مجله مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1396، دوره 17، شماره 9، ص‌ص 281-289

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

مطالعه تجربی اثرات زمین بر مشخصه‌های آیرودینامیکی مدل هواپیمای بال مثلثی

ارسلان قجر[1]، سید آرش سید شمس طالقانی[2*]، محمدرضا سلطانی[3]، مهران مصدری[4]

1- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران
2- استادیار، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران
3- استاد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
4- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران
* تهران، صندوق پستی 15875-3885، taleghani@ari.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 26 فروردین 1396
پذیرش: 21 مرداد 1396
ارائه در سایت: 17 شهریور 1396

کلید واژگان:
تونل باد
شبیه‌ساز زمین
بال مثلثی
مشخصه‌های آیرودینامیکی

چکیده

در این پژوهش نتایج آزمون استاتیکی یک مدل هواپیمای بال مثلثی 60 درجه تحت اثر زمین در تونل باد کم سرعت ملی ارائه می‌گردد. تونل باد یادشده از نوع مدار بسته و دارای مقطع آزمون باز به ابعاد 2.2 متر در 2.8 متر است. کیفیت جریان در فرآیند کالیبراسیون مورد ارزیابی قرار گرفت. مقدار شدت اغتشاشات جریان مقطع آزمون در مرکز مقطع حدود 0/13% است. عدد رینولدز آزمون‌ها فراتر از 1.5 میلیون است که دستیابی به این عدد رینولدز در سرعت‌های پایین در نوع خود در کشور منحصر به فرد است. اثرات زمین با استفاده از یک صفحه ثابت با ارتفاع قابل تغییر اندازه‌گیری شده است. آزمون‌ها در فواصل مختلف از زمین جهت اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی با استفاده از بالانس شش مؤلفه کرنش‌سنجی انجام گرفتند. نتایج به‌دست‌آمده نشان دادند که ضریب برای حداکثر به دلیل حضور زمین از مقدار 1.29 به مقدار 1.38 افزایش یافته است. ضریب برآ در کلیه زوایای حمله با حضور زمین افزایش یافته و ضریب پسای القایی کاهش یافته است و در نتیجه ضریب کیفیت آیرودینامیکی کل (نسبت برآ به پسا) از مقدار 8 تا مقدار 14.5 افزایش یافته است. زمانی که فاصله مدل تا صفحه زمین کمتر از نصف طول بال باشد، شیب منحنی برآ با نرخ بالایی از مقدار 2.66 بر رادیان تا مقدار 3.11 بر رادیان افزایش می‌یابد. با کاهش این فاصله مرکز آیرودینامیکی کل به سمت عقب منتقل می‌گردد. در نتیجه حضور زمین باعث افزایش پایداری استاتیکی طولی شده است.

Experimental investigation of ground effects on aerodynamics characteristics of a delta wing airplane model

Arsalan Ghajar[1], Seyed Arash Seyed Shams Taleghani[1*], Mohammad Reza Soltani[2], Mehran Masdari[3]

1- Aerospace Research Institute, Tehran, Iran.
2- Department of Aerospace, Sharif University, Tehran, Iran.
3- Department of Aerospace Tehran University, Tehran, Iran.
* P.O.B. 15875-3885 Tehran, Iran, taleghani@ari.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 15 April 2017
Accepted 12 August 2017
Available Online 08 September 2017

Keywords:
Wind tunnel
Ground Simulator
Delta Wing
Aerodynamics Coefficients

ABSTRACT

In this research experimental results of 60 degree delta wing airplane that was conducted in National Low Speed Wind Tunnel are presented. The wind tunnel is closed type and has an opened test section with dimensions 2.8 m□2.2 m. Tests Reynolds number is beyond 1.5 million, the achievement of which at low speed is unique in the country. Ground effect is measured using a fixed plane having variable height. Tests are conducted at different height and aerodynamics forces and moments are measured using a sting type six component strain gaged balance. The tests results showed that the maximum lift coefficients increased from 1.29 to 1.38 due to presence of the ground plane. The lift coefficient due to ground plane in all range of angle of attack is increased and induced drag coefficient is decreased and consequently, the overall aerodynamics efficiency (lift to drag ratio) is increased from 8 to 14.5. When the distance between model and ground plane is less than half of the wing span, lift curve slope is increased at a high rate from 2.66 per radian to 3.11 per radian. Decrease in this distance caused the aerodynamic center toshift backward and longitudinal static stability is increased as a result. Thus presence of ground plane is causes increase in airplane static stability.

1- مقدمه

مشخصه‌های آیرودینامیکی هواپیما وقتی که در نزدیکی زمین پرواز می‌کند به میزان قابل توجه‌ای در مقایسه با زمانی که هواپیما در فاصله دور از زمین پرواز می‌کند، متفاوت است. اثر زمین پدیده‌ای است که وقتی هواپیما در نزدیکی زمین در خلال نشست یا برخاست پرواز می‌کند اتفاق می‌افتد. اثرات زمین در فازهای برخاست و نشست هواپیماهای متداول و فاز پرواز افقی برای هواپیماهای اثر سطحی حائز اهمیت است. اثرات زمین، طراحی ارابه فرود، ابزارهای برآ افزا، سیستم کنترل و پایداری و همچنین سیستم رانش برداری را تحت تأثیر قرار می‌دهد. اهمیت و ضرورت انجام پژوهش در این حوزه شامل مواردی از قبیل درک اثرات زمین برای سامانه‌های هواپیماهای متداول مدرن در فازهای نشست و برخاست، درک اثرات زمین برای سامانه‌های هواپیماهای اثر سطحی در فاز پرواز کروز، تفسیر دقیق کیفیت پرواز و

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

A. Ghajar, S. A. Seyed Shams Taleghani, M. R. Soltani, M. Masdari, Experimental investigation of ground effects on aerodynamics characteristics of a delta wing airplane model, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 9, pp. 281-289, 2017 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

پایداری وسیله پرنده در حضور زمین، بازخورد سیستم کنترل هواپیما برای فازهای برخاست و نشست، مدل‌های تحلیلی مناسب برای پشتیبانی شبیه‌سازهای پرواز برای آموزش خلبان، ایجاد اطلاعات مورد نیاز برای سامانه‌های پیشرفته کنترل پرواز اتوماتیک و طراحی سامانه کنترل اتوماتیک فاز نشست است؛ بنابراین لازم است که این اثرات به طور کامل درک شود. درک اثرات زمین برای توسعه سیستم‌های هواپیماهای متداول مدرن، هواپیماهای اثر سطحی و تفسیر دقیق کیفیت پروازی آن حایز اهمیت است. این داده‌ها باید شامل اثرات زمین بر نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی و همچنین اختلالات ایجاد شده در پارامترهای مورد استفاده در سیستم بازخورد کنترل مانند زاویه حمله و سرعت باشد. برای پشتیبانی شبیه‌سازهای دقت بالا که برای آموزش خلبان به کار می‌رود، مدل‌های تحلیلی صحیح از این اثرات مورد نیاز است. الزامات کنترل پرواز در طراحی هواپیماهای مدرن برای بهبود عملکرد نشست و برخاست افزایش یافته است. صنایع هوایی در تلاش است که عملکرد و قابلیت اطمینان هواپیما را در فازهای مختلف بدون افزایش زمان و هزینه افزایش دهند. فازهای طراحی مفهومی و مقدماتی نقش مهمی را در تعیین هزینه برنامه‌ای هواپیما ایفا می‌کند. تعیین صحیح پیکربندی هواپیما یکی ازفعالیت‌های مهم در فاز طراحی مقدماتی است.

اثرات زمین می‌تواند از طریق تونل باد یا در تست پروازی مورد مطالعه قرار گیرد. درگذشته اثر زمین در شرایط پایدار مورد مطالعه قرار می‌گرفت. در روش‌های متداول تست تونل باد بررسی اثرات زمین از یک مدل ثابت در ارتفاع‌های مختلف زمین (که به صورت ثابت است) استفاده می‌گردد. نتایج به دست آمده از این روش داده‌های اثرات استاتیکی زمین نامیده می‌شود. این داده‌های استاتیکی پرواز هواپیما در نزدیکی زمین را در یک ارتفاع ثابت شبیه‌سازی می‌کنند. درحالتی که شبیه‌سازی اثرات گذرا یا دینامیکی هواپیمای در حال نزول در یک ارتفاع مشخص مورد نظر باشد، این اثرات را می‌توان با استفاده از روش‌های تست دینامیکی با استفاده از مدلی که به صفحه زمین دور یا نزدیک می‌شود در تونل باد شبیه‌سازی کرد. در واقع در این روش نرخ نزول شبیه‌سازی می‌گردد [1]. در مراجع [2-5] اثرات زمین بر بال مثلثی 60 درجه با لبه حمله تیز (با زاویه برش اریب 7.5 درجه متقارن نسبت به سطح فوقانی و سطح زیرین) بدون حضور بدنه و در عدد رینولدز 460,000 به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت.

قابل توجه است که شرایط استاتیکی که در تونل باد یا پرواز حاکم است به میزان قابل توجهی با اثرات زمین بر هواپیمای در شرایطی دینامیکی متفاوت است. اختلاف محسوسی بین اثرات زمین اندازه‌گیری شده برای هواپیماهای متعدد وجود دارد و روش‌های تست تونل باد و تست‌های پروازی برای تخمین دقیق این اثرات برای طراحی هواپیماهای جدید درحال توسعه است.

اثرات زمین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی استاتیکی برای پیکربندی‌های مختلف مورد مطالعه قرار گرفته است. نتایج تست‌های پروازی هواپیمای F-15 نشان داد که با کاهش نرخ نزول اثرات زمین به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌یابد [6]، همچنین نتایج تست تونل باد بال با زاویه پسگرایی 42 درجه نشان داد که حضور زمین سبب افزایش شیب منحنی برآ، کاهش پسای القایی گردید [7]. اثرات زمین روی چندین هواپیما با نسبت منظری پایین [8] و هواپیما با بال با زاویه لبه حمله رو به جلو [9] در تست‌های پروازی مورد ارزیابی قرار گرفت. روش به‌کار رفته در این تست‌های پروازی مشابه روش ارائه شده در مراجع [7-10] است. در مرجع [11] نتایج تست‌های استاتیکی و دینامیکی بال‌های مثلثی 70 درجه و 65 درجه بدون حضور زمین ارائه گردید. نتایج بررسی عددی اثرات زمین بر عملکرد و پایداری یک پرنده بدون سرنشین در مرجع [12] آورده شده است. مشخصه‌های آیرودینامیکی یک بال مرکب در حضور زمین مورد بررسی قرار گرفت [13]. اثرات دینامیکی زمین بر طراحی سامانه ارابه فرود و همچنین پایداری و کنترل یک پرنده سرنشین در مراجع [14-15] به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفت.

تحقیقات نشان داده است که برای هواپیماهای با نسبت منظری پایین و زاویه عقبگرد بالا تخمین‌های تئوری، داده‌های استاتیکی تونل باد و تست‌های پروازی ارتفاع ثابت به میزان قابل قبولی همخوان هستند، اما این داده‌ها با داده‌های پروازی هنگام فرود منطبق نیست و بین اثرات زمین درحالت پایدار (ارتفاع ثابت) و شرایط دینامیکی (مانند حالت فرود) تفاوت محسوسی وجود دارد. مقایسه اثرات زمین به صورت استاتیکی و دینامیکی برای هواپیماهای با نسبت منظری پایین و زاویه عقبگرد بالا سبب بیش تخمینی برآ در حضور زمین می‌گردد. این موضوع در نیروی پسا و گشتاور پیچشی نیز دیده می‌شود. از آن‌جایی که هواپیما در فاز پروازی نشست به صورت دینامیکی به زمین نزدیک می‌گردد، بیش تخمینی این اثرات براساس داده‌های استاتیکی ممکن است منتج به طراحی سطوح کنترل پروازی کوچک‌تر شود.

در روش‌های تجربی اثرات زمین به چهار طریق مورد بررسی قرار می‌گیرد. در روش اول در تست‌های پروازی و تونل باد برای هواپیماهای متداول با مرجع قرار دادن ارتفاع از زمین نسبت به طول بال اثرات زمین مورد مطالعه قرار می‌گیرد. در روش دوم برای هواپیماهای اثر سطحی با مرجع قرار دادن ارتفاع زمین نسبت به وتر بال اثرات زمین ارزیابی می‌شود. در روش سوم برای توضیح پرواز با نرخ صعود و نزول هنگام نشست و برخاست اثر دینامیکی زمین مورد بررسی قرار می‌گیرد. در روش چهارم با پرواز در ارتفاع ثابت اثر استاتیکی زمین مورد تحقیق قرار می‌گیرد. فاکتورهایی از قبیل نسبت منظری، زاویه عقبگرد بال، طراحی بال، طراحی و محل سطوح کنترل طولی، نوع اثر زمین (استاتیکی یا دینامیکی) اثرات زمین را تحت تأثیر قرار می‌دهند.

در شکل‌های 1-6 شماتیک هواپیماهای استفاده شده در تست‌های اثر زمین آورده شده است. نتایج حاصله از مطالعات تجربی نشان می‌دهد که اثر زمین در نسبت ارتفاع از زمین به طول بال معادل 2/0 تقریباً حداکثر است. نیروی برآ و پایداری استاتیکی طولی تحت اثر زمین افزایش می‌یابد. قابل توجه است که نتایج تست‌های پروازی با نتایج تست‌های تونل باد هم‌خوانی خوبی دارد. مقدار تغییرات ضریب کیفیت آیرودینامیکی (نسبت نیروی برآ به نیروی پسا) بزرگ‌تر از نتایج تئوری و مقدار تغییرات گشتاور پیچشی کمتر از نتایج تئوری است. نرخ نزول بالا سبب کاهش تغییرات مربوط به اثرات زمین می‌گردد، همچنین اثرات برآ و پسا درحالت دینامیکی کمتر از اثرات مربوط حالت استاتیکی است.

این نتایج نشان می‌دهد که تعریف عددی اثرات زمین بسیار پیچیده است. با این واقعیت که اثر زمین در کمتر از یک ارتفاع مشخص به طور قابل ملاحظه‌ای اثرگذار و مقدار این تأثیر متغیر و این اثرات غیرخطی است. برای نمونه وقتی که ارتفاع از نصف طول بال کمتر است، افزایش نیروی برآ غیرخطی خواهد بود و این تغییر برای هواپیماهای مختلف متفاوت است. شکل هواپیما و طراحی منجر به نتایج متفاوت می‌شود. معمولاً از یک برنامه تحلیلی برای پیش‌بینی و بررسی اثر زمین استفاده می‌شود [16]. این برنامه

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

تحلیلی از معادلات، جدول‌ها و داده‌های پروازی بهره می‌گیرد تا مشخصه‌های کنترلی و پایداری هواپیما را پیش‌بینی کند.

در مرجع [17] اثرات زمین بر بال مثلثی 80 درجه با لبه حمله تیز (با زاویه برش اریب 30 درجه از سطح فوقانی به سطح زیرین) به همراه بدنه مرکزی کوچک استوانه‌ای در عدد رینولدز $2\square10^5$ (نسبت به وتر متوسط آیرودینامیکی) در تونل باد سرعت پایین مورد تحقیق قرار گرفته است. در داخل کشور اثرات زمین بر ایرفویل‌ها [18]، فلپ‌ها [19]، بال شناور [20] و بال کرنت کایت [21] به صورت حل عددی مورد مطالعه گرفته است. در این پژوهش اثرات زمین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی استاتیکی مدل بال مثلثی 60 درجه با لبه حمله تیز (با زاویه برش اریب 10 درجه متقارن نسبت به سطح فوقانی و سطح زیرین) و با حضور بدنه و دم عمودی به صورت تجربی مورد ارزیابی قرار گرفته است. اثرات زمین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی استاتیکی مدل بال مثلثی 60 درجه در شرایط عدد رینولدز بالا (فراتر از یک و نیم میلیون) و همچنین با حضور هم‌زمان بدنه و دم عمودی، در کشور برای نخستین بار در این پژوهش به صورت تجربی مورد تحقیق قرار گرفته است.

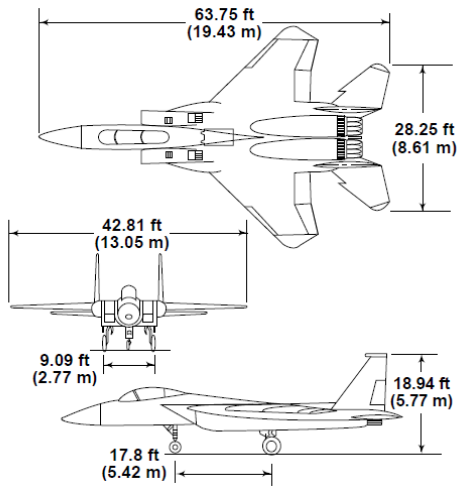

Fig. 1 Schematic of F-15A airplane

شکل 1 شماتیک هواپیمای F-15A [6]

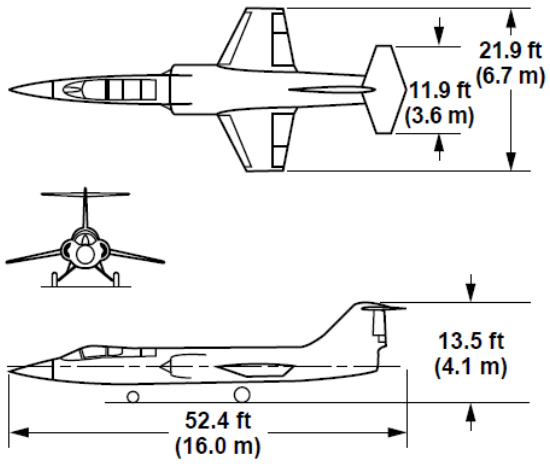

Fig. 2 Schematic of F-104A airplane

شکل 2 شماتیک هواپیمای F-104A [8]

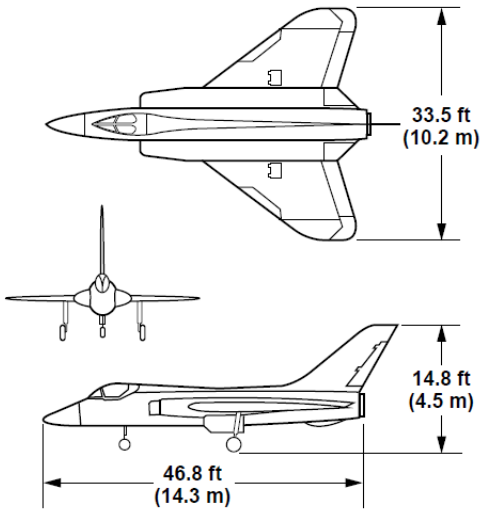

Fig. 3 Schematic of F-5D-1 airplane

شکل 3 شماتیک هواپیمای F-5D-1 [8]

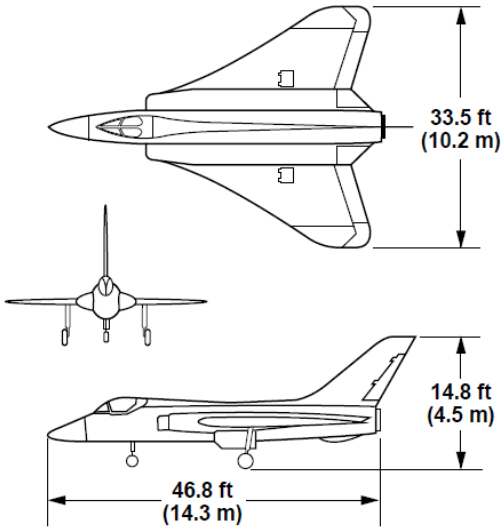

Fig. 4 Schematic of F-5D-1 airplane with modified ogee wing

شکل 4 شماتیک هواپیمای F-5D-1 با بال اصلاح شده نوک تیز [8]

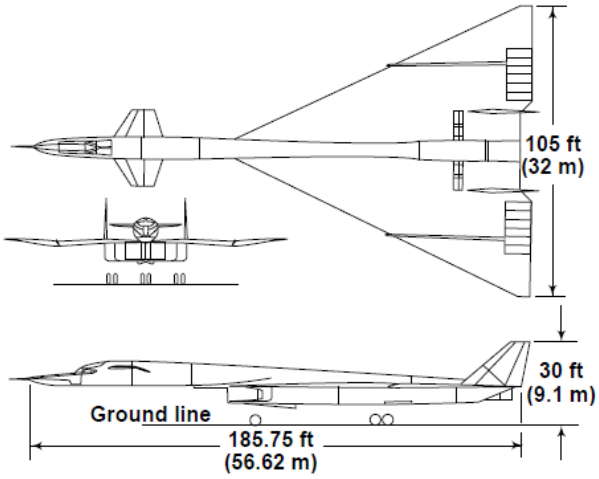

Fig. 5 Schematic of XB-70 airplane

شکل 5 شماتیک هواپیمای XB-70 [8]

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

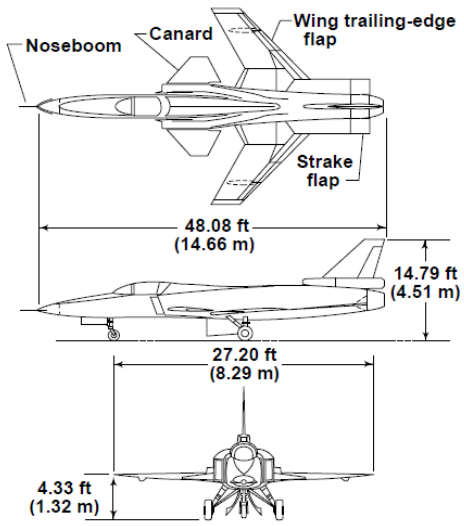

Fig. 6 Schematic of X-29A airplane

شکل 6 شماتیک هواپیمای X-29A [9]

2- تئوری اثر زمین

معمولاً در تونل باد برای شبیه‌سازی اثرات زمین از صفحه تخت ثابت استفاده می‌شود. براساس تئوری صفحه زمین باعث ایجاد زاویه حمله اضافی می‌گردد. این زاویه حمله برابر با رابطه (1) است.

$$\alpha_i = \frac{C_L}{\pi\, AR}\sigma \tag{1}$$

که در آن روابطه (2-4) به صورت زیر است.

$$\sigma = \frac{1}{4\,X^2}\ln\sqrt{1+X^2\left(\frac{\bar{C}}{h}\right)^2} \tag{2}$$

$$X = \frac{1+X_0}{2} \tag{3}$$

$$X_0 = \frac{\pi}{4}\frac{A_1}{A_1 - A_3 + A_4 - A_7 + \cdots} \tag{4}$$

در آن C_L ضریب برآ، AR نسبت منظری بال، $\bar{C}$ وتر متوسط آیرودینامیکی، h دو برابر فاصله صفحه تا بخش فوقانی لبه حمله بال ($h = 2H$) و $A_1 \ldots A_2$ ضرایب ثابت مربوط به سری فوریه مشخصه‌های آیرودینامیکی مقطع بال است. مقدار X_0 و X تقریباً برابر یک و به صورت رابطه (5) است.

$$\sigma = \frac{1}{4}\ln\sqrt{1+\left(\frac{\bar{C}}{h}\right)^2} \tag{5}$$

زاویه حمله مؤثر بال برابر با رابطه (6) خواهد بود.

$$\alpha_e = \alpha - \frac{1}{4}\frac{C_L}{\pi\, AR}\,(1+\tau-\sigma) \tag{6}$$

ضریب پسای القایی نیز برابر با رابطه (7) است.

$$CD_i = \frac{{C_L}^2}{\pi\, e\, AR} \tag{7}$$

از طرفی به دلیل وجود لایه مرزی روی صفحه ثابت زاویه حمله مؤثر به اندازه $\Delta\alpha_{SC}$ تغییر خواهد کرد. مقدار $\Delta\alpha_{SC}$ با استفاده از رابطه تقریبی (8) تعیین می‌شود.

$$\Delta\alpha_{SC} = \frac{1}{\bar{C}}\,(\delta^*_{\text{tail}} - \delta^*_{\text{nose}}) \tag{8}$$

در آن $\bar{C}$ وتر متوسط آیرودینامیکی بال، δ^*_{tail} ضخامت ممنتوم لایه مرزی روی صفحه ثابت در موقعیت انتهایی مدل و δ^*_{nose} ضخامت ممنتوم لایه مرزی روی صفحه ثابت در موقعیت ابتدایی مدل است.

3- تجهیزات آزمایش

تونل باد کم سرعت ملی یک تونل باد مدار بسته جریان پیوسته با سرعت حداکثر 90 متر بر ثانیه با مقطع آزمون باز به ابعاد 2.2 متر در 2.8 متر با طول 4 متر است. قدرت جت تونل باد توسط یک فن جریان محوری به قطر 4.5 متر و توان حداکثر 1.2 مگاوات تأمین می‌گردد. سرعت دورانی فن از 60 تا 560 دور در دقیقه قابل تغییر است. نسبت انقباض نازل 1 به 9 بوده و برای بهبود کیفیت جریان مقطع آزمون از یک عدد لانه زنبوری با طول سلول 16 سانتی‌متر و 2 عدد توری استفاده شده است. شدت اغتشاشات در قسمت مرکزی مقطع آزمون حدود 0.2% است.

برای اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای وارد بر مدل از یک بالانس شش مؤلفه کرنش‌سنجی داخلی استفاده می‌شود. برای تست‌های استاتیکی مدل به همراه دستگاه بالانس بر یک استند نصب می‌گردد. زوایای حمله و سرش جانبی به صورت دستی و هم از پیش برنامه‌ریزی شده قابل تغییر است. این زوایا توسط پتانسیومتر اندازه‌گیری می‌شود. فشار دینامیکی در مقطع آزمون توسط لوله پیتوت و با استفاده از ترانسدیوسر فشار اندازه‌گیری می‌شود. کلیه نیروها و گشتاورها، زوایا و فشار دینامیکی که به صورت ولتاژ است توسط سیستم اخذ اطلاعات 16 کاناله با فرکانس 30 کیلوهرتز پردازش و با استفاده از ضرایب کالیبراسیون به کمیت‌های فیزیکی متناظر تبدیل می‌شود. در شکل 7 نمای ایزومتریک تونل باد کم سرعت ملی نشان داده شده است.

4- نتایج کالیبراسیون تونل باد

نمودار سرعت جریان در مقطع آزمون Uo در مقابل دور فن (N) در شکل 8 آورده شده است. مقدار سرعت به صورت خطی با افزایش دور فن افزایش می‌یابد. بر طبق این نمودار حداقل سرعت در مقطع آزمون 10m/s در دور فن 60 دور در دقیقه و حداکثر سرعت 70m/s در دور فن 450 دور در دقیقه است.

اغتشاشات جریان هوا در مقطع آزمون به وسیله دستگاه سرعت‌سنج حرارتی (سیم داغ) اندازه‌گیری می‌شود. تعریف کمی شدت اغتشاشات جریان،

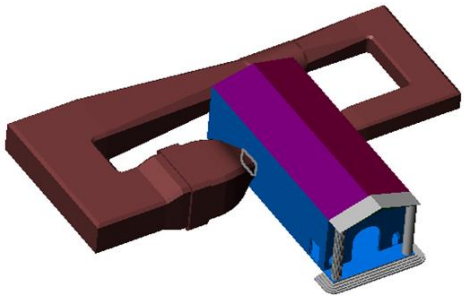

Fig. 7 Isometric view of National Low Speed Wind Tunnel

شکل 7 نمای ایزومتریک مدل‌سازی شده تونل باد کم سرعت ملی

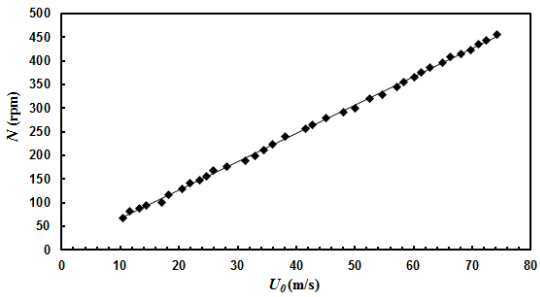

Fig. 8 Test section flow velocity variations with fan revolution

شکل 8 منحنی تغییرات سرعت مقطع آزمون تونل‌باد با دور فن

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

جذر متوسط مربعات سرعت اغتشاش است (*r.m.s*). در شکل 9 شدت اغتشاش جریان برحسب سرعت جریان تونل باد در مرکز مقطع آزمون (Y=120 cm, Z=140 cm, X=200 cm) رسم شده است. این منحنی نشان می‌دهد که شدت اغتشاش کمتر از 0.13% است. البته به استثنای سرعت‌های حوالی 16m/s و 32m/s که در این دو ناحیه شدت اغتشاش به بیش از 1% می‌رسد. بررسی منحنی اغتشاشات برحسب زمان و طیف اغتشاشات نشان می‌دهد که این دو ناحیه احتمالاً ناشی از پدیده اکوستیک و یا فرکانس فن تونل باد می‌باشد. در تست‌های آیرودینامیکی باید از تست در این دو سرعت اجتناب نمود.

در شکل 10 تغییرات شدت اغتشاش در طول مقطع آزمون در خط مرکزی تونل رسم شده است. شدت اغتشاش در ابتدای مقطع آزمون کمتر از 0.1% است که شدت اغتشاش با حرکت به سمت انتهای مقطع آزمون به حدود 0.3% می‌رسد. طبق این منحنی نیمه اول مقطع آزمون بهترین مکان برای قرارگیری مدل آیرودینامیکی است؛ بنابراین مقیاس مدل باید به گونه‌ای انتخاب گردد که در تمامی زوایای حمله و زوایای سرش جانبی، مدل در این ناحیه قرار گیرد. همچنین تغییرات *r.m.s* اغتشاش جریان در جهت عرضی تونل باد در مقطع ورودی، وسط و انتهای مقطع آزمون و در دو موقعیت عمودی پایین و مرکز مقطع آزمون تونل باد در شکل‌های 11-13 رسم شده است. نتایج کالیبراسیون تونل باد نشان می‌دهد که کیفیت جریان در مقطع آزمون باز در نیمه اول مقطع آزمون تونل و در داخل جت جریان مناسب است و این تونل در رده تونل‌های تحقیقاتی و صنعتی با اغتشاش کم قرار دارد.

4- مدل مورد آزمایش

مدل مورد آزمایش مدل بال مثلثی 60 درجه دارای طول کلی 1.092 متر، قطر بدنه 0.1 متر، مساحت مرجع بال 0.433 متر مربع، طول وتر متوسط

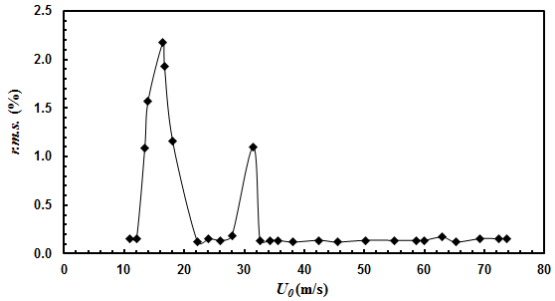

Fig. 9 Flow turbulence intensity percentage at center of test section

شکل 9 درصد شدت اغتشاش جریان برحسب سرعت جریان در مرکز مقطع آزمون

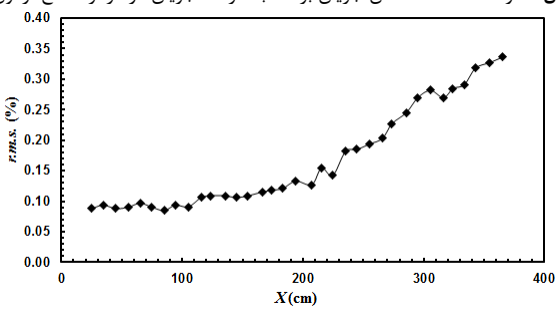

Fig. 10 Flow turbulence intensity percentage at center line of test section

شکل 10 درصد شدت اغتشاش جریان در طول خط مرکزی مقطع آزمون

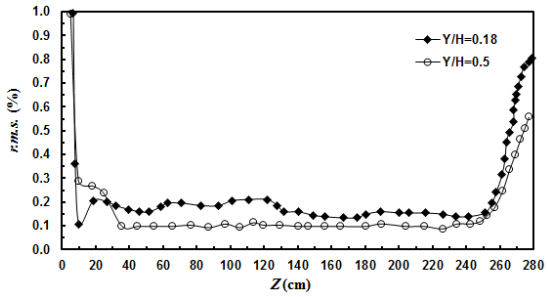

Fig. 11 Flow turbulence intensity percentage at entrance of test section in lateral direction

شکل 11 درصد شدت اغتشاش جریان در ورودی مقطع آزمون در جهت عرضی

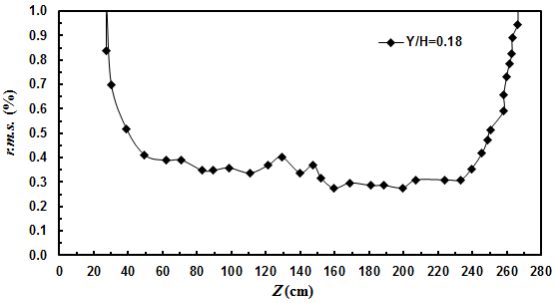

Fig. 12 Flow turbulence intensity percentage at middle of test section in lateral direction

شکل 12 درصد شدت اغتشاش جریان در وسط مقطع آزمون در جهت عرضی

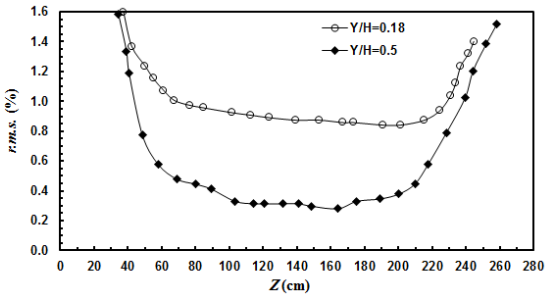

Fig. 13 Flow turbulence intensity percentage at end of test section in lateral direction

شکل 13 درصد شدت اغتشاش جریان در انتهای مقطع آزمون در جهت عرضی

آیرودینامیکی 0.577 متر، طول بال در لبه فرار 1 متر و زاویه پس‌گرایی لبه حمله بال 60 درجه است. لبه حمله و لبه فرار بال تیز می‌باشد. گشتاور پیچشی مدل بال مثلثی نسبت به موقعیت 25% از وتر متوسط آیرودینامیکی اندازه‌گیری شده است. در شکل 14 شماتیک مدل هواپیمای بال مثلثی 60 درجه نشان داده شده است.

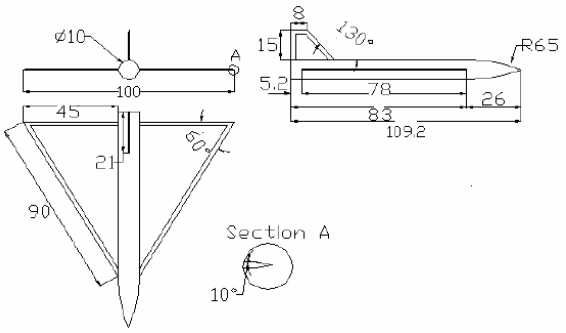

Fig. 14 Schematic of 60 degrees delta wing airplane model

شکل 14 شماتیک مدل هواپیمای بال مثلثی 60 درجه (ابعاد طولی به سانتی متر)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

برای بررسی اثرات زمین بر مشخصه‌های طولی مدل بال مثلثی، مدل در فواصل مختلف از صفحه شبیه‌ساز زمین قرار گرفت. مدل به صورت معمولی بر یک استند نگهدارنده از نوع استینگ در مرکز مقطع آزمون تونل باد نصب می‌گردد. این استند که در شکل 15 نشان داده شده است، قادر است مدل‌های آیرودینامیکی را در زوایای مختلف حمله از 10- درجه تا 40+ درجه قرار دهد، همچنین زاویه سرش جانبی را از 90- درجه تا 90+ درجه تغییر دهد. دستگاه بالانس شش مؤلفه کرنش‌سنجی که بر استند نصب می‌گردد قادر است کلیه نیروهای آیرودینامیکی 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. سرعت جریان با استفاده از یک لوله پیتوت- استاتیک که در ورودی مقطع آزمون نصب شده است، اندازه‌گیری می‌گردد. یک صفحه ثابت زمین در موقعیت 1.1 متری در زیر سطح مرکزی مقطع آزمون بر استند نصب شده است. با بالا آمدن صفحه ثابت، صفحه زمین به مدل نزدیک می‌شود. در این پژوهش مدل هواپیمای بال مثلثی بر استند نصب شد و در فواصل مختلف از صفحه شبیه‌ساز مورد آزمایش قرار گرفت. پس از نصب مدل بر بالانس شش مؤلفه و تراز کردن آن، صفحه شبیه‌ساز در فواصل 20، 30، 40 و 50 سانتی‌متر تا بخش فوقانی لبه حمله بال مدل مورد آزمایش قرار گرفت و نتایج آن ثبت و گراف‌ها و نمودارهای ضرایب آیرودینامیکی رسم گردید. در شکل‌های 16 و 17 فاصله قرارگیری شبیه‌ساز تا مدل نشان داده شده است.

5- نتایج تست‌ها و بحث

در شکل‌های 18-27 نتایج تست مدل بال مثلثی در حضور صفحه زمین نشان داده شده است. در شکل 18 منحنی ضریب برآ برحسب زاویه حمله در فواصل مختلف از صفحه زمین ترسیم شده است. همان طور که از شکل پیدا است مقدار ضریب برآ با کاهش فاصله از زمین در هر زاویه حمله افزایش یافته و در مجموع شیب منحنی برآ افزایش می‌یابد. ضریب برای حداکثر به دلیل حضور

Fig. 15 Delta wing airplane model installation on ground simulation stand

شکل 15 نصب مدل هواپیمای بال مثلثی بر استند شبیه‌ساز زمین

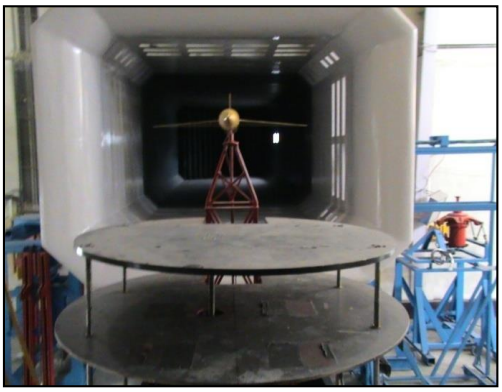

Fig. 16 Delta wing airplane model installation on ground simulation stand (H/b=0.5)

شکل 16 نصب مدل بر استند شبیه‌ساز زمین (H/b=0.5)

Fig. 17 Delta wing airplane model installation on ground simulation stand (H/b=0.2)

شکل 17 نصب مدل بر استند شبیه‌ساز زمین (H/b=0.2)

زمین از مقدار 1.29 به مقدار 1.38 افزایش یافته است. با افزایش زاویه حمله مقدار افزایش در ضریب برآ افزایش می‌یابد.

در شکل 19 منحنی ضریب گشتاورپیچشی برحسب زاویه حمله در فواصل مختلف از صفحه زمین نشان داده شده است. با کاهش فاصله از صفحه زمین شیب منحنی گشتاور پیچشی افزایش یافته و این به معنی افزایش پایداری استاتیکی طولی مدل است. با افزایش زاویه حمله در جریان آزاد، گردابه‌های لبه حمله تمایل دارند که به بخش داخلی بال حرکت کنند؛ بنابراین بارگذاری نزدیک نوک بال‌ها کاهش پیدا می‌کند و این امر سبب تولید گشتاور منفی کوچک‌تری می‌شود. حضور زمین سبب افزایش قدرت گردابه‌های لبه حمله و همچنین حرکت آن‌ها به سمت بیرونی بال می‌شود. در نتیجه گشتاور پیچشی منفی‌تر می‌شود. در زاویه حمله حدود 6 درجه، تغییر فاصله از صفحه زمین تغییری بر مقدار ضریب گشتاورپیچشی ندارد. در شکل 20 منحنی گشتاور پیچشی برحسب ضریب برآ ارائه شده است.

در شکل 21 ضریب پسا برحسب زاویه حمله در فواصل مختلف از صفحه زمین آورده شده است. در تمامی زوایای حمله کاهش فاصله سبب کاهش ضریب پسای کل می‌شود که این خود ناشی از کاهش ضریب پسای القایی است. در شکل 22 منحنی ضریب پسا بر حسب ضریب برآ ارائه شده است.

منحنی ضریب کیفیت آیرودینامیکی (L/D) برحسب زاویه حمله و در فواصل مختلف از صفحه زمین درشکل 23 نشان داده شده است. کاهش فاصله ازصفحه زمین سبب افزایش ضریب کیفیت آیرودینامیکی از مقدار 8 به مقدار 14/5 می‌گردد. این منحنی به وضوح مزیت پرواز اثرسطحی را نشان

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

می‌دهد. در شکل 24 منحنی ضریب کیفیت آیرودینامیکی برحسب ضریب برآ ترسیم شده است. حداکثر کیفیت آیرودینامیکی در حضور صفحه زمین حدود 14/5 و در زاویه حمله حدود 4 درجه اتفاق می‌افتد.

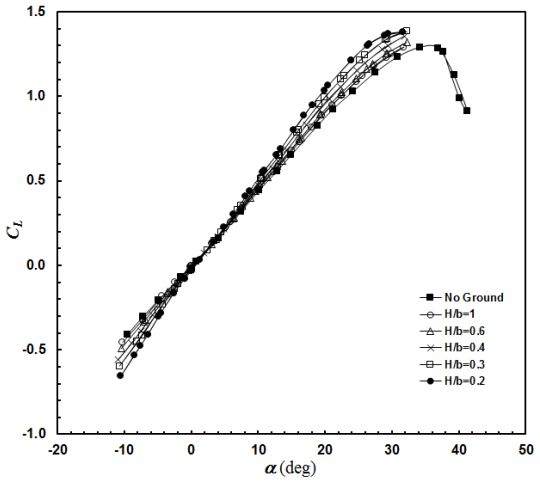

Fig. 18 Variations of lift coefficient with angle of attack

شکل 18 تغییرات ضریب برآ با زاویه حمله

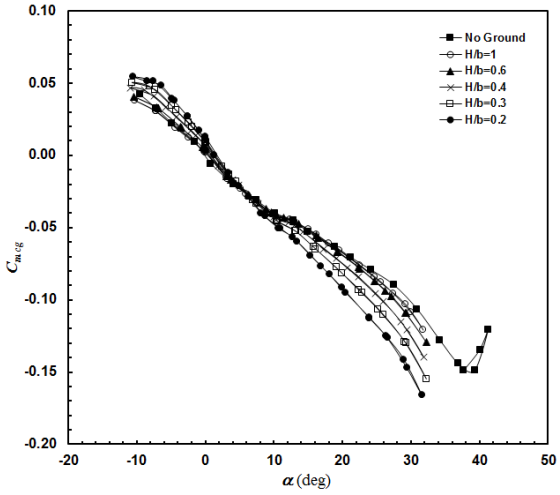

Fig. 19 Variations of pitching moment coefficient with angle of attack

شکل 19 تغییرات ضریب گشتاور پیچشی با زاویه حمله

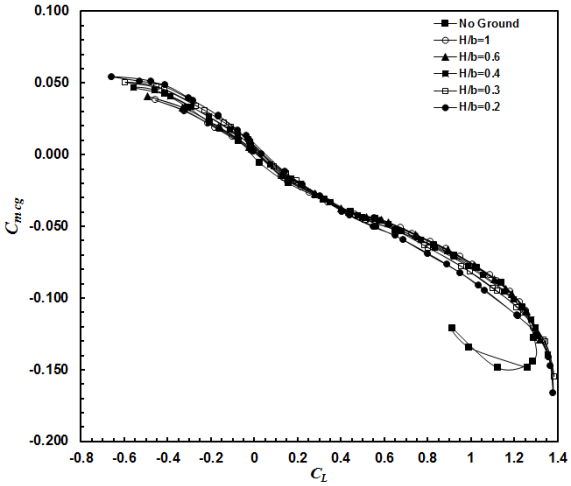

Fig. 20 Variations of pitching moment coefficient with Lift coefficient

شکل 20 تغییرات ضریب گشتاور پیچشی با ضریب برآ

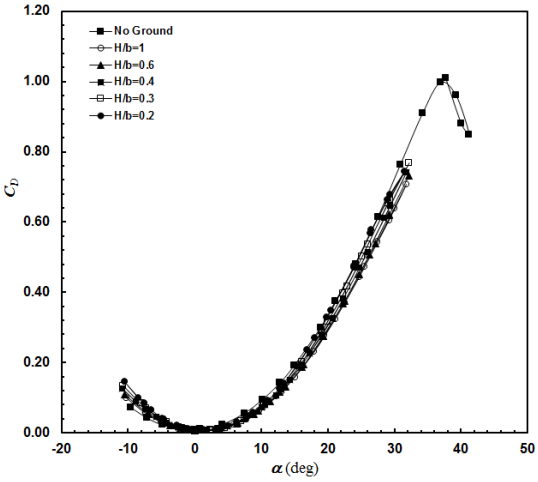

Fig. 21 Variations of drag coefficient curve with angle of attack

شکل 21 تغییرات ضریب پسا با زاویه حمله

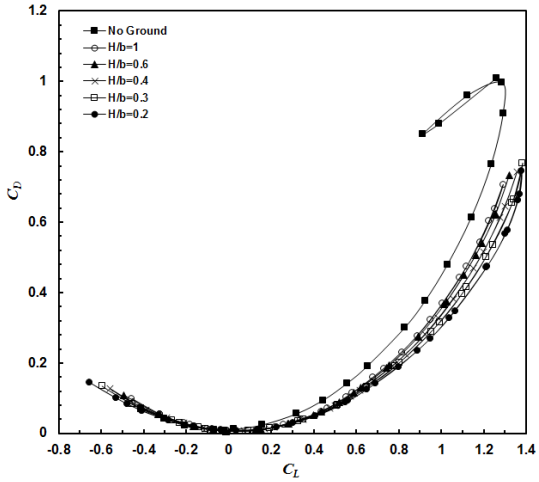

Fig. 22 Variations of drag coefficient curve with Lift coefficient

شکل 22 تغییرات ضریب پسا با ضریب برآ

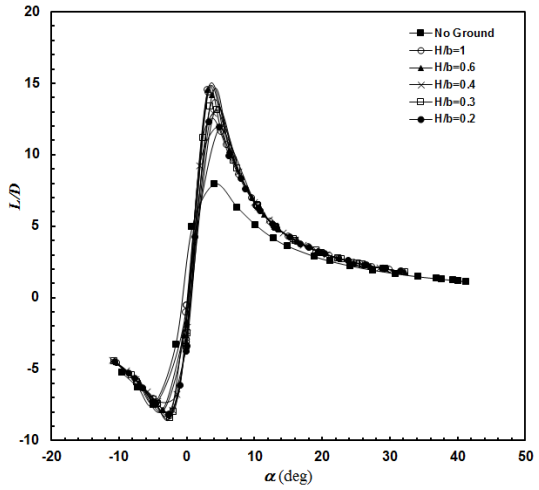

Fig. 23 Variations of *L/D* curve with angle of attack

شکل 23 تغییرات ضریب کیفیت آیرودینامیکی با زاویه حمله

در شکل 25 شیب منحنی برآ در مقابل نسبت فاصله از زمین به طول بال ترسیم شده است. همان طور که از شکل پیدا است وقتی فاصله مدل تا صفحه زمین کمتر از نصف طول بال می‌گردد شیب منحنی به صورت غیرخطی و با نرخ بالایی از مقدار 2.66 بر رادیان تا مقدار 3.11 بر رادیان افزایش پیدا می‌کند.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

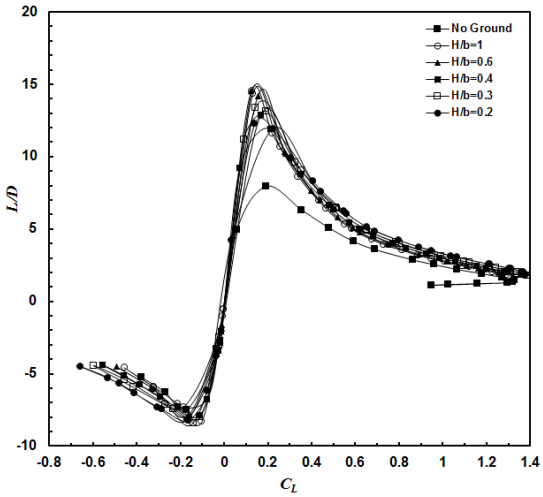

Fig. 24 Variations of *L/D* curve with Lift coefficient

شکل 24 تغییرات ضریب کیفیت آیرودینامیکی با ضریب برآ

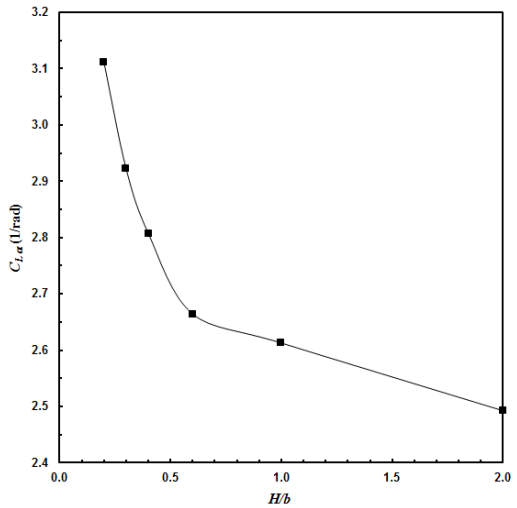

Fig. 25 Variations of lift curve slope with *H/b*

شکل 25 تغییرات شیب منحنی برآ با *H/b*

در شکل 26 شیب منحنی ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله در مقابل نسبت فاصله ازصفحه زمین به طول بال (*H/b*) نشان داده شده است. برای مقادیر *H/b*>0.5، نرخ تغییرات بالاست. در شکل 27 شیب منحنی ضریب گشتاور پیچشی نسبت به ضریب برآ در مقابل نسبت فاصله ازصفحه زمین به طول بال آورده شده است. تغییرات در مقادیر به دلیل تغییر فاصله از صفحه زمین نشانگر جابه‌جایی مرکز آیرودینامیکی کل هواپیما و در نتیجه افزایش پایداری استاتیکی طولی مدل هواپیمای بال مثلثی است.

6- نتیجه‌گیری

در این پژوهش اثرات زمین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی یک مدل هواپیمای بال مثلثی 60 درجه با حضور بدنه و دم عمودی به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که با کاهش فاصله از زمین اثرات زمین بیشتر می‌شود. داده‌های اندازه‌گیری حاصل از تست تونل باد نتایج زیر را نشان می‌دهد.

ضریب برای حداکثر به دلیل حضور زمین افزایش پیدا می‌کند. با کاهش فاصله از صفحه زمین، ضریب برآ و شیب منحنی برآ افزایش می‌یابد. برای حالات فاصله کمتر از نصف طول بال از زمین نرخ تغییرات بالاست. با افزایش

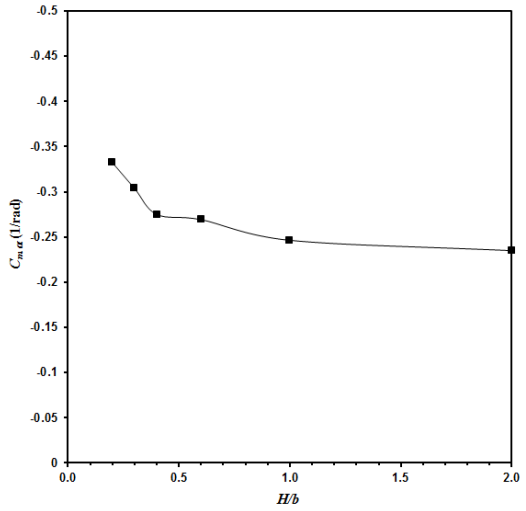

Fig. 26 Variations of pitching moment curve slope with *H/b*

شکل 26 تغییرات شیب منحنی گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله با *H/b*

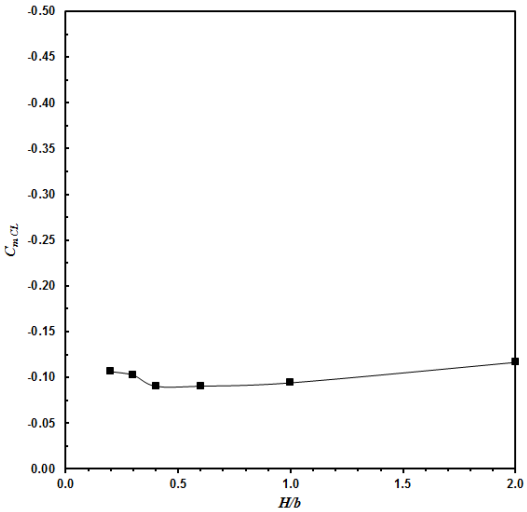

Fig. 27 Variations of pitching moment curve slope with *H/b*

شکل 27 تغییرات شیب منحنی گشتاور پیچشی نسبت به ضریب برآ با *H/b*

این فاصله بیشتر از نصف طول بال این افزایش نامحسوس است.

حضور زمین سبب افزایش قدرت گردابه‌های لبه حمله و همچنین حرکت آن‌ها به سمت بیرونی بال می‌گردد. در نتیجه گشتاور پیچشی منفی‌تر می‌گردد. در واقع با کاهش فاصله از صفحه زمین، شیب منحنی گشتاور پیچشی منفی‌تر گردیده که این به معنای افزایش پایداری طولی استاتیکی و یا به عبارت دیگر عقب رفتن نقطه کانونی (مرکز آیرودینامیکی کل هواپیما) است.

در تمامی زوایای حمله کاهش فاصله از صفحه زمین سبب کاهش ضریب پسای کل می‌گردد که این خود ناشی از کاهش ضریب پسای القایی است. کاهش فاصله از صفحه زمین باعث افزایش کیفیت آیرودینامیکی (*L/D*) می‌گردد.

7- مراجع

[1] R. C. Chang, V. U. Muirhead, Investigation of Dynamic Ground Effect, *Proceedings of the 1985 NASA Ames Research Center's Ground-Effects Workshop*, *NASA CP-2462*, pp. 363– 393, Aug. 20, 1985.

[2] P. H. Lee, C. E. Lan, V. U. Muirhead, An Experimental Investigation of Dynamic Ground Effect, *NASA CR-4105*, 1987.

[3] P. H. Lee , C. E. Lan, V. U. Muirhead, Experimental Investigation of Dynamic Ground Effect, *Aircraft*, Vol. 26, No. 6, pp. 497–498, June 1989.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]

[4] G. T. Kemmerly, J. W. Paulson Jr., M. Compton, Exploratory evaluation of moving-model technique for measurement of dynamic ground effects, *Aircraft*, Vol. 25, No. 6, June 1988, pp. 557–562.

[5] J. W. Paulson Jr., G. T. Kemmerly, W. P. Gilbert, dynamic ground effects, *Aerodynamics of Combat Aircraft Controls and of Ground Effects, AGARD CP-465*, pp. 21-1– 21-12, 1990.

[6] S. Corda, M. T. Stephenson, F. W. Burcham, R. E. Curry, Dynamic ground effects flight test of an F-15 aircraft, *NACA TR-4604*, 1994.

[7] W. Schweikhard, A method for in-flight measurement of ground effect on fixed-wing aircraft, *Aircraft*, Vol. 4, No. 2, pp. 101–104, Mar.–Apr. 1967.

[8] P. A. Baker, W. G. Schweikhard, W. R. Young, , Flight evaluation of ground effect on several low-aspect ratio airplanes, *NASA TN D-6053*, 1970.

[9] R. E. Curry, B. J. Moulton, J. Kresse, An in-flight investigation of ground effect on a forward-swept wing airplane, *NASA TM-101708*, 1989.

[10] F. W. Jr. Burcham, T. A. Maine, C. G. Fullerton, E. A. Wells, Preliminary flight results of a fly-by-throttle emergency flight control system on an f-15 airplane, *NASA TM-4503*, 1993.

[11] A. Khrabrov, D. Greenwell, TsAGI 70° and 65° Delta wings test cases, *RTO-TR-AVT-080*, Chapter 9, 2014.

[12] P. J. Boschetti, E. M.Cárdenas, A. Amerio, A. Arévalo, Stability and performance of light unmanned airplane in ground effect, *AIAA Paper 2010-293*, Jan, 2010.

[13] S. Jame, A. Maimun, A. Priyanto, N. Azwadi, Aerodynamic characteristics of a compound wing during ground effect, *The International Conference on Marine Technology*, BUET, Dhaka, Bangladesh, 11-12 December, 2010.

[14] P. Gonzalez, P. Boschetti, E. Cárdenas, M. Rodriguez, Design of a landing control system which considers dynamic ground effect for an unmanned airplane, *1st WSEAS International Conference on Aeronautical and Mechanical Engineering*, Vouliagmeni, Athens, Greece, pp. 143-148, 2013.

[15] P. J. Boschetti, E. M. Cárdenas, Ground effect on the longitudinal stability of an unmanned airplane, *AIAA Paper 2012-1051*, Jan. 2012.

[16] McDonnell Douglas Corporation, *USAF Stability and Control DATCOM*, U.S. Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB, Ohio, Oct. 1960 (Revised Apr. 1976).

[17] J. Katz , D. Levin, Measurments of ground effect for delta wings, *Aircraft*, Vol. 21, No. 6, pp. 441– 443, June 1984.

[18] F. Pourfattah, Numerical investigation of ground effects on the aerodynamic efficeincy of Clark Series airfoils, *15th Fluid dynamics Conference on Fluid dynamics*,Bandar Abbas, Iran, December 18-20, 2013. (in Persian فارسی)

[19] M. H. Djavareshkian, A. Esmaeli, A. Parsani, Aerodynamics of smart flap under ground effect, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, pp. 642-652, 2013.

[20] M. Tahani, A. Bargestan, M. H. Sabour, Numerical investigation of geometry variation effects on the aerodynamic characteristics and static stability of wing in ground effect, *Mechanics of Structures and Fluids journal*, Vol. 4, No. 2, pp. 75-87, 2014. (in Persian فارسی)

[21] M. J. Barzegar, M. Dehghan Manshadi, Numerical analyses of the vortical flow over the cranked kite wing in ground proximity, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 4, pp. 41-51, 2017. (in Persian فارسی)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1396.17.9.43.9]