مجله مهندسی مکانیک مدرس، مرداد 1395، دوره 16، شماره 5، ص‌ص 303-311

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بررسی تجربی ضرایب آیرودینامیکی یک نمونه هواپیمای بال پرنده لامبدا شکل با تغییر زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال

مجتبی دهقان‌منشادی[1*]، مهدی ایل‌بیگی[2]، مهرداد بزاززاده[1]، محمدعلی وزیری[3]

1- دانشیار، مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
2- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
3- استادیار، مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان
*شاهین شهر، صندوق‌پستی 153/83145، mdmanshadi@mut-es.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 19 دی 1394
پذیرش: 25 فروردین 1395
ارائه در سایت: 12 خرداد 1395

کلید واژگان:
بال پرنده
بال لامبدا
ضرایب آیرودینامیکی
زاویه پس‌گرایی

چکیده

در این تحقیق ضرایب آیرودینامیکی یک نمونه هواپیمای بال پرنده بدون دم با بال لامبدا شکل با زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال درونی 55 و بال بیرونی 30 درجه، در یک تونل باد مدار بسته زیر صوت بررسی شده است. آزمایش‌ها در محدوده سرعت 90 متر بر ثانیه و در زاویه حمله‌های 6- تا 17 و زاویه جانبی 8- تا 8 درجه انجام گرفته است. نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی هواپیما به وسیله دستگاه بالانس 6 مؤلفه بیرونی اندازه‌گیری شده و اثرات دیواره بر نتایج اصلاح شده است. به منظور بهبود پایداری طولی هواپیما، زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال 2 درجه افزایش یافته و با نتایج نمونه اصلی مقایسه شده است. نتایج نشان داده است که در زاویه حمله 7.7 درجه پیچ آپ رخ داده که با افزایش زاویه پس‌گرایی، این پدیده 1 درجه دیرتر اتفاق افتاده است که به معنای افزایش نیروی برای قابل بهره‌برداری است، همچنین جهت بررسی آغاز و گسترش جدایش جریان روی بال، میدان فشار بالای سطح بال به وسیله ریک لایه مرزی اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان داده که جدایش جریان روی سطح بال از ناحیه شکستگی لبه فرار آغاز شده و با افزایش زاویه حمله بخش‌های دیگر بال، به‌ویژه بال بیرونی را فراگرفته است. ضریب گشتاور سمتی هواپیما منفی به‌دست آمده که نشان‌دهنده ناپایداری سمتی ذاتی هواپیماست.

Experimental investigation on aerodynamic coefficients of a flying wing aircraft with different leading edge sweep angles

Mojtaba Dehghan Manshadi*, Mehdi Eilbeigi, Mehrdad Bazaz zadeh, Mohammad Ali Vaziry

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran.
* P.O.B. 153/83145 Shahin shahr, Iran, mdmanshadi@mut-es.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 09 January 2016
Accepted 13 April 2016
Available Online 01 June 2016

Keywords:
Flying wing
Lambda wing
Aerodynamic coefficients
Sweep angle

ABSTRACT

The aerodynamic coefficients characteristics over a lambda-shaped flying wing aircraft with 55°-30° leading edge sweep angles have been investigated in a closed circuit low speed wind tunnel. The experiments were conducted at tunnel velocity of 90 m/s, the angles of attack of -6 to 17 and the side-slip angles of -8 to 8 degrees. All forces and moments were measured using an external six-component force balance located below the wind tunnel. The wall corrections were also performed for all test conditions. To improve the aircraft longitudinal stability characteristics, a new model with an increased leading edge sweep angle of 2 degrees was also tested and compared with the original model. A "pitch-up" phenomenon determined to occur at a rather low angle of attack of α=7.7 degrees, although it occurred at the higher angle of attack of α=8.7 degrees for the increased sweep angle model which means an increase in useable lift of the aircraft. Moreover, off-surface pressure measurement over the wing surface was conducted to examine the onset and development of the flow separation over the wing surface. The results showed that the flow separation started at the trailing edge crank location and extended to the other parts of the wing, especially the outer wing.

1- مقدمه

هواپیمای بال پرنده[1] دارای بال و بدنه یک‌پارچه[2]، بدنه برآزا بدون سطوح دم افقی و عمودی است. این‌گونه هواپیماها نادانسته‌های بسیاری در زمینه آیرودینامیک، کنترل- پایداری و مسائل سازه‌ای دارند [1]. مارتینز [2] نیروی پسای پایین‌تر، کاهش وزن و فضای داخلی بالاتر در مقایسه با پیکربندی‌های مرسوم را از برتری‌های هواپیمای بال پرنده معرفی می‌کند. لی و همکاران [3] با مطالعه پایداری عرضی- سمتی[3] یک نمونه هواپیمای بال پرنده بیان داشته‌اند که این‌گونه هواپیماها به دلیل شکل ساده‌تر در مقایسه با

[1] Flying wing
[2] Blend wing-body

[3] Lateral-Directional

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
M. Dehghan Manshadi, M. Eilbeigi, M. Bazaz zadeh, M. A. Vaziry, Experimental investigation on aerodynamic coefficients of a flying wing aircraft with different leading edge sweep angles, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 16, No. 5, pp. 303-311, 2016 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

هواپیماهای مرسوم، برتری‌های آیرودینامیکی و سازه‌ای دارند که سبب به‌کارگیری آن‌ها برای کاربرد نظامی و غیرنظامی شده است. در مقایسه با پیکربندی مرسوم، هواپیمای بال پرنده به دلیل وجود نداشتن دم عمودی دارای پایداری عرضی کمتری است. برای رفع این مشکل دو راه حل وجود دارد. روش نخست به‌کارگیری سامانه تقویت پایداری[1] است که ابتدا توسط شرکت نورث روپ به‌کار گرفته شد. این فناوری پایه‌گذار موفقیت هواپیماهای بدون دم پیشرفته‌ای چون بمب‌افکن B-2 بوده است. راه حل دیگر اعمال پس‌گرایی[2] و باریک‌شوندگی بال به گونه‌ای است که پایداری عرضی- سمتی مناسب حاصل شود [3]. نصیر و همکاران [4] افزایش کارایی هواپیما به‌ویژه برد[3] و مداومت پرواز[4] را از چالش‌های صنعت هوانوردی معرفی می‌کنند و به‌کارگیری پیکربندی بال بدنه یک‌پارچه را یکی از راه حل‌های این مسأله می‌دانند. ایشان بیان می‌کنند که این پیکربندی تا 30 درصد افزایش کارایی هواپیما و به تبع آن کاهش مصرف سوخت به دلیل افزایش نسبت برآ به پسآ[5] را به دنبال دارد. اردوخانیان و مدنی [5] نیز بیان می‌دارند که کاهش مصرف سوخت و کاهش نویز، مهندسان هوافضا را به سمت طراحی پیکربندی بال بدنه یک‌پارچه سوق داده است. پیفنگ و همکاران [6] نیز کاهش مصرف سوخت، کاهش آلایندگی و نویز را از ویژگی‌های هواپیماهای بال بدنه یک‌پارچه عنوان کرده‌اند. نوابی و همکاران [7] از مزایای هواپیماهای بدون دم به وزن و ضریب پسا کمتر و قابلیت رادارگریزی بهتر در مقایسه با هواپیماهای مرسوم و در مقابل ناپایداری ذاتی این‌گونه پرنده‌ها اشاره می‌کنند.

با توجه به این‌که اخیرا کاربرد بال‌های پرنده با بال لامبدا شکل افزایش یافته، مطالعه رفتار این‌گونه بال‌ها اهمیت یافته است [8]. بال لامبدا نوعی بال دلتا با شکستگی[6] در لبه فرار است. در این‌گونه بال‌ها، بخش بال بیرونی به دلیل این‌که وتر[7] کوچک‌تری دارد، دارای بارگذاری[8] بالایی است [9]. مک پارلین [10] بیان می‌دارد ضریب برای محلی بیشینه، در نزدیکی شکستگی لبه فرار ایجاد می‌شود و شروع جدایش جریان[9] نیز از این منطقه آغاز می‌شود. نتیجه شروع جدایش جریان از این منطقه، گسترش سریع آن به دیگر مناطق بال بیرونی است، جایی که سطوح کنترل نصب شده‌اند. این مسأله مشکلاتی در زمینه کنترل هواپیما ایجاد می‌کند. جدایش جریان روی بال بیرونی سبب جلو رفتن مرکز فشار بال و به تبع آن کاهش حاشیه استاتیکی[10] و ناپایدارشدن هواپیما می‌شود. این پدیده «پیچ آپ[11]» نامیده می‌شود [11-14]. پیچ‌آپ در حقیقت مثبت‌شدن ضریب گشتاور پیچشی[12] در مقابل زاویه حمله است. این مسأله در زاویه حمله‌ای به مراتب کمتر از زاویه حمله واماندگی[13] هواپیما اتفاق می‌افتد [15] و سبب محدودکردن برای قابل بهره‌برداری هواپیما در فاز نشست و برخاست می‌شود. در طراحی بال هواپیما باید این مسأله را درنظر داشت و با ایجاد پیچش[14] منفی در بال بیرونی این اثر را کاهش داد [16].

با توجه به این‌که طراحان هواپیما به سمت هواپیماهای بدون دم و بال- بدنه یک‌پارچه می‌روند، با کمبود داده‌های تجربی مواجه هستند [17]. در تحقیق حاضر نمای بال هواپیمای بال پرنده نورثروپ- گرومن X-47B مورد نظر قرار گرفته و آزمایش‌های تونل باد سرعت پایین روی چنین پیکربندی انجام شده است. هدف از این تحقیق ارائه و تحلیل نتایج آزمایش‌های تونل باد دو نمونه هواپیمای بال پرنده با بال لامبدا شکل، شامل نتایج اندازه‌گیری نیرویی و فشار بالای سطح بال بوده است. در این راستا اثر تغییر زاویه پس‌گرایی بر ضرایب آیرودینامیکی مورد توجه قرار گرفته است.

2- معرفی مدل و تجهیزات آزمایش

آزمایش‌ها در یک تونل باد مدار بسته سرعت پایین با مقطع آزمون مربعی با ابعاد 80 × 80 سانتی‌متر انجام شده است. پیش از انجام آزمایش‌ها کیفیت، شدت اغتشاش و زاویه جریان اندازه‌گیری‌شده که در محدوده مناسبی برای انجام آزمایش بوده‌اند، زاویه جریان کمتر از 0.1 درجه و شدت اغتشاش در سرتاسر مقطع کاری کمتر از 0.2% به‌دست آمده است [18]. نسبت انسداد[15] مدل و پایه‌های نگه‌دارنده در مقطع آزمون در بیشترین زاویه حمله حدود 6% بوده و اصلاح اثر دیواره روی نتایج انجام شده است [19]. نسبت انسداد از تقسیم مساحت روبه جریان مدل و نگه‌دارنده مدل در بیشتر زاویه حمله و زاویه جانبی به مساحت مقطع آزمون به‌دست می‌آید.

آزمایش‌ها در سرعت 90 متر بر ثانیه معادل عدد رینولدز 8×10^5 بر مبنای وتر متوسط بال[16] معادل عدد ماخ 0.26 و در زاویه حمله‌های مختلف از 6- تا 17+ و زاویه جانبی 8- تا 8+ درجه انجام شده است. درجدول 1 شرایط آزمایش نشان داده شده است.

مقادیر نیرو و گشتاور به وسیله یک دستگاه بالانس شش مؤلفه بیرونی اندازه‌گیری شده است. این دستگاه دارای شش نیروسنج برای اندازه‌گیری نیروها و گشتاورها بوده که سه نیروسنج به‌صورت عمودی و سه نیروسنج به شکل افقی نصب شده‌اند که چیدمانی آن‌ها در شکل 1 دیده می‌شود. نیروسنج‌ها از نوع نواتک[17] با ولتاژ ورودی 10 ولت و خطای 0.5% بیشینه نیروی اعمالی بوده‌اند.

جدول 1 شرایط آزمایش

Table 1 Test conditions

پارامتر	اندازه	واحد
سرعت آزمایش	90	متر بر ثانیه
عدد رینولدز	8×10^5	-
زاویه حمله	6- تا 17+	درجه
زاویه جانبی	8- تا 8+	درجه

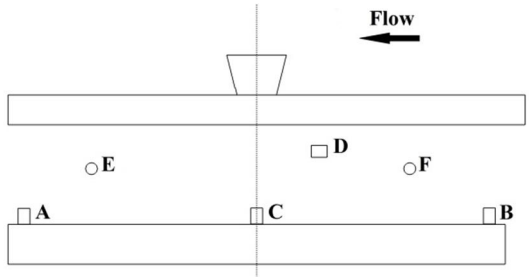

Fig. 1 6-component external balance: load cells A, B and C are positioned vertically, D horizontally and E and F laterally

شکل 1 چیدمانی نیروسنج‌ها در دستگاه بالانس 6 مؤلفه‌ای تونل باد: نیروسنج‌های A، B و C عمودی، D افقی و E و F عرضی نسبت به جریان نصب شده‌اند

[1] Stability Augmentation System: SAS
[2] Sweep angle
[3] Range
[4] Endurance
[5] Lift to drag ratio
[6] Crank
[7] Chord
[8] Loading
[9] Flow separation
[10] Static margin
[11] Pitch-up
[12] pitching moment
[13] Stall
[14] Twist
[15] Blockage ratio
[16] Mean aerodynamic chord
[17] Novatech

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

مدل‌های مورد آزمایش، دو نمونه هواپیمای بال پرنده با بال لامبدا شکل با دهانه بال 60 سانتی‌متر بوده است. پیکربندی 1 با زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال درونی 55 و بال بیرونی 30 درجه بوده و پیکربندی 2 با افزایش 2 درجه‌ای در زاویه پس‌گرایی لبه حمله با زاویه بال درونی 57 و بال بیرونی 32 درجه حاصل شده است. نمای بالا و ابعاد مدل تونل باد در شکل 2 نشان داده شده است. مبدأ مختصات اندازه‌گیری، روی دماغه هواپیما به گونه‌ای واقع شده که محور x در راستای بدنه به سمت جلو، محور y در راستای بال راست و محور z عمود بر بدنه به سمت پایین تعریف شده‌اند. قطعات مدل‌های تونل باد با دستگاه چاپگر سه‌بعدی از جنس پلاستیک ABS[1] و یک هسته مرکزی فولادی برای ایجاد استحکام لازم ساخته شده‌اند. شکل 3 شماتیک مدل در مقطع کاری تونل باد و مدل هنگام مونتاژ و پس از نصب در تونل را نشان می‌دهد.

برای بررسی رفتار جریان بالای سطح بال، با استفاده از یک ریک لایه مرزی که در شکل 3 نشان داده شده، میدان فشار اندازه‌گیری شده است. سیگنال فشار در مدت 5 ثانیه و با فرکانس 1 کیلوهرتز داده‌برداری شده و توسط یک سیستم داده‌برداری آنالوگ به دیجیتال ثبت شده است. حرکت ریک نیز با یک دستگاه انتقال‌دهنده مکانیکی با فواصل 10 میلی‌متری انجام گرفته است.

3- نتایج

3-1- کالیبراسیون دستگاه بالانس تونل باد

در اندازه‌گیری‌های نیرویی تونل باد متداول‌ترین و بهترین روش، اندازه‌گیری مستقیم نیرو و گشتاور با استفاده از دستگاه بالانس است [19]. اجزای اصلی دستگاه بالانس، کرنش‌سنج‌هایی هستند که در بالانس‌های درونی معمولا به‌صورت مجموعه‌ای روی یک محور نگه‌دارنده مدل قرار می‌گیرند و تمام نیروها و گشتاورهای مورد نظر را اندازه‌گیری می‌کنند. در بالانس‌های بیرونی نیز اساس همان است، ولی مجموعه یادشده به چندین المان نیروسنج تقسیم می‌شود که در نقاط مختلفی به‌صورت نظم‌یافته به نگه‌دارنده مدل تونل باد متصل می‌شوند. برای استخراج نیروها و گشتاورها، روابطی نیاز است تا ولتاژهای خروجی از این نیروسنج‌ها را به مقادیر نیرویی تبدیل کند. برای به‌دست‌آوردن این روابط (ماتریس)، عملیات کالیبراسیون دستگاه بالانس در

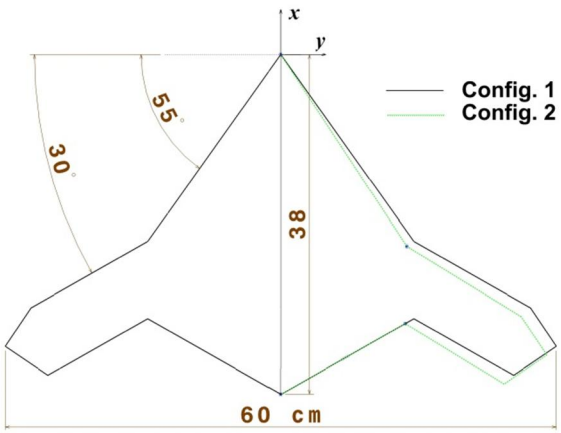

Fig. 2 Planform and specifications of the model: an increase of 2° in wing sweep angle of configuration 2

شکل 2 نمای بالا و ابعاد مدل‌های آزمایش‌شده: افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی بال پیکربندی 2

[1] Acrylonitrile Butadiene Styrene

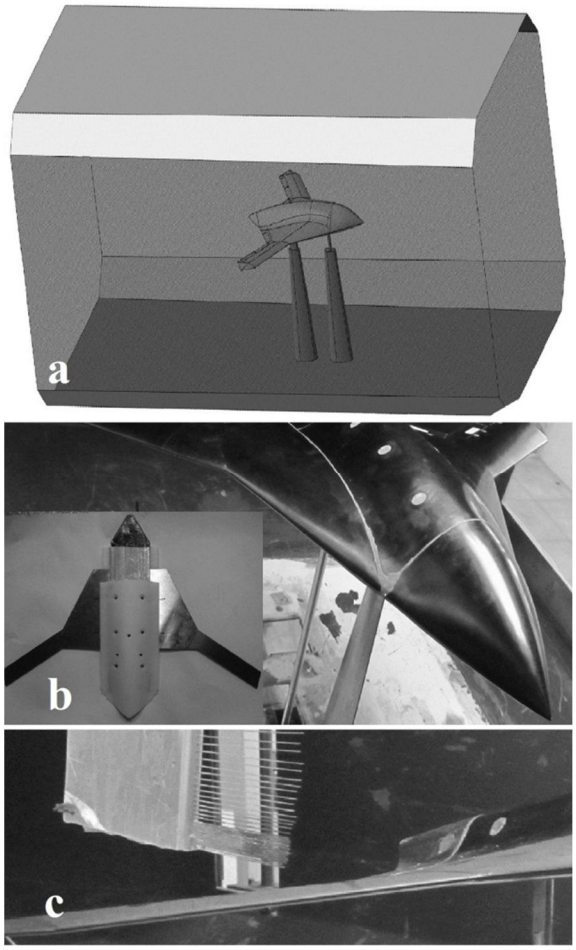

Fig. 3 A schematic of wind tunnel model (a), wind tunnel model during assembling and installed in the test section (b) and the boundary layer rake (c)

شکل 3 a- شماتیک مدل در مقطع کاری تونل باد، b- و مدل هنگام مونتاژ و پس از نصب در تونل باد، c- ریک لایه مرزی

آزمایش‌های تونل باد ضروری است.

از ملزومات طراحی بالانس این است که خطاهای اندازه‌گیری ناشی از برهم کنش نیروها حذف شود، اما به دلیل محدودیت در طراحی نمی‌توان آن‌ها را به‌طور کامل حذف کرد. در کالیبراسیون بالانس شش مؤلفه‌ای، درنظر گرفتن اثرات تداخلی بین نیروها ضروری است [20]. در فرایند کالیبراسیون دستگاه بالانس تونل باد و با درنظر گرفتن اثرات تداخلی نیروسنج‌ها، ماتریس 6 در 6 ضرایب کالیبراسیون به‌دست می‌آید که با ضرب ولتاژهای حاصله در این ماتریس نیروهای برآ، پسا و جانبی و گشتاورهای پیچشی، گردشی[2] و غلتشی[3] به‌دست می‌آید. از آن‌جایی که ولتاژهای خروجی نیروسنج‌ها رابطه‌ای رابطه‌ای خطی با نیروها و گشتاورهای وارده دارد، با اعمال 6 مؤلفه نیرو و گشتاور خالص در فرآیند کالیبراسیون و برازش خطی روی آن‌ها شیب نمودار نیرو در مقابل ولتاژ به‌دست می‌آید. از اعمال هر مؤلفه نیرو یا گشتاور 6 نمودار شیب حاصل می‌شود که مؤلفه‌های ماتریس ضرایب (A) را تشکیل می‌دهند. در نهایت ماتریس 6 در 6 ضرایب (A) از رابطه 1 به دست می‌آید [21]. به منظور اعمال نیرو و گشتاور خالص به دستگاه بالانس نیاز به پایه مناسب اعمال نیرو است.

[2] Yawing moment
[3] Rolling moment

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

$$\begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ V_4 \\ V_5 \\ V_6 \end{bmatrix} = A_{6\times6} \times \begin{bmatrix} \text{drag force} \\ \text{side force} \\ \text{lift force} \\ \text{rolling moment} \\ \text{pitching moment} \\ \text{yawing moment} \end{bmatrix} \quad (1)$$

3-2- نتایج نمونه 1

وجود دیواره‌های اتاقک آزمون تونل باد سبب می‌شود شرایطی که مدل آزمایش می‌شود با شرایط واقعی پرواز تفاوت کند. به دلیل محدود بودن ابعاد اتاقک آزمون و نزدیکی مدل به دیواره‌ها، اثرات مختلفی بر جریان درون اتاقک آزمون نسبت به شرایط پرواز واقعی ایجاد می‌شود. برای نمونه زاویه حمله واقعی که مدل در اتاقک آزمون با آن روبه‌رو است با آن‌چه توسط کاربر از قبل تنظیم شده اندکی متفاوت است. اثرات دیواره بر جریان سبب ایجاد خطاهای کوچکی در نتایج آزمایش می‌شود. جهت اصلاح نتایج آزمایش تونل باد در این بخش با استفاده از روش مرجع [19] این خطاها محاسبه شده است. اثرات مورد بررسی شامل موارد زیر است.

- اثر انسداد صلب[1]: هنگامی که مدل در تونل قرار می‌گیرد، سطح مقطع اتاقک آزمون که جریان از آن عبور می‌کند، کاهش می‌یابد و این موجب افزایش سرعت جریان حول مدل می‌شود.

- اثرانسداد دنباله[2]: به دلیل وجود دنباله پشت مدل، سرعت جریان خارج دنباله افزایش می‌یابد. این اثر با بزرگ‌ترشدن ناحیه دنباله افزایش می‌یابد.

- اثر انحنای خطوط جریان[3]: وجود کف و سقف دیواره‌های اتاقک آزمون موجب جلوگیری انحنای جریان آزاد حول سطوح برآزا شود و مدل با خمیدگی بیشتری نسبت به جریان آزاد عمل کند.

در شکل‌های 4-6 به ترتیب ضرایب نیروی برآ و پسا و گشتاور پیچشی مدل نمونه 1 نشان داده شده است. در این نمودارها نتایج بدون اصلاح و با اصلاح اثرات دیواره تونل باد ارائه شده است. مرجع گشتاور روی مرکز جرم هواپیما، معادل 60% طول بدنه واقع شده است. با اصلاح اثر دیواره، ضریب پسا، شیب منحنی برآ، ضریب برای بیشینه و شیب منحنی گشتاور پیچشی کاهش یافته است. آن‌گونه که در تصویر دیده می‌شود، ضریب پسا در محدوده زاویه حمله 0-4 درجه تقریبا ثابت مانده و تا زاویه حمله حدود 9.8 درجه افزایش اندک و پس از آن زاویه، افزایش شدیدی یافته که نشان‌دهنده شروع واماندگی بال در این زاویه حمله است. وقوع پیچ‌آپ در زاویه حمله حدود 7.7 درجه در نمودار گشتاور پیچشی به درستی دیده می‌شود که به دلیل شروع جدایش جریان روی بخشی از سطح بال در این زاویه حمله است. کاهش نیروی برآ در بخش‌های انتهایی بال (پشت مرکز جرم) سبب جلوتر رفتن مرکز فشار بال و به تبع آن ناپایداری هواپیما می‌شود. مک پارلین [10] زاویه حمله پیچ‌آپ یک نمونه هواپیمای بال پرنده بدون دم را حدود 7 درجه به‌دست آورده است. شیم و پارک [14] نیز با آزمایش تونل باد یک نمونه هواپیمای بال پرنده بدون دم، زاویه حمله شروع پیچ‌آپ را حدود 5 درجه به‌دست آورده‌اند. با وجودی که جدایش جریان روی سطح بال در زاویه‌های پایین‌تر شروع شده، ولی ضریب برآی هواپیما همچنان تا زاویه حمله 11.9 درجه افزایش یافته، چراکه بخش جلویی بال و بدنه همچنان برآزاست.

ریشه میانگین مربعات نیروهای پسا و برآ برحسب زاویه حمله در شکل 7 نشان داده شده است. آن‌گونه که در شکل دیده می‌شود پس از زاویه حمله 9.8 درجه افزایش ناگهانی در نمودار ایجاد شده است. از این زاویه حمله به بعد نوسان شدیدی در نیروهای آیرودینامیکی ایجاد شده که سبب افزایش شدید ریشه میانگین مربعات شده و نوسان شدید نیروها به معنای شروع واماندگی بال در این زاویه حمله است.

در شکل‌های 8 و 9 آنالیز طیفی نیروهای خوانده شده از نیروسنج‌های A و D نشان داده شده است. نیروسنج A نقش اصلی در اندازه‌گیری نیروی برآ و نیروسنج D نقش اصلی در اندازه‌گیری نیروی پسا دارند. آنالیز طیفی نشان‌دهنده توزیع انرژی سیگنال در حوزه فرکانس است [22]. در این نمودارها چند قله در محدوده فرکانس 14-28 هرتز مشاهده می‌شود. در فرکانس 14 هرتز بزرگ‌ترین قله ایجاد شده؛ بنابراین فرکانس غالب نوسان سیگنال نیرو در این فرکانس است.

3-3- اندازه‌گیری میدان فشار

برای بررسی رفتار جریان بال هواپیما، میدان فشار بالای سطح بال در زاویه حمله‌های مختلف در صفحه‌ای عمود بر سطح بال به وسیله یک ریک فشار اندازه‌گیری شده و با رابطه (2) بی بعد شده است.

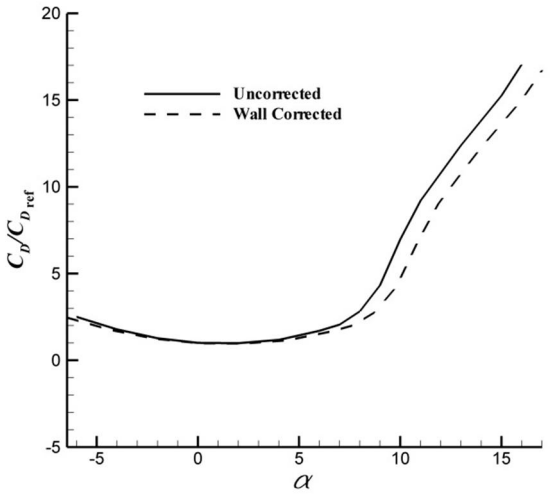

Fig. 4 Wind tunnel walls effects on drag coefficient

شکل 4 اثر دیواره‌های تونل بر ضریب پسای هواپیما

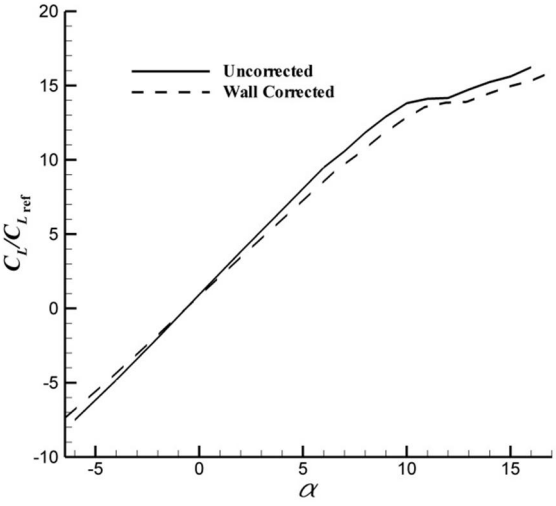

Fig. 5 Wind tunnel walls effects on the lift coefficient

شکل 5 اثر دیواره‌های تونل بر ضریب برای هواپیما

[1] Solid blockage
[2] Wake blockage
[3] Stream line curvature

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

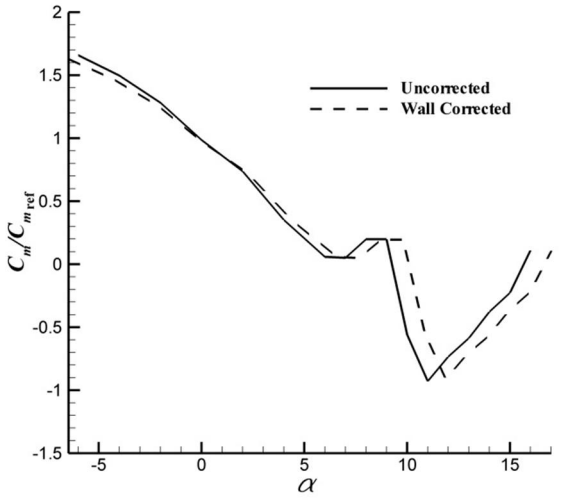

Fig. 6 Wind tunnel walls effects on the pitching moment coefficient

شکل 6 اثر دیواره‌های تونل بر ضریب گشتاور پیچشی هواپیما

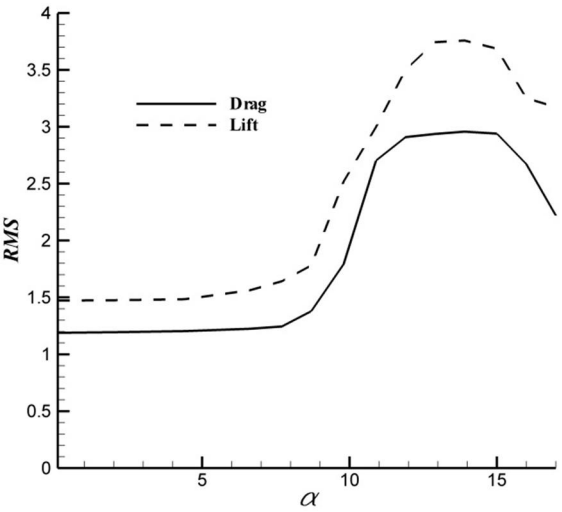

Fig. 7 RMS of drag and lift forces

شکل 7 ریشه میانگین مربعات نیروهای پسا و برآ

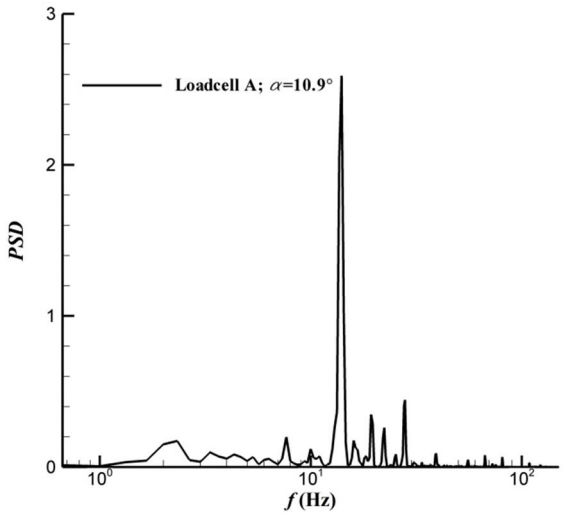

Fig. 8 Power spectral density of the measured force of the load cell A, α=10.9°

شکل 8 آنالیز طیفی نیروی اندازه‌گیری‌شده توسط نیروسنج A، زاویه حمله 10.9 درجه

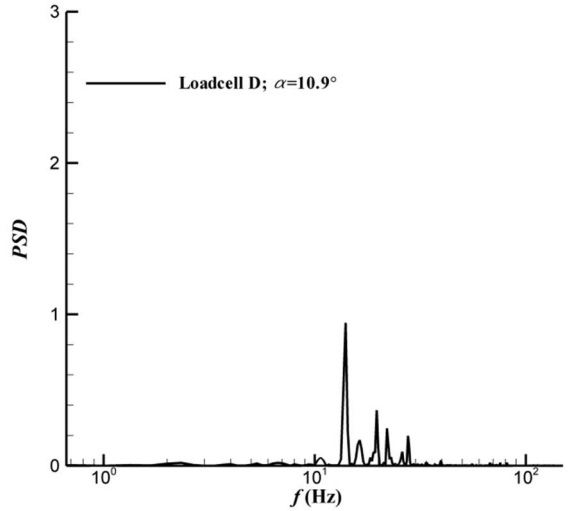

Fig. 9 Power spectral density of the measured force of the load cell D, α=10.9°

شکل 9 آنالیز طیفی نیروی اندازه‌گیری‌شده توسط نیروسنج D، زاویه حمله 10.9 درجه

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{0.5\rho_\infty V_\infty^2} \quad (2)$$

در شکل 10 میدان فشار بالای سطح را در زاویه حمله 10.9 درجه و موقعیت x/c=0.75 نشان داده شده است. موقعیت داده‌برداری با نیمه دهانه بال بی‌بعد شده است. کاهش شدید فشار سکون در موقعیت y/s=0.49 (در نزدیکی شکستگی لبه فرار) مشاهده می‌شود که بیان‌گر جدایش جریان در این منطقه از بال است.

در شکل‌های 11 و 12 مقدار فشار 1 میلی‌متر بالای سطح در موقعیت‌های طولی x/c=0.75 و x/c=0.85 در زاویه حمله‌های مختلف نشان داده شده است. با افزایش زاویه حمله از 6.6 به 7.7 درجه کاهش شدیدی در فشار سکون دیده می‌شود. با مقایسه با شکل 6 مشخص می‌شود جدایش جریان از منطقه شکستگی لبه فرار در زاویه حمله 7.7 درجه شروع می‌شود و با افزایش زاویه حمله بخش‌های دیگر بال به‌ویژه بال بیرونی را فرا می‌گیرد. مک پارلین [10] نیز شروع جدایش جریان روی این‌گونه بال‌ها را شکستگی لبه فرار بیان کرده است. در شکل 13 تغییرات فشار سکون در راستای لایه مرزی بالای سطح بال در مقطع طولی x/c=0.75 و عرضی y/s=0.49 (در نزدیکی شکستگی لبه فرار) نشان داده شده است. افزایش زاویه حمله ضریب فشار کمینه را کاهش داده است. با توجه به این‌که ضریب فشار سکون در جریان آزاد برابر 1 است، جایی که ضریب فشار در لایه مرزی به 1 می‌رسد را می‌توان ضخامت لایه مرزی درنظر گرفت. آن‌گونه که در شکل 13 مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، ضریب فشار در ارتفاع بالاتری به عدد 1 می‌رسد که نشان‌دهنده افزایش ضخامت لایه مرزی است.

3-4- تأثیر افزایش زاویه پس‌گرایی

انتخاب زاویه پس‌گرایی بال لامبدا، به نوعی مهم‌ترین تصمیم طراحی بال پرنده است. از آن‌جایی که در هواپیمای بدون دم، محدوده تغییر مرکز جرم محدود است، انتخاب زاویه پس‌گرایی اهمیت به سزایی دارد، چرا که مرکز آیرودینامیکی هواپیما باید در محدوده مجاز نزدیک مرکز جرم قرار گیرد. زاویه پس‌گرایی بسیار زیاد، بازوی گشتاور مناسبی برای سطوح کنترل ایجاد می‌کند و سبب کاراتر شدن آن‌ها می‌شود، همچنین امکان بهره‌گیری از فلپ‌هایی با گشتاور تولیدی کم فراهم می‌شود. زاویه پس‌گرایی بالا سبب

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

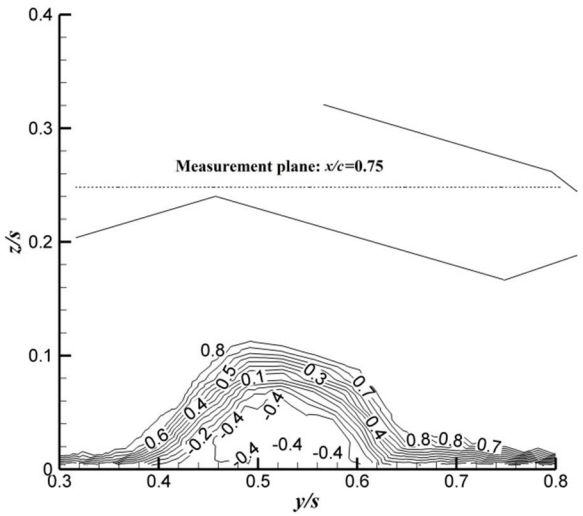

Fig. 10 The pressure field above the wing surface, α=10.9°

شکل 10 میدان فشار بالای سطح بال، زاویه حمله 10.9 درجه

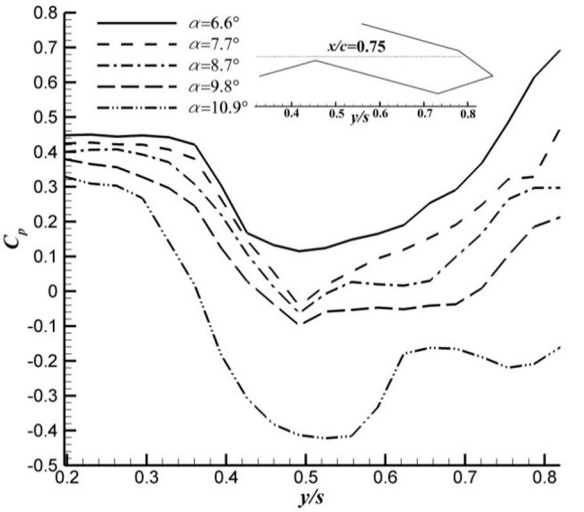

Fig. 11 The spanwise pressure distribution above the surface, x/c=0.75

شکل 11 توزیع فشار بالای سطح بال در راستای دهانه بال، موقعیت طولی 0.75

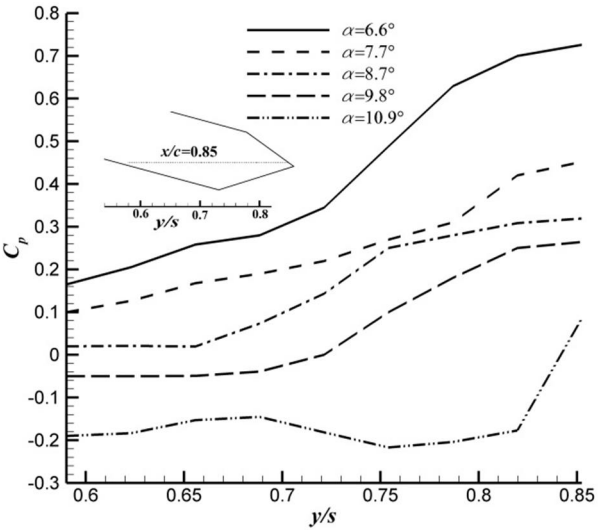

Fig. 12 The spanwise pressure distribution above the surface, x/c=0.85

شکل 12 توزیع فشار بالای سطح بال در راستای دهانه بال، موقعیت طولی 0.85

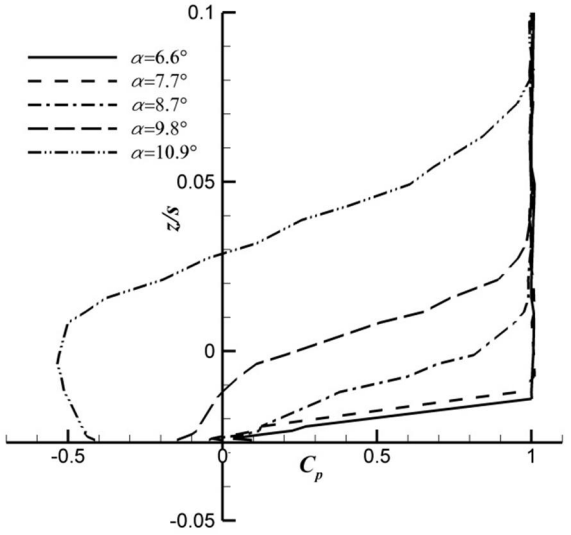

Fig. 13 The pressure coefficient across the boundary layer, x/c=0.75, y/s=0.49

شکل 13 ضریب فشار در راستای لایه مرزی، x/c=0.75, y/s=0.49

کاهش بازگشت امواج راداری برخوردی از روبه‌رو می‌شود.

ضرایب آیرودینامیکی نمونه 2 (با افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی) در شکل‌های 14-16 با نمونه 1 مقایسه شده است. آن‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود، افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی لبه حمله تأثیر اندکی بر ضرایب برآ و پسا داشته است. در این پیکربندی ضریب پسا و شیب نمودار برآ اندکی کاهش یافته‌اند. بیشترین اثر تغییر زاویه پس‌گرایی در نمودار گشتاور پیچشی دیده می‌شود. شیب این نمودار اندکی کاهش یافته که به دلیل عقب رفتن مرکز فشار بال بوده که منجربه افزایش پایداری طولی هواپیما شده است. زاویه حمله شروع پیچ‌آپ حدود 1 درجه افزایش یافته است (زاویه حمله 8.7 درجه) که این به معنای افزایش 0.06 ضریب قابل بهره‌برداری، معادل افزایش حدود 250 کیلوگرم وزن برخاست هواپیماست.

3-5- اثر زاویه جانبی بر ضرایب آیرودینامیکی

پایداری عرضی- سمتی هواپیما به معنای پایداری حول محورهای y و z

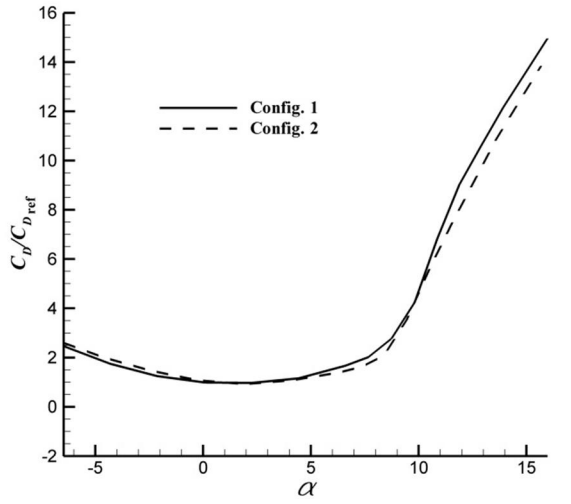

Fig. 14 Effect of wing sweep increase on drag coefficient

شکل 14 اثر افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی بال بر ضریب پسا

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

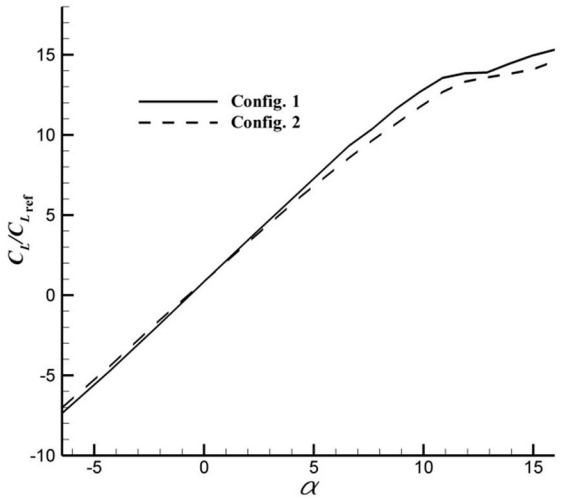

Fig. 15 Effect of wing sweep increase on lift coefficient

شکل 15 اثر افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی بال بر ضریب برآ

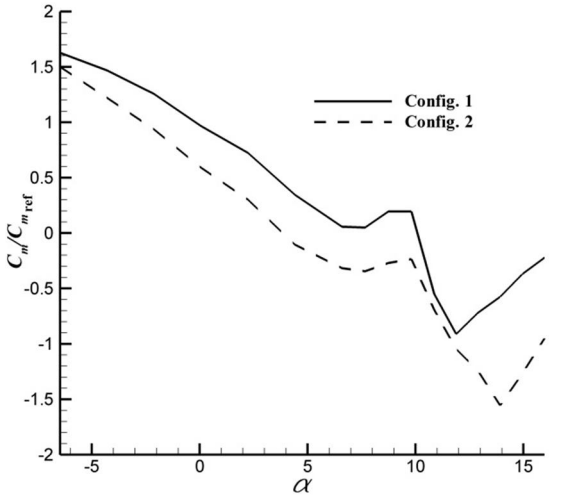

Fig. 16 Effect of wing sweep increase on pitching moment coefficient

شکل 16 اثر افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی بال بر ضریب گشتاور پیچشی

است. پایداری عرضی- سمتی به معنای تمایل هواپیما به برگشت به حالت تعادل با هر تغییر گشتاور غلتشی و گردشی است. گشتاورهای غلتشی و گردشی هواپیما تابعی از زاویه جانبی هستند. برای ارضای شرایط پایداری عرضی- سمتی هواپیما شیب منحنی گشتاور غلتشی برحسب زاویه جانبی ($C_{l\beta}$) باید منفی باشد و شیب منحنی گشتاور گردشی برحسب زاویه جانبی ($C_{n\beta}$) باید مثبت باشد [23]. در شکل‌های 17-19 نمودارهای ضریب نیروی جانبی، گشتاور غلتشی و گردشی پیکربندی 2 برحسب زاویه جانبی در زاویه حمله‌های مختلف نشان داده شده است. $C_{y\beta}$ هواپیما منفی و افزایش زاویه حمله تأثیر کمی بر این ضریب داشته است. ضریب $C_{l\beta}$ هواپیما تابعی از زاویه هفتی، زاویه پس‌گرایی و موقعیت نصب بال روی بدنه و سطح دم عمودی است. ضریب $C_{l\beta}$ هواپیما منفی که نشان‌دهنده پایداری عرضی هواپیماست. با افزایش زاویه حمله شیب این ضریب منفی‌تر شده که به معنای افزایش پایداری عرضی هواپیماست. به دلیل این که تأمین‌کننده نیروی لازم برای مقابله با تغییر گشتاور گردشی در حالت سرش جانبی، دم عمودی هواپیماست، شیب ضریب سمتی هواپیما ($C_{n\beta}$) منفی که نشان‌دهنده ناپایداری ذاتی هواپیماست. شیم و پارک [14] نیز با آزمایش یک نمونه هواپیمای بال پرنده بدون دم $C_{n\beta}$ را منفی به‌دست آورده‌اند. در این حالت نیاز به سیستم‌های خودکار پایدارکننده هواپیماست. افزایش زاویه حمله منجربه کاهش اندکی در شیب ضریب $C_{n\beta}$ شده است.

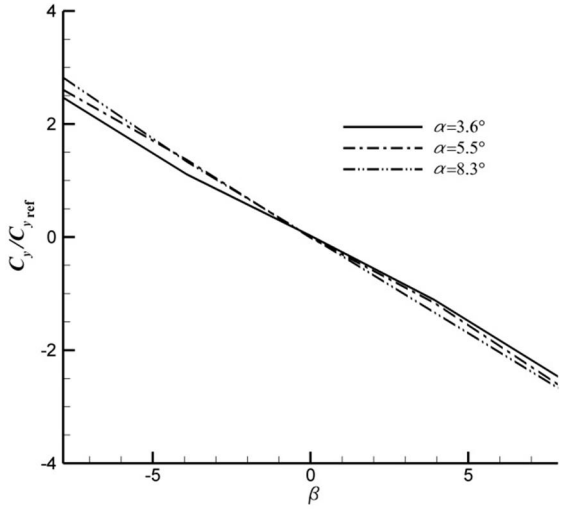

Fig. 17 Side slip effect on the side force coefficient

شکل 17 اثر زاویه حانبی بر ضریب نیروی جانبی

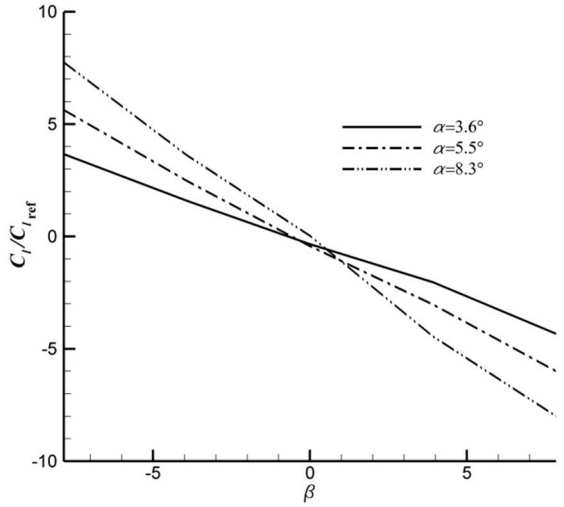

Fig. 18 Side slip effect on the rolling moment coefficient

شکل 18 اثر زاویه حانبی بر ضریب گشتاور غلتشی

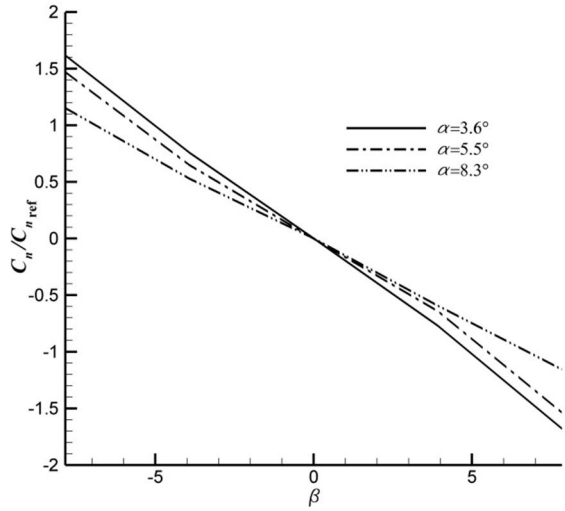

Fig. 19 Side slip effect on the yawing moment coefficient

شکل 19 اثر زاویه حانبی بر ضریب گشتاور گردشی

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

3-6- صحت‌سنجی و عدم قطعیت آزمایش

به منظور صحت‌سنجی نتایج نیرویی، ضریب پسای هواپیما با نتایج شیم و پارک [14] در شکل 20 مقایسه شده است. شیم و پارک نیز یک نمونه هواپیمای بال پرنده با بال لامبدا شکل را آزمایش کرده‌اند. آن‌گونه که در این شکل دیده می‌شود، ضریب پسای دو پرنده در ناحیه خطی نزدیک به یکدیگر است، ولی با افزایش زاویه حمله و ورود به ناحیه غیر خطی (شروع جدایش جریان روی بال) اختلاف بیشتر شده است.

برای اعتباربخشی آزمایش‌ها، چندین نوبت آزمایش در شرایط یکسان و در زمان‌های مختلف انجام شده است. نتایج تکرار آزمایش‌ها نشان‌دهنده دقت مناسب آزمایش‌ها بوده است. برای نمونه، ضریب پسای هواپیما در 3 آزمایش در زمان‌های متفاوت در شکل 21 نشان داده شده که بیان‌گر تکرارپذیری مطلوب آزمایش است. بیشتر اختلاف اندازه ضریب پسا حدود 3% حاصل شده است.

در انجام آزمایش‌ها تلاش بر آن بوده که میزان خطا در حد امکان کاهش یابد. برای انجام کالیبراسیون دستگاه بالانس، پایه مناسبی طراحی و ساخته شد به گونه‌ای که اعمال نیرو و گشتاور خالص با دقت مناسب صورت گیرد. اطمینان از شرایط کارکرد تونل و دستگاه‌های اندازه‌گیری پیش از انجام آزمایش‌ها یک مدل بال استاندارد آزمایش و با نتایج مراجع مقایسه و نتایج قابل قبولی حاصل شد. خطاهای آزمایش شامل خطای سیستماتیک و تصادفی است. خطای سیستماتیک همان خطای ذاتی دستگاه است که با مقایسه با مرجع مورد اطمینان و خطای تصادفی نیز از روی داده‌های زمانی حسگرها به‌دست می‌آید که تابعی از انحراف معیار داده‌ها پیش از متوسط‌گیری است. خطاهای آزمایش شامل موارد زیر بوده است.

- خطای ساخت مدل: قطعات مدل با استفاده از دستگاه‌های دقیق ساخته و پس از مونتاژ با مدل ریاضی مقایسه شده است. اختلاف کانتورهای مدل ساخته شده با مدل ریاضی بیشینه 0.1 میلی متر بوده است.
- خطای اندازه‌گیری سرعت تونل باد: سرعت مقطع کاری تونل باد به وسیله حسگر فشاری متصل به رایانه داده‌برداری پنل تونل باد اندازه‌گیری می‌شود. با استفاده از یک اوله پیتو کالیبراسیون مجدد سرعت تونل انجام گرفت. عدم قطعیت اندازه‌گیری سرعت جریان آزاد با 10 مرتبه تکرار 0.2% به‌دست آمد.
- خطای اندازه‌گیری زاویه حمله: زاویه حمله با استفاده از یک پتانسیومتر اندازه‌گیری شده است. خطای اندازه‌گیری حدود 0.1 درجه به‌دست آمده است.
- خطای دستگاه‌های اندازه‌گیری: عدم قطعیت 6 مؤلفه نیرو و گشتاور پس از فرایند کالیبراسیون با اعمال بار دقیق بر دستگاه طی 10 نوبت اندازه‌گیری، برابر 2.4% و برای ضرایب 3.2% به‌دست آمده است، همچنین عدم قطعیت اندازه‌گیری ضریب فشار بالای سطح نیز حدود 3% محاسبه شده است.

در جدول 2 عدم قطعیت پارامترهای اندازه‌گیری‌شده با اطمینان 95% نشان داده شده است.

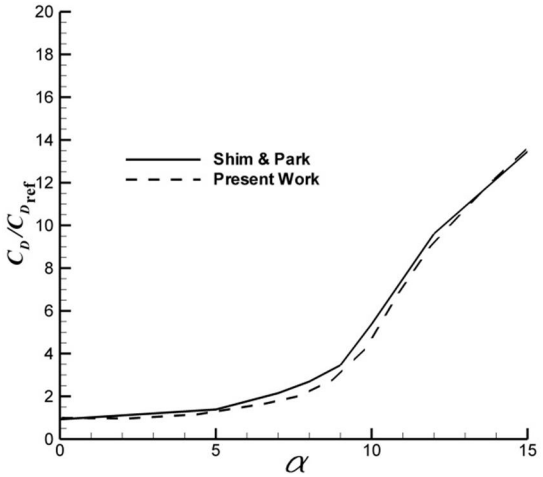

Fig. 20 A comparison of the drag coefficient with a similar aircraft

شکل 20 مقایسه ضریب پسای هواپیما با یک نمونه مشابه [14]

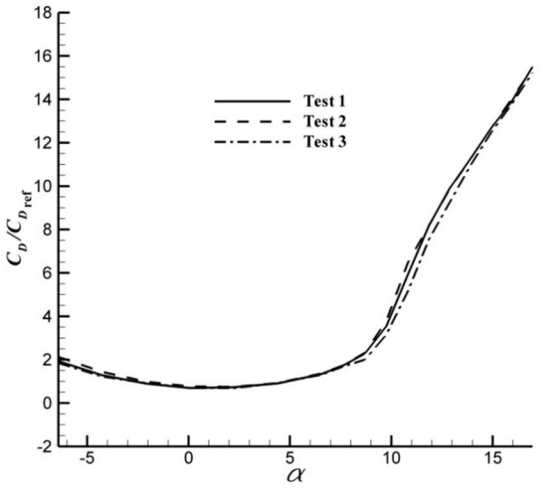

Fig. 21 Repeatability effect on the drag coefficient

شکل 21 اثر تکرارپذیری آزمایش بر ضریب پسا

جدول 2 عدم قطعیت پارامترهای اندازه‌گیری‌شده

Table 2 The uncertainty of the measured parameters

پارامتر	اندازه
نیروها و گشتاورها	2.4%
سرعت جریان	0.2%
ضرایب نیرو و گشتاور	3.2%
ضریب فشار بالای سطح	3%

4- جمع‌بندی

در این تحقیق ضرایب آیرودینامیکی یک نمونه هواپیمای بال پرنده بدون دم با بال لامبدا شکل با زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال درونی 55 و بال بیرونی30 درجه، در یک تونل باد مدار بسته زیر صوت بررسی شده است. ضرایب نیرو و گشتاور به وسیله دستگاه بالانس 6 مؤلفه بیرونی اندازه‌گیری شده و اثر افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی بال بر ضرایب بررسی شده است. به منظور بررسی شروع و گسترش جدایش جریان روی بال، میدان فشار بالای سطح بال به وسیله ریک لایه مرزی اندازه‌گیری شده است. نتایج زیر به‌دست‌آمده است.

- با اصلاح اثر دیواره تونل، ضریب پسا، شیب منحنی برآ، ضریب برآی بیشینه و شیب منحنی گشتاور پیچشی کاهش یافته است.
- ضریب پسا تا زاویه حمله حدود 9.8 درجه افزایش کمی یافته و پس از آن زاویه افزایش شدیدی یافته که نشان‌دهنده شروع واماندگی بال در این زاویه حمله است.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]

- وقوع پیچ‌آپ در زاویه حمله حدود 7.7 درجه در نمودار گشتاور پیچشی به درستی دیده می‌شود که به دلیل آغاز جدایش جریان روی بخشی از سطح بال در این زاویه حمله است.
- پس از زاویه حمله 9.8 درجه افزایش ناگهانی در نمودار ریشه میانگین مربعات نیروی پسا و برآ ایجاد شده است.
- آنالیز طیفی نیروهای خوانده شده از نیروسنج‌ها نشان‌دهنده وجود چند قله در محدوده فرکانس 14-28 هرتز بوده است.
- اندازه‌گیری میدان فشار بالای سطح بال نشان‌دهنده کاهش شدید فشار سکون در نزدیکی شکستگی لبه فرار بوده که بیان‌گر شروع جدایش جریان در این منطقه از بال بوده است.
- افزایش 2 درجه‌ای زاویه پس‌گرایی بال سبب افزایش 1 درجه‌ای زاویه حمله شروع پیچ‌آپ بوده است که به معنای افزایش 0.06 ضریب برای قابل بهره‌برداری است.
- ضریب $C_{n\beta}$ هواپیما منفی به‌دست آمده است که نشان‌دهنده ناپایداری سمتی ذاتی هواپیماست. در این حالت نیاز به سیستم‌های خودکار کنترل پایدارکننده هواپیماست.

5- فهرست علائم

C_D	ضریب نیروی پسای هواپیما
$C_{D\,\mathrm{ref}}$	ضریب نیروی پسای مرجع: زاویه حمله 0 درجه
C_l	ضریب گشتاور غلتشی هواپیما
$C_{l\,\mathrm{ref}}$	ضریب گشتاور غلتشی مرجع: زاویه جانبی 4 درجه
C_L	ضریب نیروی برای هواپیما
$C_{L\,\mathrm{ref}}$	ضریب نیروی برای مرجع: زاویه حمله 0 درجه
C_m	ضریب گشتاور پیچشی هواپیما
$C_{m\,\mathrm{ref}}$	ضریب گشتاور پیچشی مرجع: زاویه حمله 0 درجه
C_n	ضریب گشتاور گردشی هواپیما
$C_{n\,\mathrm{ref}}$	ضریب گشتاور گردشی مرجع: زاویه جانبی 4 درجه
C_p	ضریب فشار
C_y	ضریب نیروی جانبی هواپیما
$C_{y\,\mathrm{ref}}$	ضریب نیروی جانبی مرجع: زاویه جانبی 4 درجه
f	فرکانس (Hz)
p_∞	فشار جریان آزاد (Pa)
RMS	ریشه میانگین مربعات
s	نیمه دهانه بال (m)
V_∞	سرعت جریان آزاد (ms^{-1})

علائم یونانی

α	زاویه حمله
β	زاویه جانبی
ρ_∞	چگالی جریان آزاد (kgm^{-3})

6- مراجع

[1] R. K. Nangia, M. E. Palmer, A comparative study of two UCAV type wing planforms– performance and stability considerations, *The Aeronautical Journal*, Vol. 1, No. 4, pp. 641-658, 2006.

[2] R. Martinez-Val, Flying wings, A new paradigm for civil aviation, *Acta Polytechnica*, Vol. 47, No. 1, pp. 23-34, 2007.

[3] S. Lei, Y. Hua, Z. Yang, Z. Haoyu, H. Jun, Dihedral influence on lateral–directional dynamic stability on large aspect ratio tailless flying wing aircraft, *Aeronautics*, Vol. 27, No. 1, pp. 1149-1155, 2014.

[4] R. E. M. Nasir, W. Kuntjoro, W. Wisnoe, Aerodynamic, stability and flying quality evaluation on a small blended wing-body aircraft with canard foreplanes, *Proceeding of 2nd International Conference on System-Integrated Intelligence*, pp. 783-791, 2014.

[5] E. Ordoukhanian, A. M. Madani, Blended wing body architecting and design: current status and future prospects, *Conference on Systems Engineering Research*, Redondo Beach, CA, USA, 21-22 March 2014.

[6] L. Peifang, Z. Binqian, C. Yingchun, Aerodynamic design methodology for blended wing body transport, *of Aeronautics*, Vol. 25, No. 1, pp. 508-516, 2012.

[7] M. Navabi, E. Kakavand, Combined model-reference adaptive controller for coordinated turn of a tailless aircraft, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 1, pp. 117-127, 2015 (in Persian فارسی).

[8] K. C. Huber, A. Schütte, M. Rein, Numerical investigation of the aerodynamic properties of a flying wing configuration, *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, Louisiana, USA, 2012.

[9] N. Qin, A. Vavalle, A. L. Moigne, Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 40, No. 1, pp. 321–343, 2004.

[10] S. C. McParlin, R. Bruce, A. Hepworth, Low speed wind tunnel tests on the 1303 UCAV concept, *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, California, USA, 2006.

[11] K. Petterson, Low speed aerodynamic and Flowfield characteristics of a UCAV, *24th Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, USA, 2006.

[12] M. T. Arthur, K. Petterson, A computational study of the low speed flow over the 1303 UCAV, *25th Applied Aerodynamics Conference*, Miami, USA, 2007.

[13] J. J. Chung, T. Ghee, Numerical investigation of UCAV 1303 configuration with and without simple deployable vortex flap, *24th Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, USA, 2006.

[14] H. J. Shim, S. O. Park, Low-speed wind-tunnel test results of a BWB-UCAV model, *Proceeding of 7th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science*, pp. 50-58, 2013.

[15] M. Ol, Water tunnel velocimetry results for the 1303 UCAV configuration, *24th Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, California, USA, 2006.

[16] R. K. Nangia, O. J. Boelens, M. Tormalm, A Tale of Two UCAV Wing Designs, *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Chicago, Illinois, USA, 2010.

[17] W. In, M. E. Franke, E. J. Stephen, M. F. Reeder, Aerodynamic Ground Effects of Tailless Chevron and Lambda-Shaped UCAV Models, *Proceeding of 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pp. 1-11, 2007.

[18] K. Ghorbanian, M. R. Soltani, M. D. Manshadi, Experimental investigation on turbulence intensity reduction in subsonic wind tunnels, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 1, pp. 137–147, 2011.

[19] J. B. Barlow, W. H. Rae, A. Pope, *Low speed wind tunnel testing*: John Wiley & Sons, 1999.

[20] N. M. Nouri, M. Kamran, K. Mostafapur, R. Bahadori, Design and fabrication of a force-moment measurement system for testing of the models in a water tunnel, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 1, pp. 291-299, 2015 (in Persian فارسی).

[21] I. N. Panchenko, *Investigation and calibration of aerodynamic balances*: Books and technical publications, 1989.

[22] E. Jorgensen, *How to measure turbulence with hot wire anemometers*, Dantec Dynamics publication, 2002.

[23] R. C. Nelson, *Flight stability and automatic control*: McGraw-Hill Book Company, 1989.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-15]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.5.27.8]