک استند نصب می‌گردد. زوایای حمله و سرش جانبی هم به‌صورت دستی و هم به‌صورت از قبل برنامه‌ریزی شده قابل تغییر می‌باشد. این زوایا توسط پتانسیومتر اندازه‌گیری می‌شود. فشار دینامیکی در مقطع آزمون توسط لوله پیتوت و با استفاده از ترانسدیوسر فشار اندازه‌گیری می‌شود. برای اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای وارد بر مدل از یک بالانس شش مؤلفه کرنش‌سنجی داخلی استفاده می‌گردد. تمامی نیروها و گشتاورها، زوایا و فشار دینامیکی که به‌صورت ولتاژ می‌باشد، توسط سیستم اخذ اطلاعات 30 کاناله با فرکانس 30 کیلوهرتز پردازش و با استفاده از ضرایب کالیبراسیون به کمیت‌های فیزیکی متناظر تبدیل می‌شود. براساس نتایج کالیبراسیون تجهیزات، حداکثر خطای اندازه‌گیری نیروی برآ نسبت به بار حداکثری معادل 0.13 درصد، نیروی پسا 0.3 درصد، نیروی جانبی 0.4 درصد، گشتاورهای پیچشی و جانبی 0.4 درصد و گشتاور غلت 0.7 درصد می‌باشد. حداکثر خطای اندازه‌گیری زوایای حمله و سرش جانبی 20 دقیقه می‌باشد.

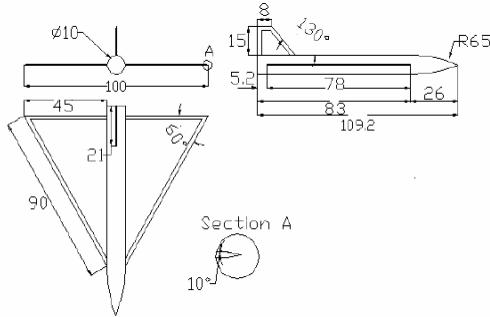
مدل مورد آزمایش مدل بال مثلثی 60 درجه (شکل ۵) دارای مساحت مرجع بال 0.433 متر مربع، طول وتر متوسط ائروپنایمی 0.577 متر، طول بال در لبه فرار 1 متر و زاویه پس‌گرایی 60 درجه است. گشتاور پیچشی مدل بال مثلثی نسبت به موقعیت 50 درصد از وتر متوسط ائروپنایمی اندازه‌گیری شده است. مدل به‌صورت معمولی روی یک استند نگه‌دارنده از نوع استینگ در مرکز مقطع آزمون تونل باد نصب می‌گردد. این استند که در شکل ۶ نمایش داده شده است، قادر است مدل‌های ائروپنایمی را در زوایای مختلف حمله از 10 تا 40 درجه قرار دهد و همچنین زاویه سرش جانبی را از 90 تا 90 درجه تغییر دهد. دستگاه بالانس شش مؤلفه کرنش‌سنجی که روی استند نصب می‌گردد قادر است تمامی نیروهای ائروپنایمی برآ، پسا، نیروی جانبی و گشتاورهای پیچشی، گردشی و غلتشی را اندازه‌گیری نماید. زوایای حمله و سرش جانبی در این استند نیز توسط پتانسیومتر اندازه‌گیری می‌شوند. در این پژوهش مدل هواپیمای بال مثلثی روی استند نصب گردید و در زوایای حمله و سرش جانبی مختلف مورد آزمایش قرار گرفت. تست‌های

آشکارسازی جریان نیز با استفاده از این استند انجام پذیرفت. برای انجام تست‌های دینامیکی مدل روی استند دینامیکی (شکل ۷) نصب گردید. زاویه حمله متوسط در محدوده 10 تا 40 درجه، دامنه زاویه حمله 2 تا 8 درجه و فرکانس نوسان از 1 تا 3 هرتز قابل تغییر می‌باشد.

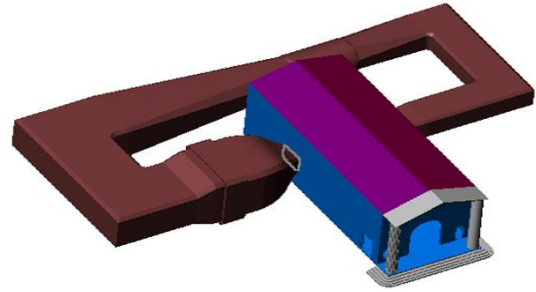
۶. نتایج تست‌ها و بحث

تست‌های استاتیکی مدل بال مثلثی در طی دو مجموعه آزمایش در سرعت جریان 50 متر بر ثانیه صورت پذیرفت. در مجموعه اول آزمایش، مدل در زوایای سرش جانبی (β) شامل صفر، 5 ، 10 ، 15 ، 20 ، 25 و 30 درجه و محدوده زاویه حمله (α) بین 10 تا 40 درجه مورد آزمون قرار گرفت. نتایج این تست‌ها به‌صورت ضرایب ائروپنایمی در شکل‌های ۸ تا ۱۵ نمایش داده شده است. همان‌گونه که از شکل ۸ مشخص است، حداکثر ضریب برآ (C_{Lmax}) در زاویه سرش جانبی صفر درجه اتفاق می‌افتد و با افزایش زاویه سرش جانبی مقدار حداکثر ضریب برآ کاهش می‌یابد. در ضمن به‌جز زاویه سرش جانبی صفر درجه، دو ناحیه واماندگی وجود دارد که ناحیه اول با افزایش زاویه β به سمت زاویه حمله کمتر و ناحیه دوم با افزایش زاویه β به سمت زاویه حمله بیشتر منتقل می‌گردد. علت اولین کاهش مقدار ضریب برآ (C_L) پدیده انفجار در یک سمت بال مثلثی می‌باشد که به کاهش مقدار ضریب برآی بال مذکور می‌انجامد و علت دومین کاهش مقدار ضریب برآ، واماندگی کامل بال است.

در شکل ۹ منحنی گشتاور پیچشی (C_{m}) برحسب زاویه حمله در زوایای مختلف سرش جانبی و در شکل ۱۰ منحنی گشتاور پیچشی بر حسب ضریب برآ در زوایای مختلف سرش جانبی نمایش داده شده است. با افزایش زاویه سرش جانبی، ضریب گشتاور پیچشی کاهش می‌یابد و این بدان معناست که با افزایش زاویه سرش جانبی مرکز ائروپنایمی کل (نقطه خنثی) به سمت جلو حرکت می‌کند. در شکل ۱۱ نیز منحنی تغییر موقعیت مرکز ائروپنایمی کل بی‌بعد (X_F) نسبت به زاویه حمله در زوایای مختلف سرش جانبی نشان داده شده است. همان‌گونه که از شکل پیداست، با افزایش زاویه سرش جانبی نقطه خنثی به سمت جلو منتقل می‌گردد.



شکل ۵. شماتیک مدل هواپیمای بال مثلثی با بدنه و دم عمودی



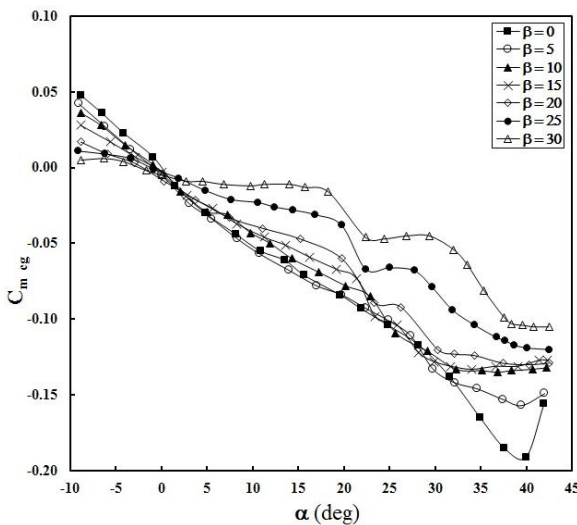
شکل ۴. نمای ایزومتریک و مدلسازی شده از تونل باد ملی



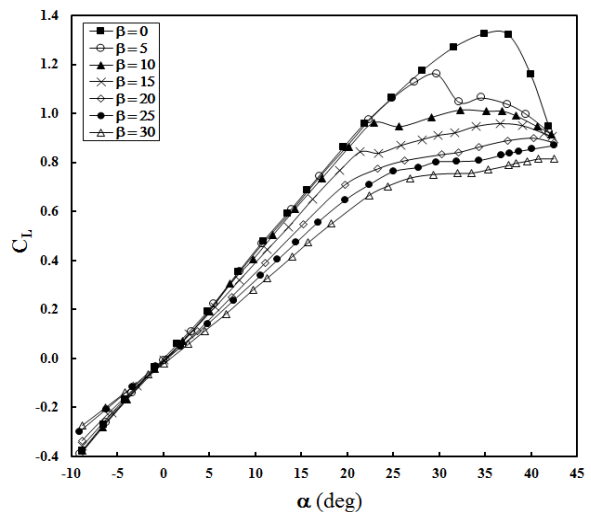
شکل ۷. نصب مدل هواپیمای بال مثلثی روی استند نوسان اجباری



شکل ۶. نصب مدل هواپیمای بال مثلثی روی استند تست استاتیکی



شکل ۹. منحنی ضریب گشتاور پیشی بر حسب زاویه حمله



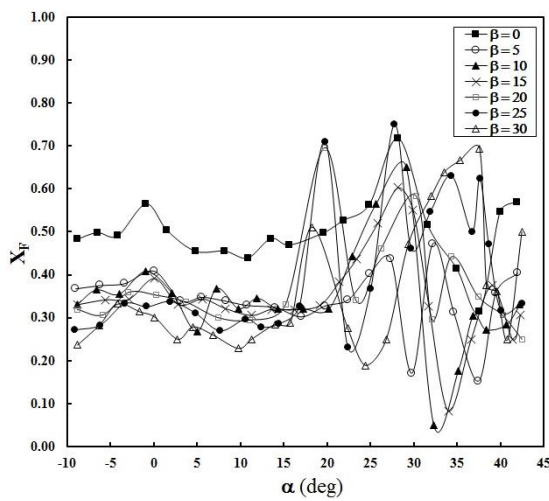
شکل ۸. منحنی ضریب برآ بر حسب زاویه حمله

ضریب پسای برآ صفر (C_{D0}) و کاهش ضریب پسای القایی (C_{Di}) می‌شود. در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ ضریب کارایی ائرو دینامیکی (C_L/C_D) بر حسب زاویه حمله و ضریب برآ در زوایای مختلف سرش جانبی نمایش داده شده است. با افزایش زاویه سرش جانبی

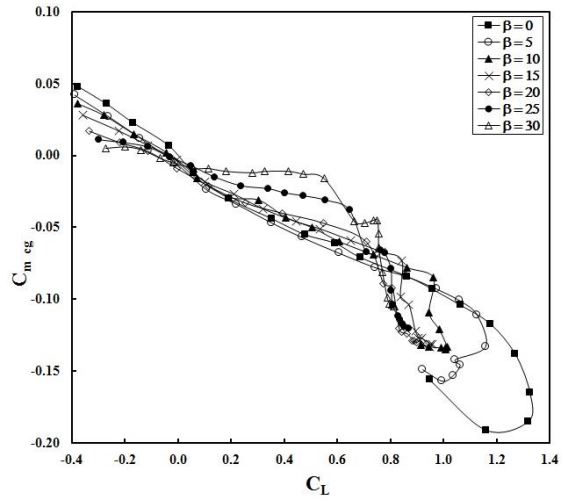
در شکل ۱۲ در منحنی ضریب پسای (C_D) بر حسب زاویه حمله در زوایای مختلف سرش جانبی و در شکل ۱۳ در منحنی ضریب پسای بر حسب ضریب برآ در زوایای مختلف سرش جانبی مشاهده می‌گردد که افزایش زاویه سرش جانبی سبب افزایش

ضریب کارایی ائرو دینامیکی به شدت کاهش پیدا می‌کند. مقدار حداکثر ضریب کارایی ائرو دینامیکی از ۸ در زاویه سرش جانبی صفر درجه به ۲/۱ در زاویه سرش جانبی ۳۰ درجه کاهش پیدا می‌کند. در مجموعه دوم آزمایش، مدل در زوایای حمله ثابت شامل ۵، ۱۰/۳، ۱۵، ۲۵، ۳۵ و ۴۰ درجه در دامنه زاویه سرش جانبی بین ۰ تا ۳۰ درجه تست گردید. نتایج این تست‌ها در شکل‌های ۱۶ تا ۱۸ نشان داده شده است. در شکل ۱۶ نمودار ضریب برآ برحسب زاویه سرش جانبی برای مقادیر ثابت زاویه حمله رسم شده است. در زوایای حمله مثبت، مقادیر ضریب برآ در این نمودار همواره از یک مقدار حداکثر در زاویه سرش جانبی صفر درجه شروع و سپس کاهش می‌یابد. در زاویه سرش جانبی صفر درجه با افزایش زاویه حمله تا ۳۵ درجه مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد. با افزایش بیشتر زاویه حمله تا ۴۰ درجه نقطه انفجار

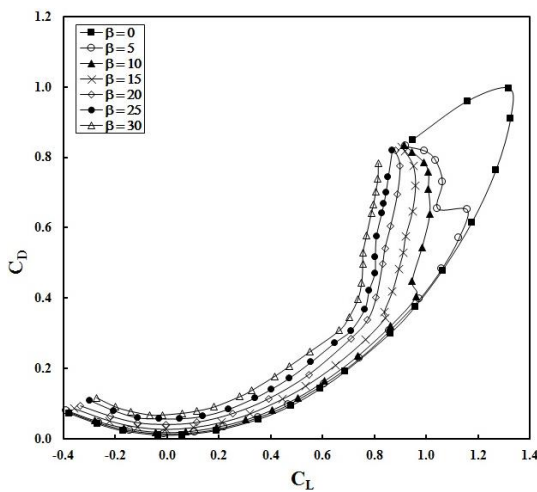
گردابه به سمت نوک بال حرکت کرده و نیروی برآی گردابه کاهش یافته و در نتیجه ضریب برآ کاهش پیدا می‌کند. در شکل ۱۷ نمودار ضریب گشتاور سمتی (C_n) برحسب زاویه سرش جانبی برای مقادیر ثابت زاویه حمله رسم شده است. مشاهده می‌شود که مدل تقریباً در تمامی زوایای حمله کوچکتر از ۲۵ درجه در کل دامنه زاویه سرش جانبی دارای پایداری عرضی است. برای زاویه حمله ۲۵ درجه در محدوده زاویه سرش جانبی بین ۸ تا ۱۰ درجه و برای زاویه حمله ۳۵ درجه در محدوده زاویه سرش جانبی بین صفر و ۶ درجه و برای زاویه حمله ۴۰ درجه در محدوده زاویه سرش جانبی بین صفر و ۱۲ درجه دارای ناپایداری جانبی است. در شکل ۱۸ نمودار ضریب گشتاور غلت (C_l) برحسب زاویه سرش جانبی ترسیم شده است. به غیر از زاویه حمله ۵- درجه مدل تقریباً در تمامی زوایای حمله دارای پایداری سمتی است.



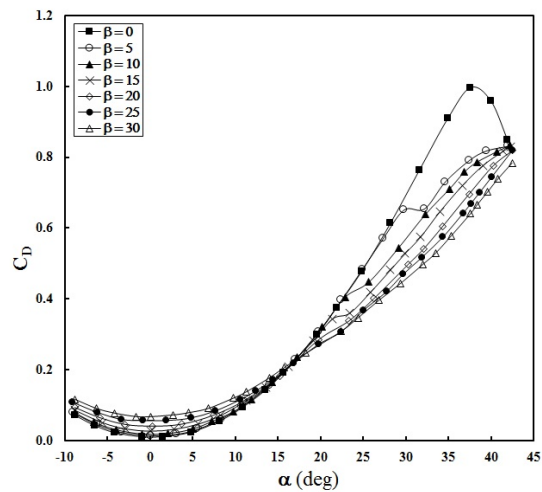
شکل ۱۱. موقعیت نقطه خنثی برحسب زاویه حمله



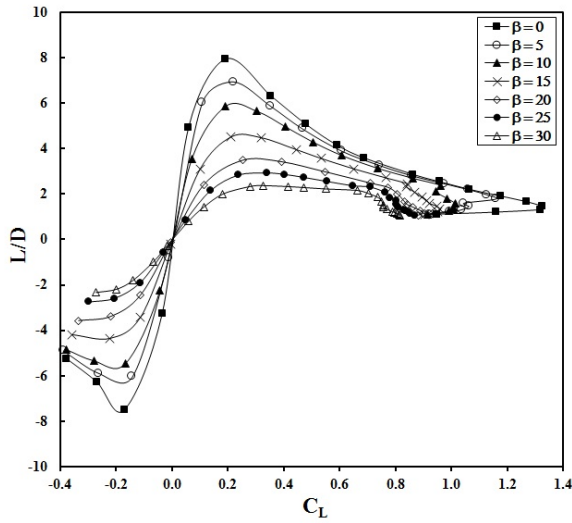
شکل ۱۰. منحنی ضریب گشتاور پیچشی برحسب C_L



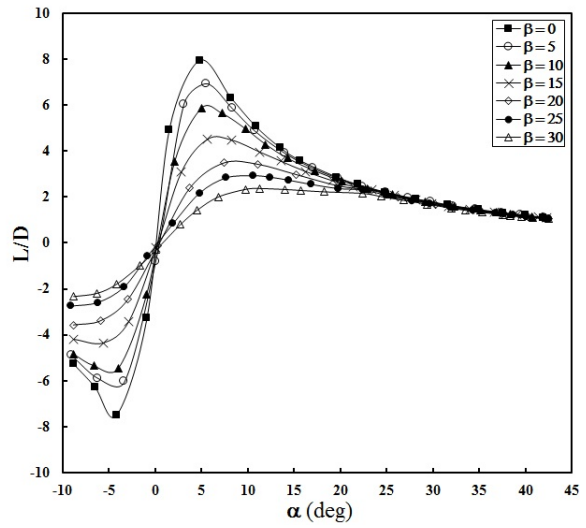
شکل ۱۳. منحنی ضریب پسا برحسب ضریب برآ



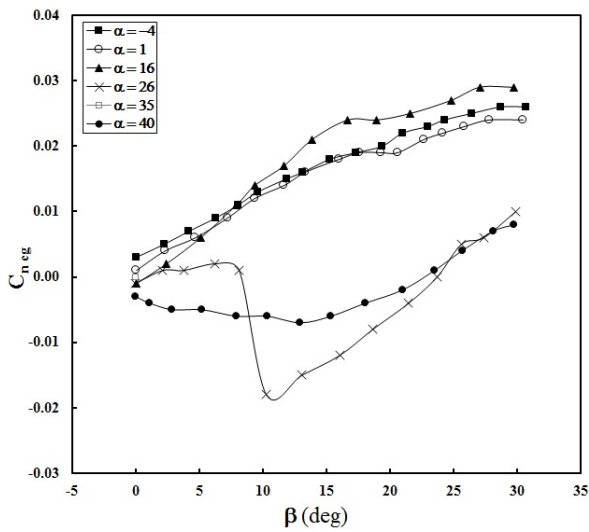
شکل ۱۲. منحنی ضریب پسا برحسب زاویه حمله



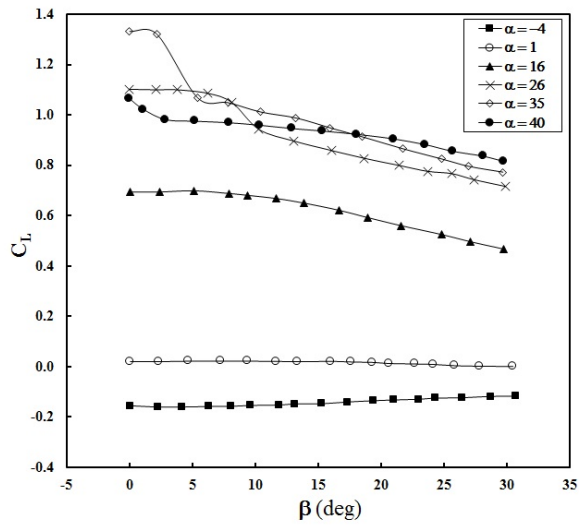
شکل ۱۴. منحنی ضریب L/D بر حسب زاویه حمله



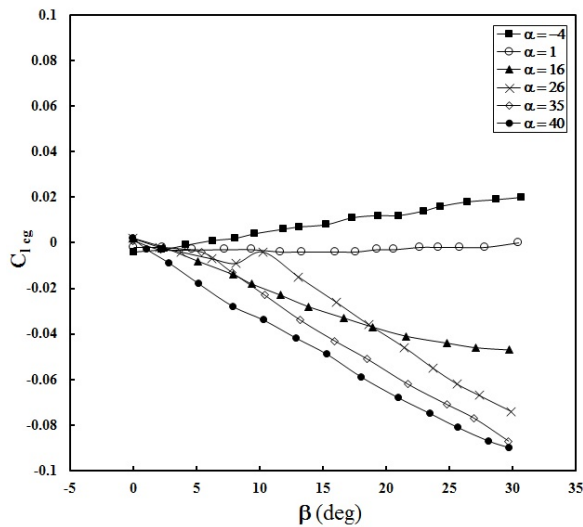
شکل ۱۵. ضریب L/D بر حسب ضریب برآ



شکل ۱۶. ضریب برآ بر حسب زاویه سرش جانبی در α مختلف



شکل ۱۷. ضریب گشتاور سمتی بر حسب زاویه سرش جانبی



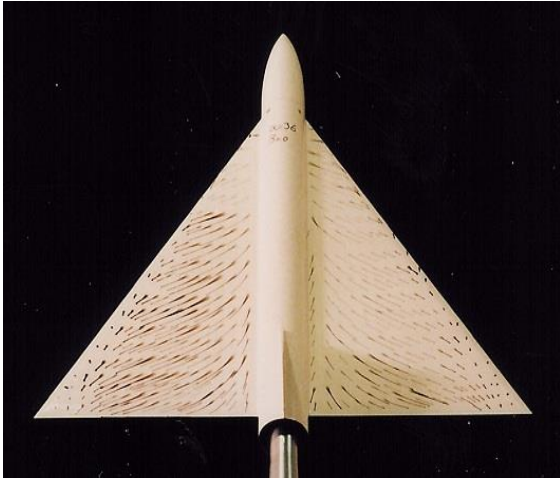
شکل ۱۸. ضریب گشتاور غلت بر حسب زاویه سرش جانبی

برای درک و تحلیل بهتر جریان یک مجموعه تست‌های آشکارسازی جریان به‌وسیلهٔ روغن (آشکارسازی سطحی) روی مدل انجام شد. شکل‌های ۱۹ تا ۲۴ تصاویر عکسبرداری شده از جریان را نشان می‌دهد. در شکل ۱۹ مدل در حالت زاویهٔ حملهٔ صفر درجه و زاویهٔ سرش جانبی صفر درجه است که در آن خطوط جریان به‌صورت موازی و بدون جدایش می‌باشد. در شکل ۲۰ مدل در حالت زاویهٔ حملهٔ ۳۶ درجه و زاویهٔ سرش جانبی صفر درجه است. مشاهده می‌شود که در این حالت جریان‌های گردابه‌ای در هر دو بال به‌صورت متقارن هستند، اما در شکل ۲۱ مدل برای زاویهٔ سرش جانبی ۱۰ درجه در همان زاویهٔ حملهٔ دارای تقارن نبوده و بال سمت راست دارای پدیدهٔ انفجار گردابه و جدایی جریان منجر به واماندگی روی آن می‌باشد؛ در صورتی‌که در بال سمت چپ جریان گردابه‌ای بدون جدایی روی سطح می‌باشد. در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ تست برای زوایای سرش جانبی ۲۰ و ۳۰ درجه در همان زاویهٔ حمله تکرار شده که نشان‌دهندهٔ جدایی جریان در بیشتر نواحی بال سمت راست و حتی معکوس شدن جریان می‌باشد. آشکارسازی جریان مدل در زاویهٔ سرش جانبی ۳۰ درجه و در زاویهٔ حملهٔ ۴۰ درجه (شکل ۲۴) نشان می‌دهد که بال چپ نیز در بعضی نقاط دارای جدایی جریان و جریان معکوس می‌باشد. در شکل‌های ۲۵ تا ۲۸ نتایج مربوط به تست‌های غیردائم به‌صورت حلقه‌های تاریخچه‌ای تغییرات ضریب برآ و ضریب گشتاور پیچشی در زوایای حملهٔ متوسط مختلف با دامنهٔ نوسان زاویهٔ حملهٔ ۴/۵ درجه و فرکانس کاهش‌یافته ۰/۴۳ و ۰/۰۶ نشان داده شده است. با افزایش فرکانس کاهش‌یافته حلقه‌ها بازتر شده که نشان‌دهندهٔ افزایش مقدار هیسترسیز می‌باشد. در تست‌های دینامیکی مؤلفه‌های هم‌فاز و غیرهم‌فاز دو ضریب نیروی عمودی و گشتاور پیچشی در شکل‌های ۲۹ تا ۳۲ نشان داده شده است. در زوایای حملهٔ متوسط کوچکتر ۲۰ درجه تغییر چندانی در مؤلفهٔ هم‌فاز و غیرهم‌فاز ضریب نیروی عمودی مشاهده نمی‌شود. در زوایای حملهٔ متوسط بزرگتر، این تغییرات محسوس است. به‌طوری‌که بعد از زاویهٔ حملهٔ ۲۰ درجه با افزایش زاویهٔ حمله، مؤلفهٔ هم‌فاز ضریب نیروی عمودی کاهش می‌یابد؛ در حالی‌که مؤلفهٔ غیرهم‌فاز ضریب نیروی عمودی افزایش می‌یابد. مؤلفهٔ غیرهم‌فاز ضریب گشتاور پیچشی وابستگی زیادی

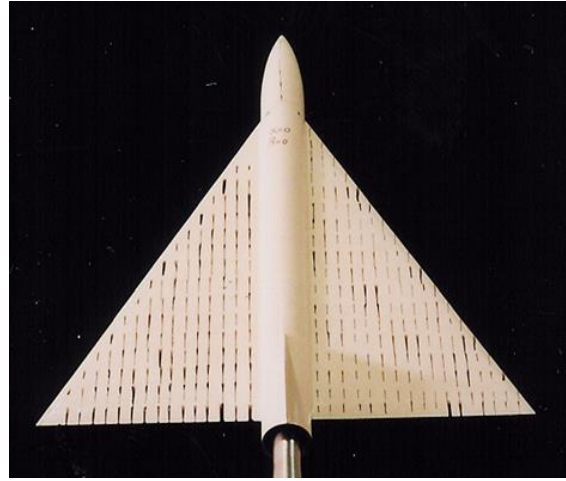
به زاویهٔ حمله دارد. تا زاویهٔ حمله حدود ۱۰ درجه مؤلفهٔ هم‌فاز ضریب گشتاور پیچشی با افزایش زاویهٔ حمله افزایش و پس از آن با افزایش زاویهٔ حمله کاهش پیدا می‌کند. مؤلفهٔ غیرهم‌فاز ضریب گشتاور پیچشی تا زاویهٔ حملهٔ ۲۰ درجه با شیب ملایمی کاهش پیدا می‌کند و پس از آن با نرخ نسبتاً بالایی افزایش می‌یابد.

۷. نتیجه‌گیری

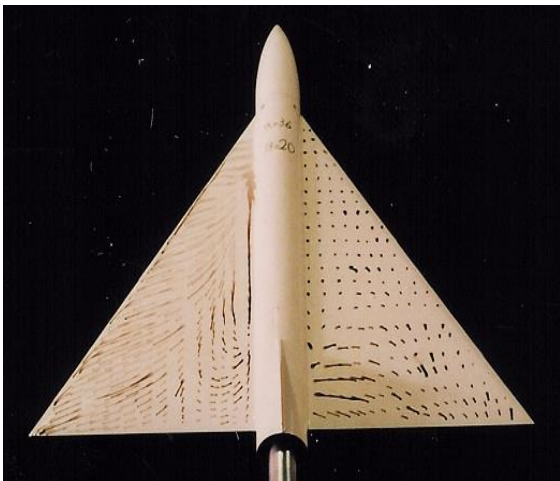
مشخصه‌های ائرو دینامیکی یک هواپیما با بال مثلثی در سرعت‌های مادون صوت بستگی زیادی به شکل گردابه‌های روی بال‌ها و موقعیت نقطهٔ انفجار گردابه‌ها دارد. شکل گردابه‌ها و محل انفجار آنها علاوه بر آنکه به هندسهٔ بال وابسته است، تابعی از شرایط پروازی، زاویهٔ حمله و زاویهٔ سرش جانبی نیز می‌باشد. در زوایای حمله مثبت، مقادیر ضریب برآ از یک مقدار حداکثر در زاویهٔ سرش جانبی صفر درجه شروع و سپس کاهش می‌یابد. در زاویهٔ سرش جانبی صفر درجه با افزایش زاویهٔ حمله تا ۳۵ درجه مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد. با افزایش بیشتر زاویهٔ حمله تا ۴۰ درجه نقطهٔ انفجار گردابه به سمت نوک بال حرکت کرده و نیروی برآی گردابه کاهش یافته و در نتیجه ضریب برآ کاهش پیدا می‌کند. با افزایش زاویهٔ سرش جانبی، مقدار حداکثر ضریب برآ، و شیب منحنی برآ و پایداری طولی کاهش می‌یابد. انفجار گردابه‌ها تأثیر زیادی روی جریان اطراف دم عمودی داشته و بنابراین روی مشخصه‌های جانبی تأثیر می‌گذارد. با افزایش زاویهٔ حملهٔ میزان پایداری سمتی افزایش پیدا می‌کند. همچنین در زوایای حملهٔ بالا مشخصه‌های عرضی در زوایای مختلف سرش جانبی کاملاً رفتار غیرخطی دارد که به‌دلیل انفجار نامتقارن گردابه‌ها می‌باشد. حرکت نوسانی پیچشی سبب افزایش و کاهش نیروها و گشتاورها در حرکت روبه بالا و روبه پایین می‌گردد. در حالی‌که ضرایب ائرو دینامیکی طولی تابعی خطی از زوایای حمله، سرعت پیچش و نرخ تغییرات آنها هستند. این ضرایب وابسته به فرکانس و دامنه نوسان می‌باشند. در زوایای حملهٔ متوسط کوچکتر از ۲۰ درجه تغییر چندانی در مؤلفهٔ هم‌فاز و غیرهم‌فاز ضریب نیروی عمودی مشاهده نمی‌شود. در زوایای حملهٔ متوسط بزرگتر، این تغییرات محسوس است. همچنین مؤلفهٔ غیرهم‌فاز ضریب گشتاور پیچشی وابستگی زیادی به زاویهٔ حمله دارد.



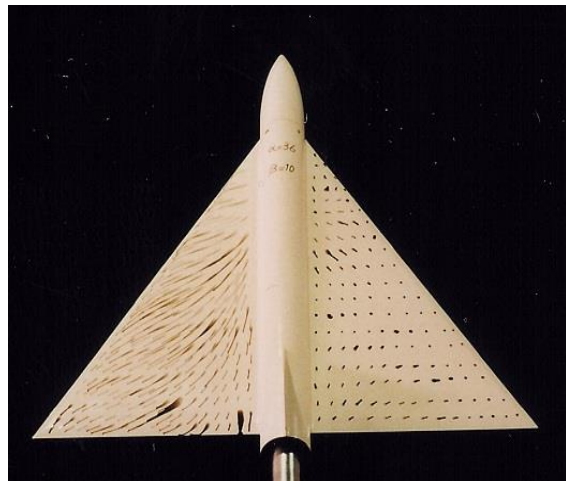
شکل ۲۰. آشکارسازی جریان روی بال مثلثی در $\alpha=36^\circ$ و $\beta=0^\circ$



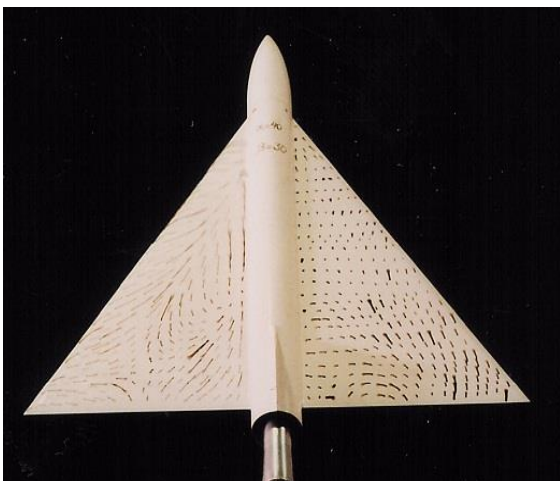
شکل ۱۹. آشکارسازی جریان روی بال مثلثی در $\alpha=0^\circ$ و $\beta=0^\circ$



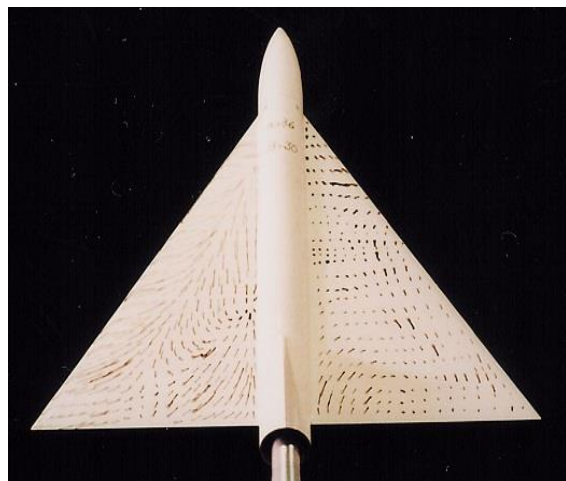
شکل ۲۲. آشکارسازی جریان روی بال مثلثی در $\alpha=36^\circ$ و $\beta=20^\circ$



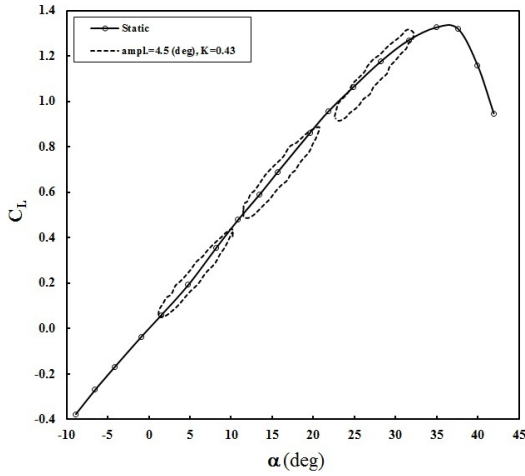
شکل ۲۱. آشکارسازی جریان روی بال مثلثی در $\alpha=36^\circ$ و $\beta=10^\circ$



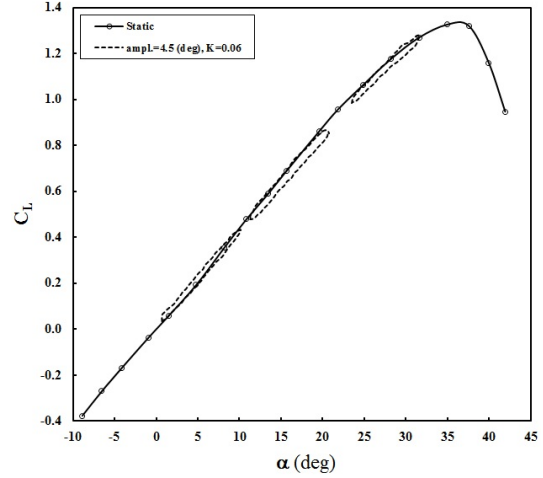
شکل ۲۴. آشکارسازی جریان روی بال مثلثی در $\alpha=40^\circ$ و $\beta=30^\circ$



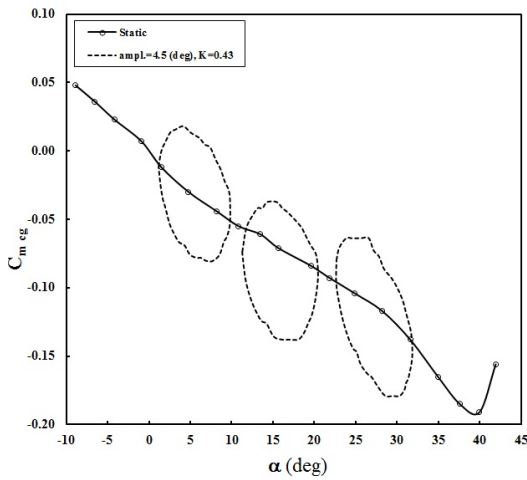
شکل ۲۳. آشکارسازی جریان روی بال مثلثی در $\alpha=36^\circ$ و $\beta=30^\circ$



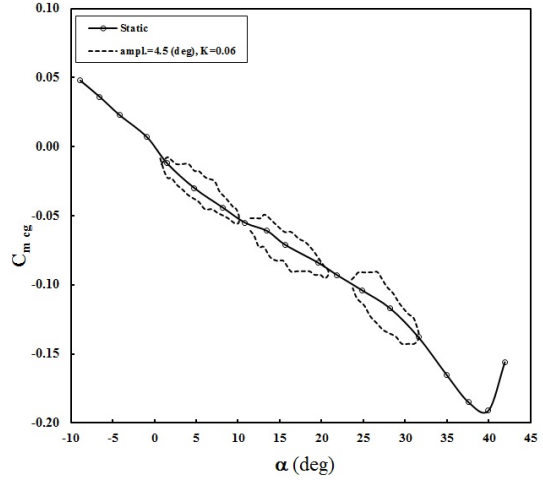
شکل ۲۶. حلقه‌های تاریخچه‌ای ضریب نیروی برآ در فرکانس کاهش یافته ۰/۴۳



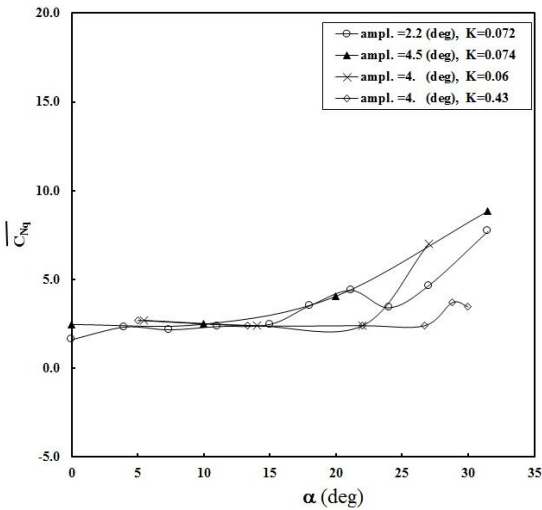
شکل ۲۵. حلقه‌های تاریخچه‌ای ضریب نیروی برآ در فرکانس کاهش یافته ۰/۰۶



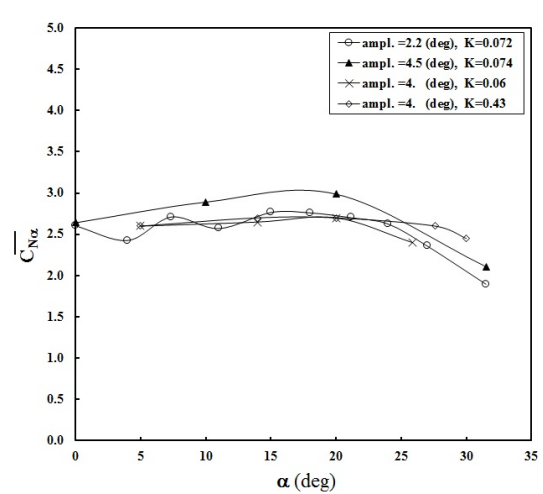
شکل ۲۸. حلقه‌های تاریخچه‌ای ضریب گشتاور پیچشی در فرکانس کاهش یافته ۰/۴۳



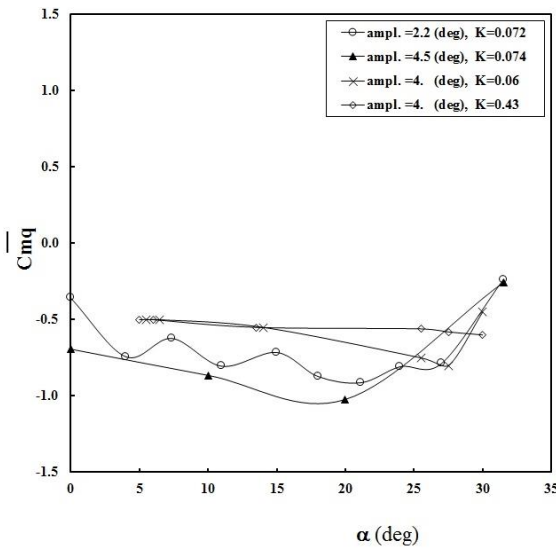
شکل ۲۷. حلقه‌های تاریخچه‌ای ضریب گشتاور پیچشی در فرکانس کاهش یافته ۰/۰۶



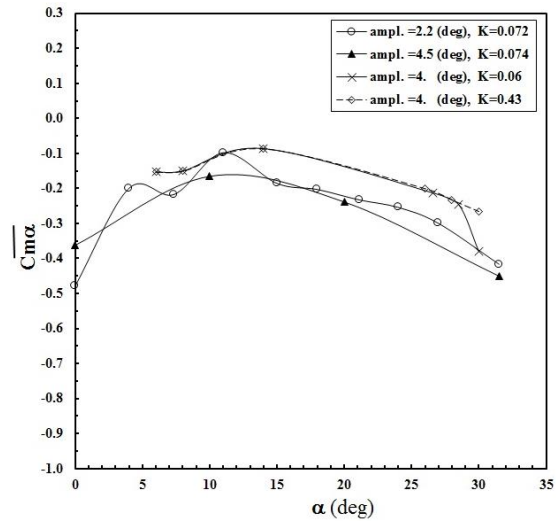
شکل ۳۰. مؤلفه غیرهم‌فاز ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله



شکل ۲۹. مؤلفه هم‌فاز ضریب نیروی عمودی بر حسب زاویه حمله



شکل ۳۲. مؤلفه غيرهم فاز ضريب گشتاور پيچشي برحسب زاويه حمله



شکل ۳۳. مؤلفه هم فاز ضريب گشتاور پيچشي برحسب زاويه حمله

ا. ماخذ

- [1] J. D. Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill, Second Edition, 1991.
- [2] F. M. Payne, T. T. Ng, R. C. Nelson, L. B. Schiff, Visualization And Flow Surveys of The Leading-Edge Vortex Structure on Delta Wing planforms, AIAA Paper 86-0330, 1986.
- [3] F. M. Payne, The Structure of Leading Edge Vortex Flows Including Vortex Breakdown, PhD. Thesis, University of Notre Dame, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Notre Dame, IN, 1987.
- [4] M. V. Lowson, the three dimensional vortex sheet Structure on Delta Wing, AGARD CP-438, Fluid Dynamics of Three-Dimensional Turbulent Shear Flows and Transition, 1988.
- [5] J. F. Campbell, J. R. Chambers, Patterns In The Sky-Natural Visualization of Aircraft Flow Fields, NASA Langley Research Center, NASA SP-514, 1994.
- [6] E. C. Polhamus, Prediction of Vortex- Lift Characteristics by A Leading-Edge Suction Analogy, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 4, pp. 193-199, April 1971.
- [7] D. Hummel, on the Vortex Formation over a Slender Wing At Large Incidence, AGARD CP-247, High Angle of Attack Aerodynamics, 1978.
- [8] W. H. Wentz, D. L. Kohlman, Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, pp. 156-161, 1971.
- [9] M. H. Doolabi, H. Ansarian, Computational investigation of mach number and angle attack effects on the flow pattern over a 60o delta wing, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 3, No. 2, pp. 19-33, Autumn and Winter 2014. (in Persian فارسی)
- [10] M. D. Manshadi, M. Feizian, M. Bazzazzadeh, M. Eilbeigi, Evaluation of wing vortex behavior at high angle attack by using laser visualization and numerical method, *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 4, No. 2, pp. 21-33, Winter 2016. (in Persian فارسی)
- [11] M. R. Soltani, A. Rajabi, A. Davari Investigation of reduced frequency on vortex and aerodynamics forces on delta wings, *The University of Tehran's Scientific Journal*, Vol. 38, Issue 4, Autumn 2004. (in Persian فارسی)
- [12] W. H. Wentz, D. L. Kohlman, Vortex Breakdown on Slender Sharp Edged Wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 3, 1971, pp. 319-22.
- [13] J. T. Kegelman, F. W. Roos, Effects of leading-edge shape and vortex burst on the flow field of a 70-degree-sweep delta wing, AIAA paper, January 1989.
- [14] P. B. Eranshaw, J. A. Law ford, Low-Speed Wind-Tunnel Experiments on a Series of Sharp-

- Edged Delta Wings, ARC Reports and Memoranda No.3424, March 1964.
- [15] J. Rom, *High Angle of Attack Aerodynamics*, Springer Verlag, New York, 1992.
- [16] D. H. Peckham, S. A. Atkinson, Preliminary Results of Low Speed Wind Tunnel Tests on A Gothic Wing of Aspect Ratio 1.0, Report Cp-508, Aeronautical Research Council, 1957.
- [17] B. J. Elle, An investigation at low speed of the flow near the apex of thin delta wings with sharp leading edges, Reports And Memoranda 3176, Aeronautical Research Council, January 1958.
- [18] J. Kegelman, F. Roos, Effects of Leading-Edge Shape And Vortex Burst on The Flow Field of A 70 Degree Sweep Delta-Wing, AIAA Paper 89-0086, 1989.
- [19] J. Kegelman, F. Roos, The Flow field of Bursting Vortices over Moderately Swept Delta Wings, AIAA Paper, 1990.
- [20] J. M. Delery, *Aspects of Vortex Breakdown*, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.30, pp. 1-59, 1994.
- [21] F. M. Payne, T. T. Ng, R. C. Nelson, Visualization and Flow Surveys of the Leading Edge Vortex Structure on Delta Wing Planforms, AIAA Paper, 1986.
- [22] A. M. Mitchell, D. Barberis, J. Delery, Oscillation of Vortex Breakdown Location & Its control by Tangential Blowing, AIAA Paper 98-2914, 1998.
- [23] N. C. Lambourne, D. W. Bryer, the Bursting of Leading-Edge Vortices—Some Observations and Discussions of the Phenomenon, Reports and Memoranda 3282, *Aeronautical Research Council*, 1962.
- [24] F. M. Payne, T. T. Ng, R. C. Nelson, Experimental Study of the Velocity Field on a Delta Wing, AIAA Paper 87-1231, June 1987.
- [25] D. I. Greenwell, Pitfalls in Interpretation of Delta Wing Flow Visualization, NATO RTO Symposium on Advanced Flow Management, Leon, Norway, RTO MP-069(I)-(SYA)-05, 2001.
- [26] C. Gibbs, A. Sethna, I. Wang, D. M. Tang, E. H. Dowell, Aeroelastic Stability of a cantilevered Plate in Yawed Subsonic Flow, *Journal of Fluids Structure*, Vol. 49, pp. 450-462, 2014.
- [27] D. M. Tang, E. H. Dowell, Computational/Experimental Aeroelastic Study for a Horizontal Tail Model with Freeplay, *AIAA Journal*, Vol. 51, pp. 341-352, 2013.
- [28] D. M. Tang, E. H. Dowell, Effects of a Free-to-Roll Fuselage on Wing Flutter, Theory and Experiment, *AIAA Journal*, 52, pp. 2625-2632, 2014.
- [29] D. M. Tang, E. H. Dowell, Experimental Aerodynamic Response for an Oscillating Airfoil in Buffeting Flow, *AIAA Journal*, Vol. 52, pp. 1170-1179, 2014.
- [30] D. M. Tang, E. H. Dowell, Experimental Aeroelastic Response for a Freeplay Control Surface in Buffeting Flow, *AIAA Journal*, Vol. 51, pp. 2852-2861, 2013.
- [31] F. Besem, J. D. Kamrass, J. P. Thomas, D. M. Tang, R. E. Kielb, Vortex-Induced Vibration and Frequency Lock-in of an Airfoil at High Angles of Attack, *Journal of Fluids Engineering Trans. ASME*, Vol. 138, 2016.
- [32] A. Khrabrov, D. Greenwell, TsAGI 70° and 65° Delta Wings Test Cases, RTO-TR-AVT-080, Chapter 9, 2014.
- [33] L. Zhitao, J. Yubiao, H. Yong, Experimental Research on Unsteady Vortex Separation and Control about a Delta-Wing-Body Combination, 10th International Conference on Fluid Control, Measurements and Visualization, Moscow, Russia, August 17-21, 2009.
- [34] J. M. Brandon, G. H. Shah, Effect of lager amplitude pitching motions on the unsteady aerodynamic characteristics of flat-plate wings, AIAA Paper, August 1988.