

بررسی تجربی اثرات زاویه غلت بر یک بال دلتا در زوایای لغزش سمتی مختلف

قاسم بهفرشاد^۱

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

چکیده

تشکیل گردابه‌ها بر روی بال‌های دلتا تأثیرات زیادی بر عملکرد آنها دارد. با توجه به کاربرد بال‌های دلتا در انواع موشکها، هواپیماهای شکاری و وسایل نقلیه مافوق صوت و همچنین جریان گردابه‌ای پیچیده ایجاد شده روی این نوع بال‌ها، مطالعه روی گردابه‌ها در زوایای غلت (رول) و لغزش سمتی (side slip) که باعث ایجاد خلل در تعادل و پایداری می‌گردد، از اهمیت بالایی برخوردار می‌باشد. در این تحقیق، نتایج آزمایش‌هایی که مربوط به اندازه‌گیری فشار سطح روی یک نوع بال دلتا با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه می‌باشد مطرح شده است. این آزمایشها در زوایای غلت مختلف (از ۰ تا ۴۵ درجه) و در زوایای لغزش سمتی گوناگون (از ۰ تا ۱۵- درجه) در زاویه حمله صفر انجام شده است. همچنین، برای بررسی اثرات مربوط به عدد رینولدز نیز آزمایش‌هایی در سرعت‌های ۲۰ و ۳۰ متر بر ثانیه انجام شده است. نتایج آزمایش‌های انجام شده نشان داده که تغییر در عدد رینولدز اثر زیادی در تغییر محل و قدرت گردابه‌ها نداشته است. افزایش زاویه غلت به تنهایی و همچنین بروز مسئله شکست گردابه‌ها از عوامل مهمی هستند که تغییر در محل وقوع و همچنین میزان قدرت گردابه‌های تشکیل شده در دو سمت بال را در پی داشته و باعث ایجاد ناپایداری و بروز خلل در کنترل وسیله پرنده می‌شوند. آزمایش‌های فوق همچنین نشان داده که در زوایای غلت بالا که پدیده شکست گردابه‌ها بوقوع پیوسته با افزایش زاویه لغزش سمتی، گردابه‌های مستهلک شده مجدداً قدرت خود را باز خواهند یافت.

واژه‌های کلیدی: بال دلتا، گردابه، زاویه غلت، زاویه لغزش سمتی، شکست گردابه‌ها.

Experimental Investigations of the Effects of Roll and Sideslip Angles on a Delta Wing

Gh. Behfarshad

Mechanical and Aerospace Engineering Department, Science and Research Branch, Islamic Azad University

ABSTRACT

Vortex generation over delta wings has significant effects on their performance. Due to employing delta wings on different kinds of missiles, fighter aircrafts, supersonic vehicles, and the difficulties generated on stability and control of the wing, when it is positioned in roll and side slip angles, investigation of the complicated vortex flow behavior is very important. In this study, experimental results of measuring surface pressure distribution over a 70-deg sweep angle single delta wing are presented. The effects of different roll angles, ranging from zero to 45 deg and different sideslip angles ranging from aero to -15 deg were studied in zero angle of attack. Freestream velocities of 20 and 30m/s were used to study the effect of Reynolds number as well. It was found that increasing rolling angle and vortex breakdown occurrence are the important causes which change the position and strength of vortices on both sides of delta wings and this will cause instability and difficulties in control of the vehicle. The results of experiments also showed that in high roll angles on which vortex breakdown has occurred, increasing sideslip angle will strengthen the weak vortices.

Key Words: Delta Wing, Vortex, Roll, Sideslip, Vortex Breakdown

مقدمه

یکی دیگر از عمده مشکلات عمده در ارتباط با بالهای دلتا بروز پدیده شکست گردابه های تشکیل شده در دو سمت بال می باشد که معمولاً در زوایای حمله زیاد، یا لغزش سمتی بالا و یا زاویه غلت زیاد رخ می دهد. بطور کلی برای بالهای دلتا در حال صعود و بطور هم زمان قرار گرفتن در موقعیت غلت، دو حالت بحرانی بوجود می آید. مورد اول زمانی اتفاق می افتد که شکست گردابه سمت چپ بال دلتا، از لبه فرار بال می گذرد و مورد دوم زمانی محقق می شود که شکست گردابه های مربوط به سمت راست بال به نوک بال دلتا می رسند [۵]. از طرف دیگر آیرودینامیک اینگونه وسایل پرنده در زوایای حمله زیاد، چه در حالت پایا و چه در حالت ناپایا بسیار غیر خطی می باشد [۶] که خود به پیچیدگی نوع جریان می افزاید. از این رو برای بررسی و مطالعه و تحقیق درباره این موضوع مهم (بررسی اثرات اعمال زوایای غلت و لغزش سمتی به یک بال دلتا)، آزمایشهایی انجام گردید که در این مقاله نتایج آن ارائه می گردد.

تجهیزات آزمایشگاهی

تونل باد

آزمایشات مربوط به بررسی اثرات زاویه غلت بر روی بال دلتا در زوایای لغزش سمتی مختلف، در یک تونل باد زیرصوتی از نوع مدار باز صورت گرفته است. فن این تونل دارای ۸ پره بوده که بوسیله یک موتور جریان مستقیم با قدرت ۷/۵ اسب بخار با سرعت دورانی ۲۰۰۰ دور در دقیقه بچرخش در می آید. تعداد ۷ پره هدایت کننده در مسیر جریان قبل از رتور و ۵ پره ایرفویل از نوع NACA-0012 بعد از رتور بکار برده شده اند. در ورودی تونل باد، جریان از درون یک هشت ضلعی عبور نموده و سپس وارد یک پرده لانه زنبوری شده و پس از آن از درون چهار مقطع آرام کننده جریان می گذرد و بعد از عبور از مقطع آزمون در انتها به اتمسفر وارد می شود. حداکثر شدت اغتشاش جریان طولی در تونل باد ۰/۲ درصد و سرعت جریان از صفر تا ۴۰ متر بر ثانیه بوده است. مقطع آزمون جریان به شکل مربع به ضلع ۴۶۰ mm و طول آن ۱۲۲۰ mm بوده و بال دلتای ساده مورد آزمایش، در وسط این مقطع آزمون نگه داشته شده بوده است.

تشکیل گردابه ها و جریان گردابه ای یکی از مباحث مهم و پیچیده در مبحث مکانیک سیالات می باشد. پدیده گردابه ها بطور وسیع در طبیعت، مثل گردبادها در جو، گردآبها در اقیانوسها و در بسیاری از وسایل ساخته شده بدست بشر مانند انواع توریو ماشینها، وسایل نقلیه مافوق صوت، بالهای دلتا و غیره وجود دارد. بال دلتا بدلیل هندسه خاص خود (شکل مثلثی) میدان جریان منحصر بفردی را با تولید جریان گردابه ای ماریچی شکل بر بالای سطح بال فراهم می کند. ساختار این نوع از جریان سیال باعث می شود تا بال دلتا بتواند نیروی برآ (Lift) زیادتری را در زوایای حمله بالا (در مقایسه با بالهای مستقیم معمولی) فراهم نماید [۱]. بالهای دلتا بخوبی قابلیت پرواز در زوایای حمله بالا را دارا می باشند در حالیکه زاویه حمله زیاد عموماً برای بال با شکل متعارف (غیر مثلثی) بدلیل بروز پدیده واماندگی (Stall) قابل دستیابی نمی باشد. به همین دلیل اصولاً بالهای دلتا کاربرد زیادی در انواع موشکها، هواپیماهای شکاری- جنگنده، وسایل نقلیه مافوق صوت و حتی شاتل فضایی دارند. در طراحی هواپیماهای جنگنده جدید عوامل مختلفی در تفوق و برتری رزمی آنها نقش اساسی را ایفا می نمایند که از جمله می توان به دو فاکتور مهم یعنی مانورپذیری و چابکی (Agility) اشاره نمود. نقش چابکی در غلت از دو حالت دیگر (چابکی در حالت صعود و لغزش سمتی) بیشتر و مهمتر می باشد [۲] اما بر روی بالهای دلتا زمانی که در وضعیت غلت و لغزش سمتی قرار می گیرند، بعلت نوع خاص هندسه آنها پدیده های تشکیل و اندرکنش جریانهای گردابه ای حالت پیچیده تری بخود گرفته و باعث بروز تاثیرات عمده بر روی عملکرد و راندمان این نوع بالها می شود.

در زوایای غلت و لغزش سمتی، جریان سیال از دو طرف لبه حمله بال جدا شده و باعث تشکیل گردابه هائی غیر هم شکل در دو طرف لبه می گردد [۳]. اگر شکل پیدایش و اندازه های گردابه های تشکیل شده، هماهنگ و متقارن نباشد، بعلت وجود نیروهای برآی کمتر (لیفت کمتر) در یک سمت نسبت به سمت دیگر، عدم تقارن در نیروی برآ ایجاد شده و در نتیجه باعث افزایش ممان غلتشی (Rolling Moment) خواهد شد که آن نیز به نوبه خود، پایداری و کنترل بال و جسم پرنده را تحت تاثیر قرار می دهد [۴].

مدل بال دلتا

سطح از طریق لوله های انعطاف پذیر PVC به یک دستگاه اسکنی والو (Scanivalve) و سپس به یک مانومتر دیجیتالی عملی گردیده است. اندازه گیری فشار برای زوایای غلت مختلف از صفر تا ۴۵ درجه و زوایای لغزش سمتی از صفر تا ۱۵- درجه در زاویه حمله صفر انجام شده است. برای انجام آزمایشها ابتدا به بررسی اثرات عدد رینولدز بر روی تشکیل جریان گردابه ای در زوایای مختلف غلت (φ) بهنگامی که بال در زاویه حمله (α) و زاویه لغزش سمتی صفر ($\beta = 0^\circ$) قرار گرفته است پرداخته شده و سپس اثرات تغییر زاویه غلت بر روی توزیع فشار سطح (مجدداً در حالت $\alpha = \beta = 0^\circ$) مورد بررسی قرار گرفته است. این بررسی برای زمانی که بال دلتا در حالت ترکیبی (اعمال هم زمان زاویه لغزش سمتی بعلاوه زاویه غلت) قرار گرفته است نیز انجام شده است بدین صورت که بال دلتا در زاویه لغزش سمتی ثابت مثل $\beta = -5^\circ$ نگهداشته شده و سپس به ترتیب زوایای غلت مختلف ($10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 45^\circ$) اعمال شده اند. در ادامه، برای مقایسه و بررسی اثرات تغییر زاویه لغزش سمتی در زوایای غلت ثابت (که همان مقادیر زوایای غلت فوق الذکر بوده اند) آزمایش فشار سنجی سطح بر روی بال دلتا برای زوایای لغزش سمتی مختلف ($-5^\circ, -10^\circ, -15^\circ$) انجام شده است. لازم بذکر است که در بررسی اثرات زوایای غلت و لغزش سمتی مختلف، از اعمال زاویه حمله بدلیل لزوم جلوگیری از پیچیدگی تأثیر زاویه حمله خودداری شده و لذا آزمایشها در زاویه حمله صفر انجام شده اند.

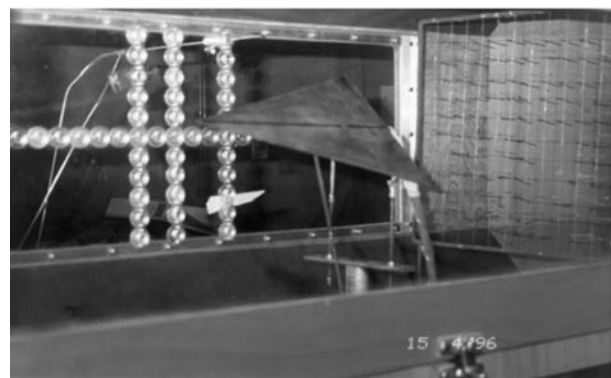
نتایج آزمایش

همانگونه که قبلاً ذکر گردید، یکی از موارد بررسی شده در این تحقیق بررسی تأثیر عدد رینولدز بر روی تولید گردابه ها در حالت قرار گرفتن بال در موقعیت غلت بوده است. این بررسی در محدوده سرعت های قابل انجام (۲۰ و ۳۰ متر بر ثانیه) برای مقادیر مختلف زاویه غلت انجام شده است. اثرات تغییر عدد رینولدز برای حالت $\varphi = 20^\circ$ در شکل ۳ و برای $\varphi = 30^\circ$ در شکل ۴ برای حالتی که زاویه حمله و لغزش سمتی هر دو برابر صفر می باشند نشان داده شده است. برای بی بعد سازی فشار استاتیکی، از پارامتر ضریب فشار، $(C_p = p - p_\infty / q_\infty)$ ، استفاده شده است.

برای انجام این آزمایش یک مدل بال دلتا با زاویه عقبگرد (sweep) ۷۰ درجه با لبه حمله تیز ساخته شده است. شکل ۱ مدل بال دلتا بکار برده شده در این آزمایش و شکل ۲ نحوه قرار گرفتن مدل مذکور را در مقطع آزمون تونل باد فوق نشان می دهد. مدل مربوطه از جنس آلومینیوم با حداکثر ضخامت ۱۳ mm (در انتهای آن) و با طول وتر ۲۵۴ mm ساخته شده و برای انجام آزمایشات فشار سنجی ۱۷ عدد سوراخ به قطر ۰/۶ میلیمتر بر روی سطح مدل در مقطع عرضی آن در فاصله طولی $x/c = 0.75$ از نوک مدل تعبیه شده است.



شکل (۱): مدل بال دلتا با زاویه پسگرد $\Lambda = 70^\circ$ بکار گرفته شده در آزمایشات غلت و لغزش سمتی.

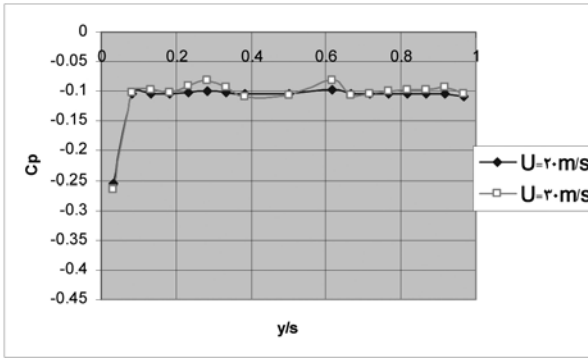


شکل (۲): مدل بال دلتا در مقطع آزمون تونل باد مادون صوت.

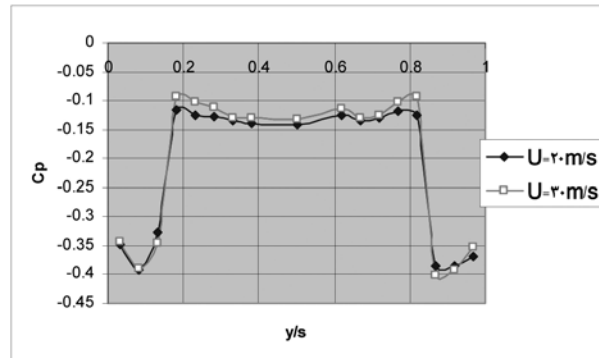
بال دلتای مذکور دارای لبه های حمله تیز می باشد که از سطح زیرین با زاویه ۳۰ درجه شیب دار شده و باعث ایجاد لبه تیز در نوک حمله آن خواهد شد.

نحوه انجام آزمایش

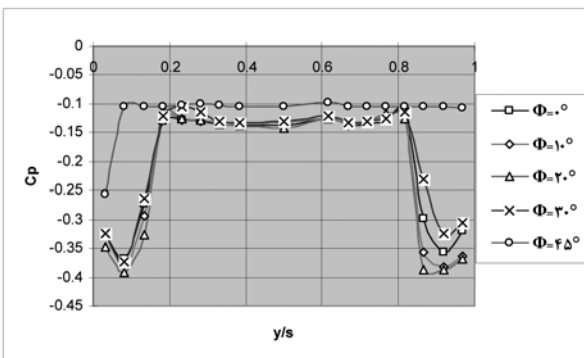
برای انجام این تحقیق، آزمایشهای اندازه گیری فشار سطح در سرعت های $U = 20 \text{ m/s}$ و $U = 30 \text{ m/s}$ با انتقال فشار



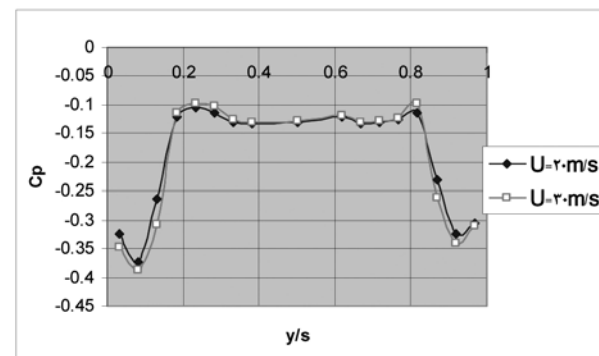
شکل (۵): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ, \varphi = 45^\circ$ برای مقادیر سرعت‌های مختلف.



شکل (۳): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ, \varphi = 20^\circ$ برای مقادیر سرعت‌های مختلف.



شکل (۶): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ, U = 20 \text{ m/s}$ برای مقادیر زوایای غلت مختلف.

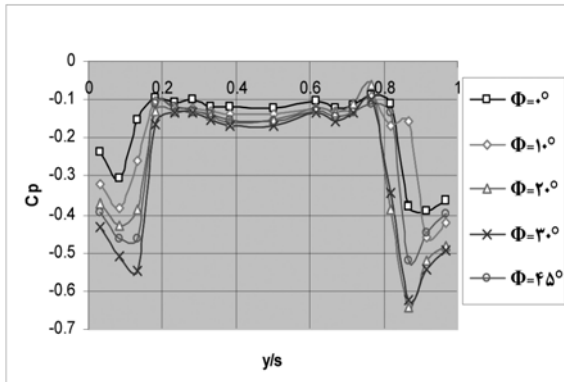


شکل (۴): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ, \varphi = 30^\circ$ برای مقادیر سرعت‌های مختلف.

نمودارهای توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا برای زوایای مختلف غلت برای $\alpha = \beta = 0^\circ$ در شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب برای دو سرعت $U = 20 \text{ m/s}$ و $U = 30 \text{ m/s}$ نشان داده شده اند. همان گونه که از شکل ۶ مشخص است کمترین مقادیر در نمودار توزیع فشار (مقادیر متعلق به قله پایین یا minimum peak) متعلق به گردابه‌های تشکیل شده در دو طرف بال می باشند. در داخل گردابه‌ها سرعت دورانی ذرات بدور محوری که مرکز یا محور گردابه نامیده می شود زیاد است. این حرکت گردابه‌ها باعث ایجاد مکش یا فشار منفی بر روی سطح بال دلتا شده و در حقیقت سهم ایجاد نیروی برآی اضافی که به عنوان لیفت گردابه‌ای مشهور است را بر عهده دارد. لذا حداقل مقادیر ضریب فشار‌های منفی در دو سمت بال متعلق به مراکز گردابه‌های تشکیل شده بوده و در محدوده وسط بال که گردابه‌ها وجود ندارند مقادیر فشار سطح تقریباً یکنواخت توزیع می‌شود.

همانطور که از این شکل‌ها مشخص است تغییر عدد رینولدز در محدوده بررسی شده، تغییرات زیادی را بر روی توزیع مقادیر فشار سطح بال دلتای ساده نداشته است و هر دو نمودار برای سرعت‌های مختلف تقریباً بر روی یکدیگر منطبق هستند. هر چند، درصد این انطباق برای مقادیر زاویه غلت بزرگتر یعنی $\varphi = 30^\circ$ و $\varphi = 45^\circ$ که در شکل ۵ نشان داده شده است نسبت به حالت اول ($\varphi = 20^\circ$)، برای محدوده‌هایی از مقادیر ضریب فشار که از مقدار کمتری برخوردار هستند (در محدوده میانی بال)، بیشتر می‌شود. عدم تأثیر عدد رینولدز بر توزیع گردابه‌های تشکیل شده بر روی بال دلتای دارای لبه حمله تیز، توسط برخی محققین دیگر [۳ و ۷]، نیز گزارش شده است و علت آن به ثابت بودن محل جدایش جریان گردابه‌ای حول لبه حمله تیز نسبت داده شده است. لازم بذکر است که در شکل ۵ پدیده شکست گردابه‌ها برای گردابه سمت راست بوقوع پیوسته است که در شکل ۶ به توضیح آن پرداخته خواهد شد.

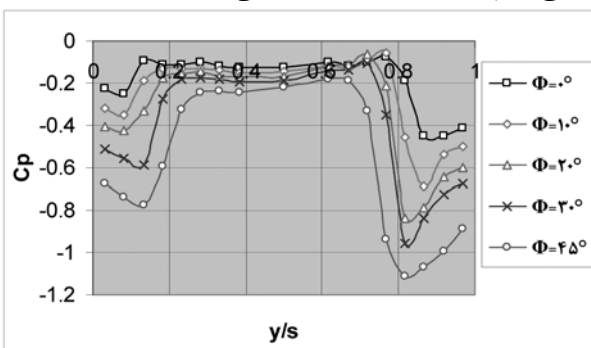
راست بال بیشتر شود که حاکی از قوی تر شدن گردابه سمت راست نسبت به گردابه سمت چپ می باشد.



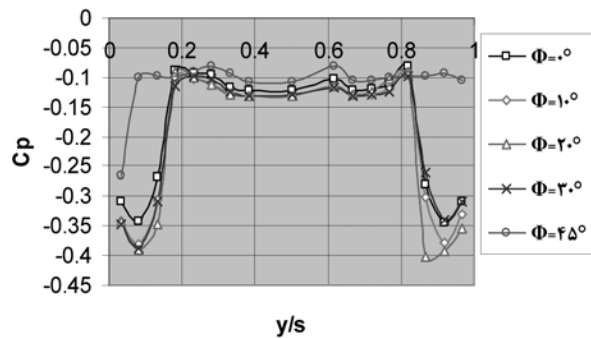
شکل (۸): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = -5^\circ, U = 30 \text{ m/s}$ برای مقادیر زوایای غلت مختلف.

همان گونه که از شکل ۸ ملاحظه می گردد اعمال زاویه $\beta = -5^\circ$ از بروز شکست گردابه ها حتی در حالتی که بال در زاویه غلت $\phi = 45^\circ$ قرار گرفته جلوگیری نموده است و تا حدودی ضریب فشار گردابه های دو سمت بال را تقریباً به هم نزدیکتر کرده است که حکایت از ایجاد یک روند مثبت می نماید.

شکل ۹ و ۱۰ به ترتیب همان وضعیت (عدم وقوع شکست گردابه سمت راست بال) را برای زوایای لغزش سمتی $\beta = -10^\circ$ و $\beta = -15^\circ$ را نشان میدهد. از طرف دیگر هرچند توزیع ضریب فشار در حالت $\beta = 0^\circ$ برای زوایای غلت تا $\phi = 20^\circ$ متقارن است (شکل ۷)، اما با افزایش زاویه لغزش سمتی عدم تقارن گردابه ها بوجود می آید.



شکل (۹): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = -10^\circ, U = 30 \text{ m/s}$ برای مقادیر زوایای غلت مختلف.



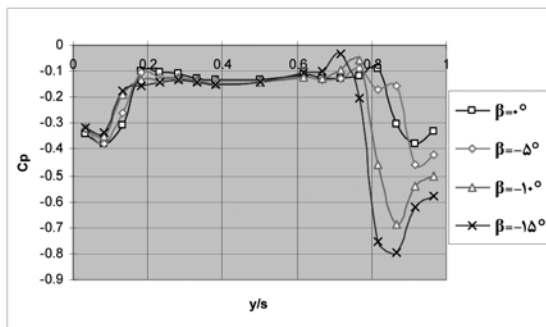
شکل (۷): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ, U = 30 \text{ m/s}$ برای مقادیر زوایای غلت مختلف.

همانطور که از شکل ۶ قابل مشاهده است در زاویه حمله و لغزش سمتی صفر، توزیع ضریب فشار تا حدود $\phi = 20^\circ$ در دو طرف بال یکسان است اما با افزایش زاویه غلت اختلاف در توزیع ضریب فشار آغاز شده تا در نهایت در $\phi = 45^\circ$ بدلیل شکست گردابه ها در سمت راست نمودار، مقادیر فشار به مقدار زیادی کاهش یافته و به مقادیر فشار در وسط بال که تحت تأثیر گردابه ها قرار نگرفته است می رسد. پدیده شکست گردابه ها به معنی از بین رفتن حرکت گردابه ای و مضمحل شدن جریان دورانی گردابه ها می باشد که از پدیده های منفی محسوب می شود زیرا نظیر حالت واماندگی در بالهای معمولی به یکباره افت شدیدی در میزان نیروی برآی تولید شده بوجود می آید. بروز پدیده نا خواسته شکست گردابه ها بر روی بال دلتا با زاویه پسگرد $\Lambda = 70^\circ$ در زاویه غلت $\phi = 45^\circ$ در شکل ۵ نیز برای سرعت $U = 30 \text{ m/s}$ دیده می شود.

در شکل ۷ نیز توزیع فشار سطح برای زوایای غلت مختلف برای سرعت $U = 30 \text{ m/s}$ نشان داده شده است. همانطور که از این نمودار ملاحظه می گردد روندی مشابه وضعیت گفته شده برای حالت $U = 20 \text{ m/s}$ نیز بوقوع پیوسته است که از تکرار آن خودداری می گردد.

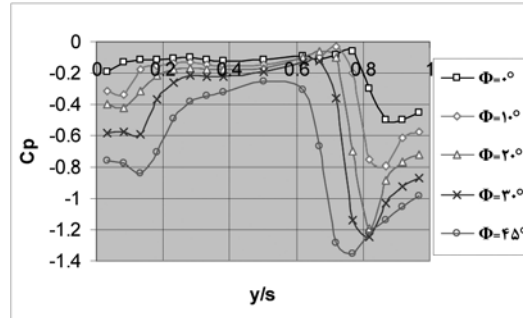
با توجه به ضرورت بررسی حالت ترکیبی مربوط به قرار گرفتن بال در زوایای توأم لغزش سمتی و غلت، نمودارهای ۸ الی ۱۰ به بررسی این موضوع به ترتیب برای زوایای لغزش سمتی $\beta = -5^\circ, \beta = -10^\circ$ و $\beta = -15^\circ$ پرداخته است. همانطور که از شکل ۸ مشخص است بصورت کلی افزایش زاویه لغزش سمتی باعث شده است که مقادیر ضریب فشار در سمت

مختلف زوایای لغزش سمتی مختلف ترسیم شده نشان داده شده است. همانطور که در این شکل دیده می شود تقریباً به ازاء تمامی مقادیر β بزرگتر از صفر، محل محور یا مرکز گردابه سمت چپ ثابت است ولی با افزایش زاویه لغزش سمتی، محل محور گردابه سمت راست بتدریج به سمت مرکز بال متمایل شده است. بعنوان مثال برای حالت $\beta = 0^\circ$ مرکز گردابه حدوداً در موقعیت $y/s = 0/9$ قرار دارد در حالیکه برای حالت $\beta = -15^\circ$ موقعیت مرکز گردابه به حدود $y/s = 0/85$ منتقل شده است. مرکز گردابه سمت چپ در حالت $\beta = 0^\circ$ نیز نزدیک به لبه بال قرار داشته اما با افزایش زاویه β به سمت داخل بال حرکت نموده است. همچنین گردابه ها با افزایش زاویه لغزش سمتی در دو سوی بال قوی تر شده اند (فشار منفی بیشتری ایجاد کرده اند). در شکل ۱۲ نیز تغییرات زاویه لغزش سمتی در یک زاویه غلت بزرگتر ($\phi = 10^\circ$) نشان داده شده است. محور گردابه سمت چپ به ازاء تمامی مقادیر β در موقعیت تقریباً ثابت $y/s = 0/9$ قرار دارد در حالیکه همانند شکل ۱۱ محور گردابه سمت راست نمودار به سمت داخل بال متمایل شده است که به معنای بزرگتر شدن گردابه ها و در نتیجه به هم نزدیکتر شدن مراکز گردابه ها می باشد.



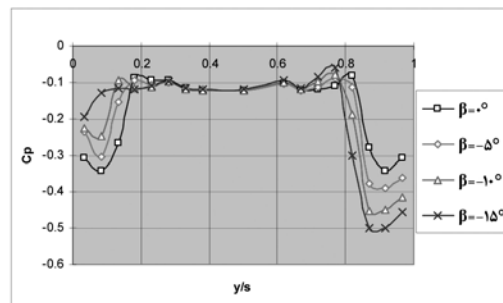
شکل (۱۲): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \phi = 10^\circ, U = 30 m/s$ برای مقادیر زوایای لغزش سمتی مختلف.

در شکلهای ۱۳ و ۱۴ که به ترتیب مربوط به حالت $\phi = 20^\circ$ و $\phi = 30^\circ$ می باشند موارد تحلیل شده قبلی (بزرگتر شدن قدرت گردابه ها و نزدیکتر شدن مراکز آنها به یکدیگر) به مقدار بیشتری بوقوع پیوسته است. در شکل ۱۵ توزیع فشار سطح در موقعیت $\phi = 45^\circ$ ترسیم شده است. همان طور که از این شکل مشاهده می گردد در زاویه $\beta = 0^\circ$ ، در اثر زاویه غلت



شکل (۱۰): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \beta = -15^\circ, U = 30 m/s$ برای مقادیر زوایای غلت مختلف.

با دقت در شکل های ۷ الی ۱۰ دیده می شود که برای یک زاویه غلت ثابت، با افزایش زاویه (β)، اختلاف مقادیر ضریب فشار بین گردابه های سمت راست و چپ، (ΔC_p)، نیز افزایش می یابد که خود حکایت از افزایش عدم تقارن گردابه ها در اثر افزایش زاویه لغزش سمتی و در نتیجه ایجاد شرایط بروز ناپایداری دارد. همچنین برای گردابه سمت راست در زوایای لغزش سمتی $\beta = 0^\circ$ و $\beta = -5^\circ$ (شکل های ۷ و ۸)، با افزایش زاویه (ϕ) از 0° تا 20° ، قدرت گردابه نیز افزایش می یابد لکن با افزایش بیشتر زاویه غلت، گردابه سمت راست شروع به ضعیف تر شدن و در نتیجه کاهش در مقدار مکش بر روی بال می نماید در حالیکه با افزایش زاویه لغزش سمتی به $\beta = -10^\circ$ و $\beta = -15^\circ$ (شکل های ۹ و ۱۰)، با افزایش زاویه غلت حتی تا $\phi = 45^\circ$ بطور پیوسته افزایش می یابد ولی نرخ این افزایش مجدداً از $\phi = 20^\circ$ به بعد کاهش می یابد.



شکل (۱۱): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \phi = 0^\circ, U = 30 m/s$ برای مقادیر زوایای لغزش سمتی مختلف.

بررسی اثرات مربوط به تغییرات زاویه لغزش سمتی (β) در نمودار ۱۱ به وضوح برای حالت $\phi = 0^\circ$ که به ازاء مقادیر

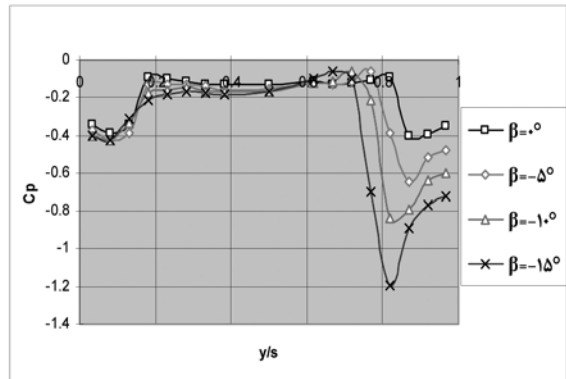
نتیجه گیری‌ها

در این تحقیق، نتایج آزمایشهای فشار سنجی بر روی سطح یک مدل بال دلتا با زاویه پسگرائی ۷۰ درجه بیان شده است. نتایج حاصله نشان داده اند که تغییر عدد رینولدز در محدوده بررسی شده تغییرات زیادی را بر روی توزیع مقادیر فشار سطح بال دلتا نداشته است. همچنین، با افزایش زاویه غلت در شرایطی که زاویه لغزش سمتی وجود نداشته باشد، قدرت گردابه در یک سمت نسبت به سمت دیگر بال افزایش می یابد. با افزایش بیش از حد زاویه غلت، شکست گردابه ها بوقوع خواهد پیوست که هر دو مورد فوق به نوبه خود بر روی کنترل و پایداری وسیله پرنده تاثیر منفی می گذارد. آزمایشهای انجام شده همچنین نشان داده است که در زوایای غلت بالا که پدیده شکست گردابه ها بوقوع پیوسته، با افزایش زاویه لغزش سمتی گردابه های مستهلک شده مجدداً قدرت خود را باز خواهند یافت.

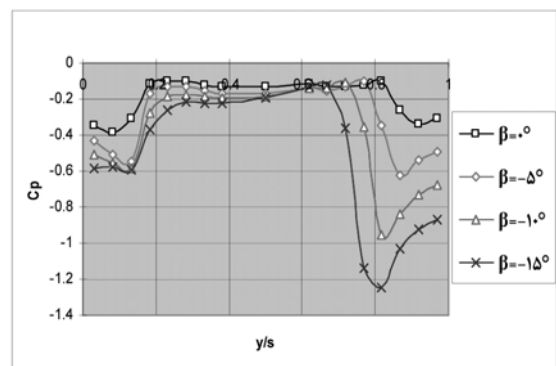
مراجع

- [1]. Stephen, E.J., "Analysis of Rolled Delta Wing Flow Using Effective Sweep and Attack Angles", Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 5, pp. 978-984, September-October 1995.
- [2]. Gordnier, R.E., "Computation of Delta Wing Roll Maneuvers", Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 3, pp. 486- 492, May- June 1995.
- [3]. Verhaagen, N.G, and Naarding, S.H.J., "Experimental and Numerical Investigation of Vortex Flow over a Sideslipping Delta Wings", Journal of Aircraft, Vol.26, No. 11, pp.971-978, 1989.
- [4]. Horner, S.F, and Borst, H.Y., "Fluid Dynamic Lift", Brick Town, N.J., Chapter18, pp.1-20, 1975.
- [5]. Ericsson, L. E., "Flow Physics of Critical States for Rolling Delta Wings", Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 3, pp. 603-610, May- June 1995.
- [6]. Ericsson, L.E., "Time History Effects on a Rolling 65-Degree Delta Wing-Body Configuration", Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 3, pp. 489-495, May- June 1999.
- [7]. Miao, et al, "Flow Developments above 50 deg Sweep Delta wings with Different Leading Edge Profiles", Journal of Aircraft, Vol.32, No.4, pp.787-794, July-August 1995.

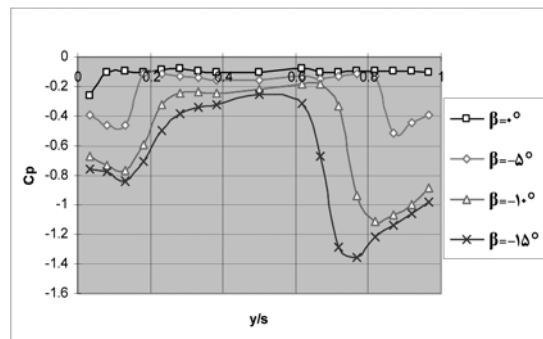
زیاد، ($\phi = 45^\circ$)، گردابه سمت چپ بدلیل بروز پدیده شکست گردابه ها از بین رفته است اما با افزایش زاویه لغزش سمتی، گردابه های دو سمت بال با قدرت متفاوت مجدداً پدیدار گشته و محور گردابه ها نیز با افزایش زاویه لغزش سمتی به یکدیگر نزدیکتر گردیده اند.



شکل (۱۳): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \phi = 20^\circ, U = 30 \text{ m/s}$ برای مقادیر زوایای لغزش سمتی مختلف.



شکل (۱۴): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \phi = 30^\circ, U = 30 \text{ m/s}$ برای مقادیر زوایای لغزش سمتی مختلف.



شکل (۱۵): نمودار توزیع فشار سطح بر روی بال دلتا $\Lambda = 70^\circ$ در حالت $\alpha = 0^\circ, \phi = 45^\circ, U = 30 \text{ m/s}$ برای مقادیر زوایای لغزش سمتی مختلف.