

تحقیق تجربی اثرات زاویه حمله بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی مدل هواپیما با ترکیب بال مثلثی - بدنه - دم عمودی تحت اثرات زمین

ارسلان قجر

سید آرش سید شمس طالقانی*

محمد رضا سلطانی

مهران مصدري

دانشجوی دکتری، گروه مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

استادیار، گروه مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

استاد، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

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

چکیده

مشخصه‌های آیرودینامیکی یک هواپیما با پیکربندی بال مثلثی، هنگام برخاست و نشست، بطور قابل توجهی تحت تاثیر زمین قرار دارد. در این تحقیق اثر استاتیکی زمین روی یک مدل هواپیمای بال مثلثی ۶۰ درجه با لبه‌های تیز متقارن به همراه بدنه و دم عمودی بصورت تجربی در تونل باد کم سرعت مورد مطالعه قرار گرفت. تونل باد مذکور از نوع مدار بسته و دارای مقطع آزمون باز به ابعاد ۲/۲ متر در ۲/۸ متر و حداکثر سرعت ۹۰ متر بر ثانیه می‌باشد. تغییرات فشار دینامیکی در میدان جریان مقطع آزمون از مقدار متوسط کمتر ۰/۲ درصد و مقدار شدت اغتشاشات جریان مقطع آزمون در مرکز مقطع حدود ۰/۱۳ درصد می‌باشد. در تستهای مذکور اثرات زمین با استفاده از یک صفحه ثابت با ارتفاع قابل تغییر شبیه‌سازی شده است. نتایج نشان داده است که با کاهش فاصله از زمین نیروی برآ افزایش، نیروی پسای القایی کاهش، پسای کل افزایش و گشتاور پیچشی دماغه پایین به صورت غیر خطی افزایش پیدا کرده است. نرخ افزایش ضریب برآ در نواحی خطی با کاهش فاصله از زمین افزایش پیدا کرده است. در نواحی غیر خطی نیز روند افزایش ضریب برآ با کاهش فاصله از زمین وجود داشته اما میزان افزایش بخاطر انفجار گردابه‌ها و جدایش جریان از روی سطح کاهش محسوسی داشته است. در زوایای حمله مثبت بیشترین درصد افزایش ضریب برآ مربوط به زاویه حمله ۵ درجه بوده است که بدلیل وجود جریان گردابه‌ای کامل روی کل سطح بال می‌باشد. کمترین درصد افزایش مربوط به زاویه حمله ۳۰ درجه بوده است.

واژه‌های کلیدی: تونل باد، شبیه‌ساز زمین، بال مثلثی، ضریب آیرودینامیکی.

Experimental investigation of angle of attack effects on aerodynamics characteristics of delta wing-body-vertical tail combination airplane model in ground effects

A. Ghajar

S. A. Seyed Shams Taleghani

M. R. Soltani

M. Masdari

Aerospace Engineering, Aerospace Institute, Tehran, Iran

Aerospace Engineering, Aerospace Institute, Tehran, Iran

Department of Aerospace Engineering, University of Sharif, Tehran, Iran

Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

Abstract

Aerodynamic characteristics of an aircraft with delta wing are considerably affected under the ground effect in take-off and landing phases. In this research, static ground effect of a 60 degrees delta wing with axisymmetric sharp edges in combination of body and vertical tail at low speed wind tunnel are investigated. The wind tunnel is closed type has an opened test section that its dimensions is 2.8 m × 2.2 m and maximum velocity is 90 m/s. In these tests ground effect is simulated using a fixed plane that its height is variable. With decreasing the height from the ground plane, the lift force is increased, induced drag force is decreased, total drag force is increased and nose-down pitching moment is increased nonlinearly. The rate of increasing of lift coefficient in linear regions increased with decreasing of height from ground plane. At the positive angle of attack the most percentage increasing of lift coefficient is due to 5 degrees angle of attack as the result of existence of perfect vortex flow over the whole wing surface. The minimum case is due to 30 degrees of angle of attack.

Keywords: Wind tunnel, Ground Simulator, Delta Wing, Aerodynamics Coefficients.

کند، اثر آن افزایش می‌یابد. وجود این مرز منجر به تغییر جریان پیرامون بال شده و باعث افزایش برآ و کاهش پسا می‌گردد. ایجاد این تغییر را می‌توان از بر هم نهدی دو اثر جداگانه، اثر زمین ناشی از وتر و اثر زمین ناشی از دهنه بال در نظر گرفت [۱-۲]، که بطور گسترده مورد مطالعه قرار گرفته است [۳-۶]. در اثر زمین ناشی از وتر، مکانیزم تغییر مشخصه‌های آیرودینامیکی بال، تغییر فشار استاتیکی طرف زیرین بال است. دلیل رخ دادن این موضوع این است که باید فشار کل میدان جریان پیرامون بال ثابت باقی بماند. فشار کل متشکل از فشار دینامیکی و فشار استاتیکی است و از این رو، مجموع این دو مولفه نیز

۱- مقدمه

همه هواپیماها، در هنگام برخاستن و فرود اثر زمین را تجربه می‌کنند. وقتی هواپیما در فاصله‌ای کمتر از نصف بال نسبت به زمین پرواز می‌کند، به دلیل برخورد میدان جریان با زمین، مشخصه‌های آیرودینامیکی تغییر می‌کند. برای هواپیماهای با نسبت منظری پایین، اثر زمین می‌تواند عملکرد فزاینده برخاست و نشست را شدیداً تحت تاثیر قرار دهد. اثر زمین، ناشی از وجود مرزی است که در فاصله اندکی در پایین بال قرار دارد و هر چه فاصله بین این مرز و بال کاهش پیدا

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: arash.taleghani@gmail.com

اثر زمین و اماندگی در زاویه کمتری اتفاقی می‌افتد و شدیدتر می‌شود، به گونه‌ای که کاهش نیروی برآ در و اماندگی سریع‌تر رخ می‌دهد [۹]. اثرات زمین روی هواپیمایی که آن را تجربه می‌کند معمولاً بستگی به ارتفاع دارد. این موضوع در هنگام طراحی ایجاد مشکل می‌کند، چرا که تغییرات جزئی در ارتفاع بالای مرز، باعث تغییر قابل ملاحظه‌ای در برآ و پسا می‌گردد. بدتر از همه اینکه بیشتر این تاثیرات غیر خطی هستند و این امر باعث پیچیده‌تر شدن طراحی می‌شود.

تاکنون مطالعات زیادی در خصوص آیرودینامیک و فیزیک جریان بال مثلی در میدان جریان بدون مرز، صورت گرفته است. در خصوص اثرات زمین بر روی بالهای مثلی، تحقیقات محدودی برای بال‌های مثلی با پیکربندی متفاوت از این پژوهش صورت گرفته است. در این پژوهش اثرات زمین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی استاتیکی مدل بال مثلی ۶۰ درجه با لبه حمله تیز (با زاویه برش اریب ۱۰ 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 مثلی ۶۰ 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.

۲- روش‌های تجربی مطالعه اثر زمین

بر اساس نوع کاربرد، اثرات زمین را می‌توان به دو دسته اثر استاتیکی زمین (که در آن ارتفاع از زمین با زمان تغییر نمی‌کند) و اثر دینامیکی زمین (که در آن ارتفاع از زمین با زمان تغییر می‌کند) تقسیم‌بندی نمود. دسته اول هنگام پرواز افقی هواپیماهای اثر سطحی و تاکسی در فازهای برخاست و نشست و دسته دوم مربوط به فازهای برخاست و نشست هواپیماهای متداول اتفاق می‌افتد. معمولاً اثرات زمین از طریق تست‌های پروازی [۱۰-۱۴] و یا از طریق تست‌های تونل باد [۱۵-۱۹] مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای هواپیماهای متعدد، بر اساس نوع پیکربندی، اثرات زمین متفاوت می‌باشد. در طراحی هواپیماهای جدید روش‌های تست تونل باد و تست‌های پروازی برای تخمین دقیق اثرات زمین در حال توسعه می‌باشد.

اثرات زمین به روش‌های تجربی مختلف مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. این روش‌ها شامل تست‌های پروازی و تست‌های تونل باد برای هواپیماهای متداول می‌باشد که در آن با مرجع قرار دادن ارتفاع از زمین نسبت به طول بال، اثرات زمین مورد بررسی قرار می‌گیرد. در روش دیگر برای هواپیماهای اثر سطحی که در فاصله نزدیک به سطح دریا پرواز می‌کنند، با مرجع قراردادن ارتفاع زمین نسبت به وتر بال، اثرات زمین مطالعه می‌گردد. معمولاً در تست‌های تونل باد برای بررسی اثرات زمین، از یک مدل ثابت در ارتفاع‌های مختلف از صفحه ثابت زمین استفاده می‌گردد. به این روش، مطالعه استاتیکی اثر زمین گفته می‌شود. داده‌های بدست آمده از این روش، پرواز هواپیما در نزدیکی زمین را در یک ارتفاع ثابت شبیه‌سازی می‌کنند. درحالی که شبیه‌سازی صعود و یا نزول هواپیما مورد نظر باشد، از روش‌های تست دینامیکی اثر زمین باید استفاده نمود. در این صورت مدل با نرخ مشخصی به صفحه زمین دور یا نزدیک می‌شود. با استفاده از این روش،

باید ثابت باقی بماند. در ناحیه بین بال و این مرز، سرعت هوا کاهش پیدا می‌کند و این کاهش باعث کاهش فشار دینامیکی در این ناحیه می‌گردد. از این رو کاهش فشار دینامیکی باید به افزایشی معادل آن در فشار استاتیکی تبدیل گردد. افزایش در فشار استاتیکی به فشار ورودی معروف است و این عاملی است که باعث بیشتر شدن افزایش برآی تولید شده توسط بال می‌گردد. اثر زمین ناشی از وتر باعث افزایش برآ می‌شود، اما این اثر زمین ناشی از دهنه بال است که مسئولیت کاهش پسا را به عهده دارد. پسا کل برابر با مجموع پسای القایی و پسای پارازیت است. پسای پارازیت از اصطکاک پوسته و جدایش جریان ناشی می‌گردد. اما پسای القایی به این دلیل رخ می‌دهد که در نوک بال‌ها ناشی وجود دارد و این ناشی باعث ایجاد جریان‌های گردابی می‌شود که کارایی بال را کاهش می‌دهد. در اثر زمین ناشی از دهنه بال، جریان‌های گردابه‌ای به وسیله زمین، کران‌دار می‌شوند و بدین جهت قدرت آنها محدود به فاصله بال‌ها از زمین می‌شود. به دلیل کاهش در قدرت جریان گردابه‌ای، به نظر می‌رسد نسبت منطقی موثر بال بیشتر از نسبت منطقی هندسی آن باشد. بنا به نظریه خط برای پراپتل، پسای القایی نسبت معکوس با نسبت منطقی دارد. از این رو اثر زمین به کاهش پسای القایی منجر می‌شود. تغییر میدان جریان همچنین باعث کاهش زاویه فروزش می‌شود و این امر باعث افزایش زاویه نصب بال موثر در یک زاویه حمله مشخص می‌گردد. پیامد آن، چرخش برآیند بردار نیرو در خلاف جهت عقربه‌های ساعت است و از این رو، باعث افزایش برآ و کاهش پسای القایی می‌شود. در نتیجه نسبت برآ به پسای کل افزایش پیدا می‌کند. افزایش نسبت برآ به پسا باعث افزایش راندمان آیرودینامیکی (افزایش برد) و کاهش نیروی پیشرانه مورد نیاز می‌گردد.

هنگام حرکت بال در هوا، توزیع فشار روی سطوح بالا و پایین، گشتاوری را در پیرامون مرکز آیرودینامیکی بال ایجاد می‌کند. این گشتاور باعث ایجاد پیچش در هواپیما می‌گردد، از این جهت به آن گشتاور پیچشی گفته می‌شود. برای پایداری هواپیما لازم است این گشتاور به حالت تعادل درآید و این کار معمولاً با استفاده از سطوح برآی اضافی مانند کانارد یا سکان افقی دم حاصل می‌شود. در اثر زمین، توزیع فشار روی سطح پایین بال تغییر پیدا می‌کند و باعث تغییر موقعیت مرکز آیرودینامیکی بال می‌گردد. در حالیکه توزیع فشار روی سطح فوقانی تغییر چندانی نمی‌کند. این تغییر موقعیت باعث تغییر گشتاور پیچشی تولید شده توسط بال می‌گردد و گشتاور را که باید برای پایدار نگه داشتن به حالت تعادل در آید، تغییر می‌دهد [۷].

طراحی بال در وسایل پرنده دارای اثر زمین، به خاطر موضوع پایداری، بسیار چالش برانگیز است. هنگامی که گشتاور پیچشی با ارتفاع بخاطر اثر زمین به طور قابل ملاحظه‌ای تغییر می‌کند، این مشکل پیچیده‌تر می‌شود. زمانی که اثر زمین شدید باشد، مرکز آیرودینامیکی می‌تواند به اندازه یک چهارم طول وتر از موقعیت جریان آزاد خود جابجا شود. پارامتر مهم دیگر در آیرودینامیک، حداکثر ضریب برآ است که سرعت برخاستن و فرود و همچنین سرعت و اماندگی بال را مشخص می‌کند. تحت تاثیر زمین، حداکثر ضریب برآ می‌تواند بسته به سطح مقطع ایرفویل و شکل بال افزایش یا کاهش می‌یابد [۸]. اما جالب است بدانیم که افزایش انحنای ایرفویل منجر به افزایش حداکثر ضریب برآی خارج از اثر زمین می‌گردد، اما در اثر زمین نتیجه برعکس است. همچنین در

می‌باشد. در شکل ۱ نمای ایزومتریک تونل باد کم سرعت ملی نشان داده شده است. مقطع آزمون دارای ابعاد ۲/۲ متر در ۲/۸ متر به طول ۴ متر می‌باشد. جریان هوا در مدار تونل باد توسط یک فن جریان محوری ایجاد می‌گردد. قطر فن ۴/۵ متر و حداکثر توان مصرفی ۱/۲ مگاوات می‌باشد. سرعت دورانی فن از ۶۰ تا ۵۶۰ دور در دقیقه قابل تغییر است. سرعت جریان در مقطع آزمون از ۱۰ تا ۹۰ متر بر ثانیه قابل تغییر می‌باشد. برای بهبود کیفیت جریان مقطع آزمون در محفظه آرامش از یک انقباض کننده با نسبت انقباض نازل ۱ به ۹ و یک ردیف لانه زنبوری با طول سلول ۱۶ سانتیمتر و ۲ عدد توری کاهنده اغتشاشات استفاده شده است. برای جلوگیری از ذرات ریز به مقطع آزمون، قبل از لانه زنبوری یک عدد توری با مش ریز تعبیه شده است. میزان سرعت جریان مقطع آزمون با افزایش دور فن به صورت خطی تغییر می‌کند. بر اساس نتایج کالیبراسیون جریان مقطع شدت اغتشاش در ابتدای مقطع آزمون کمتر از ۰/۱ درصد می‌باشد که با حرکت به سمت انتهای مقطع آزمون، شدت اغتشاش به حدود ۰/۳ درصد می‌رسد. شدت اغتشاشات در مرکز مقطع آزمون کمتر از ۰/۱۳ درصد می‌باشد. در سرعت‌های حوالی ۱۶ و ۳۲ متر بر ثانیه شدت اغتشاش به بیش از ۱ درصد می‌رسد که احتمالاً ناشی از پدیده آکوستیک و یا فرکانس فن تونل باد می‌باشد. در تست‌های آیرودینامیکی باید از تست در این دو سرعت اجتناب نمود. شدت اغتشاشات در مرزهای جریان آزاد مقطع آزمون افزایش می‌یابد. نتایج کالیبراسیون جریان مقطع آزمون تونل باد نشان می‌دهد که کیفیت جریان در نیمه اول مقطع آزمون مناسب می‌باشد. مدل مورد آزمایش مدل بال مثلثی ۶۰ درجه به همراه بدنه و دم عمودی در شکل ۲ نشان داده شده است. بال بصورت ثابت به بخش میانی بدنه متصل شده است. زاویه عقبگرد بال ۶۰ درجه و نسبت طول به قطر بدنه ۱۰/۲۹ می‌باشد. بدنه به صورت دو تکه ساخته شده است. یک دماغه نوک تیز با نیم‌زاویه ۲۰ درجه و طول ۰/۲۵۶ متر و یک مقطع قطر ثابت به طول ۰/۸۳۶ متر. بال از صفحه تخت با لبه‌های نوک تیز در لبه حمله و لبه فرار ساخته شده است. تیزی لبه‌ها بصورت متقارن بوده و مقدار زاویه گوه‌ای در لبه حمله ۲۰ درجه و در لبه فرار ۱۰ درجه می‌باشد. طول وتر ریشه بال ۰/۷۸۱ متر و طول کل بال ۱ متر می‌باشد. مساحت بال مرجع ۰/۴۳۳ متر مربع و طول وتر متوسط آیرودینامیکی ۰/۵۷۷ متر بوده و گشتاورهای آیرودینامیکی نسبت به موقعیت طولی ۲۵ درصد وتر متوسط آیرودینامیکی اندازه‌گیری شده است.

برای قرار دادن مدل در مقطع آزمون از یک استند استاتیکی استفاده شده است که در آن امکان تغییر زاویه حمله از ۱۰- درجه تا ۴۰+ درجه و زاویه سرش جانبی از ۹۰- درجه تا ۹۰+ درجه می‌باشد (شکل ۳). مدل با استفاده از یک موازنه شش مولفه کرنش‌سنجی بصورت استینگ به استند نگهدارنده مدل متصل می‌گردد. زاویه حمله و زاویه سرش جانبی با استفاده از پتانسیومترهایی که بر روی استند نصب شده است و نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی با استفاده از موازنه شش مولفه کرنش‌سنجی اندازه‌گیری می‌گردد. فشار دینامیکی توسط یک لوله پیتوت-استاتیک که در ابتدای مقطع آزمون نصب شده است اندازه‌گیری می‌گردد. کلیه زوایا، فشار دینامیکی، نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی که بصورت ولتاژ خروجی سنسورهای اندازه‌گیری می‌باشد، توسط سیستم اخذ اطلاعات ۳۰ کاناله با فرکانس

نرخ صعود یا نزول شبیه‌سازی می‌گردد [۲۰-۲۳]. شرایط استاتیکی در تونل باد یا پرواز اثر سطحی با اثرات زمین بر روی هواپیمایی که در شرایطی صعود یا فرود است متفاوت است.

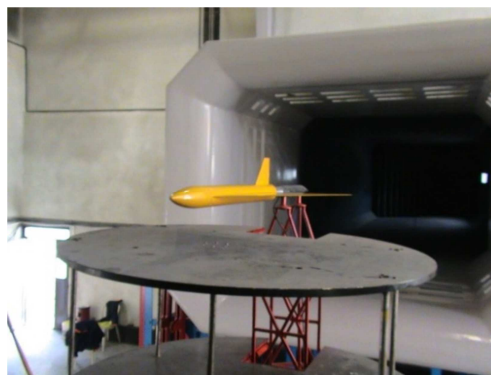
اثرات زمین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی استاتیکی برای پیکربندی‌های مختلف مورد مطالعه قرار گرفته است [۲۴-۳۲]. در مراجع [۳۳-۳۴] نیروهای آیرودینامیکی یک بال مثلثی با زاویه عقبگرد به ترتیب ۸۰ درجه و ۴۵ درجه اندازه‌گیری شد. نتایج نشان دادند که با کاهش فاصله از زمین، نیروی برآ و پسا کاهش می‌یابد. در سال ۱۹۶۶ اثرات زمین بر روی هواپیماهای دارای بال با نسبت منظری پایین بال مثلثی با زوایای ۵۵ درجه و ۷۰ درجه از طریق تست‌های تونل باد توسط کمپ و لاکوود [۳۵] صورت پذیرفت. در سال ۱۹۶۹ تست‌های تونل باد مدل یک هواپیما با بال دو مثلثی تحت اثر زمین توسط کورسیگلیا و کوانینگ و مورلی [۳۶] انجام گرفت و نتایج اندازه‌گیری‌ها با نتایج نظری مقایسه گردید. چانگ و همکارانش به وجود عدم تشابه و اختلافات میان داده‌های ناشی از فرود و تست‌های استاتیکی پی بردند [۳۷-۳۸]. آنها به تست هواپیماهایی با بال‌های مثلثی با میزان زاویه عقبگرد ۶۰ و ۷۰ و ۷۵ درجه، XB-70 و F-104 هم به صورت دینامیکی و هم به صورت استاتیکی پرداختند. آنها همگام با بیکر و همکارانش به این نتیجه رسیدند که در ارتفاعات $h/b \leq 0.4$ نتایج استاتیکی تونل باد هواپیمای دارای بال‌های مثلثی و XB-70، اثر زمین بیش از میزان بیش‌بینی شده برای تغییر نیروی برآ بوده است [۳۹]. اما در عین حال میزان اختلاف بین نتایج دینامیکی و استاتیکی با افزایش نسبت منظری کاهش پیدا می‌کند. در سال ۱۹۸۷ لی، لان و مویرهد [۴۰] تست‌های اثر استاتیکی و دینامیکی اثر زمین را بر روی بال مثلثی ۶۰ درجه، مدل هواپیمای F-106B و مدل هواپیمای XB-70 در تونل باد سرعت پایین انجام دادند. آنها به این نتیجه رسیدند که میزان تغییرات ضریب برآ و پسا در اثر دینامیکی زمین کمتر از مقادیر اثر استاتیکی زمین می‌باشد. یک تکنیک تست برای مطالعه اثرات زمین توسط پالسون و کمرلی [۴۱] در سال ۱۹۸۹ ابداع گردید. در این تکنیک نرخ نزول با حرکت افقی مدل روی یک صفحه زمین شیب‌دار شبیه‌سازی شد. نتایج بدست آمده با اثرات استاتیکی زمین در دو حالت صفحه ثابت و صفحه متحرک مقایسه گردید. نتایج نشان داد که صفحه متحرک اثر کمی روی اثرات استاتیکی زمین دارد. به طور کلی نرخ نزول باعث کاهش اثر زمین در مقایسه با حالت استاتیکی یا شرایط پایدار می‌گردد.

تحقیقات انجام شده نشان داده است که برای هواپیماهای با نسبت منظری پایین و زاویه عقبگرد بالا، تخمین‌های نظری، داده‌های استاتیکی تونل باد و تست‌های پروازی ارتفاع ثابت به میزان قابل قبولی همخوان هستند. یکی از روش‌های اصلی تحقیق در زمینه اثر زمین بر روی بال‌های مثلثی، روش تست تونل باد می‌باشد. در این پژوهش اثرات زمین روی مشخصه‌های آیرودینامیکی استاتیکی و دینامیکی مدل بال مثلثی ۶۰ درجه با حضور بدنه و دم عمودی به صورت تجربی در عدد رینولدز بالاتر از ۱/۵ میلیون مورد ارزیابی قرار گرفته است

۳- تجهیزات آزمایش

تست‌ها در تونل باد کم سرعت ملی انجام شده است. تونل باد مذکور یک تونل باد مدار بسته با جریان پیوسته و با مقطع آزمون باز

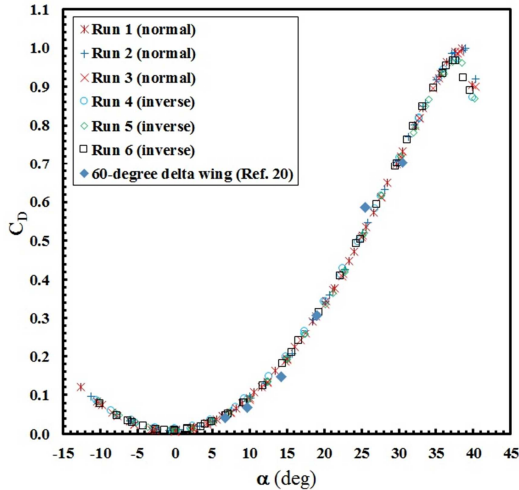
عقب به سمت لبه فرار بال مثلثی، منحنی از حالت خطی خارج شده و در نتیجه شیب منحنی کاهش یافته و در نهایت در زاویه حمله حدود ۳۵ درجه واماندگی اتفاق می‌افتد. مقدار حداکثر ضریب برآ معادل ۱/۳ می‌باشد. در شکل ۷ منحنی ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله بدون حضور صفحه زمین در تست‌های تکرارپذیری نشان داده شده است. مقدار گشتاور پیچشی نسبت به نقطه ۲۵ درصد وتر متوسط آیرودینامیکی اندازه‌گیری شده است. منحنی ضریب گشتاور پیچشی تا زاویه واماندگی بصورت خطی می‌باشد. مقدار شیب منحنی در ناحیه خطی معادل ۰/۲۳۴۵- می‌باشد. شیب منحنی ضریب گشتاور پیچشی نسبت به ضریب برآ معادل ۰/۳- بوده و بنابراین مرکز آیرودینامیکی کل در موقعیت ۵۵ درصد وتر متوسط آیرودینامیکی قرار دارد. در شکل ۸ ضریب پسا برحسب زاویه حمله بدون حضور صفحه زمین در تست‌های تکرارپذیری آورده شده است. جهت مقایسه، داده‌های مرجع [۲۰] در شکل ارائه شده است. مقدار حداقل ضریب پسا معادل ۰/۰۰۹۵ می‌باشد. منحنی ضریب کیفیت آیرودینامیکی (L/D) برحسب زاویه حمله و در بدون حضور صفحه زمین در شکل ۹ نشان داده شده است. حداکثر مقدار نسبت برآ به پسا حدود ۸ و در زاویه حمله ۳/۵ درجه اتفاق می‌افتد. در شکل ۱۰ تغییرات ضریب برآ بر حسب فاصله از زمین در زوایای حمله مختلف ترسیم شده است. همانطوریکه 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 افزایش پیدا می‌کند. در زوایای حمله منفی این اثر معکوس بوده و کاهش فاصله از صفحه زمین باعث کاهش مقدار ضریب برآ می‌گردد. در زاویه حمله حدود ۳/۵ درجه تغییر مقدار فاصله از زمین تغییر چندانی روی مقدار ضریب برآ ایجاد نمی‌کند. با توجه به اینکه در هر زاویه حمله با کاهش فاصله از صفحه زمین، ضریب برآ افزایش می‌یابد، بنابراین کاهش فاصله از زمین باعث افزایش شیب منحنی برآ می‌گردد. در شکل ۱۱ منحنی میزان افزایش ضریب برآ بر حسب فاصله از زمین نشان داده شده است. اثر معکوس صفحه زمین در زوایای حمله منفی در شکل پیداست. در زاویه حمله ۳۰ درجه بخاطر انفجار جریان گردابه‌ای روی بال، حضور صفحه زمین کارایی بالایی ندارد. برای مقادیر $H/b < 0.5$ ، نرخ تغییرات بالا می‌باشد. در شکل ۱۲ منحنی درصد افزایش ضریب برآ بر حسب فاصله از زمین آورده شده است. درصد افزایش در زاویه حمله ۵ درجه بدلیل کامل بودن جریان گردابه‌ای روی کل سطح فوقانی بال قابل توجه می‌باشد و مقدار این افزایش در کمترین فاصله از صفحه زمین تا حدود ۴۰ درصد می‌رسد. در شکل ۱۳ تغییرات در ضریب گشتاور پیچشی نسبت به فاصله از زمین ارائه شده است. در زوایای حمله مثبت کاهش فاصله از صفحه زمین باعث ایجاد یک گشتاور پیچشی منفی شده و عملاً مدل به لحاظ پایداری استاتیکی طولی پایدارتر می‌گردد. در واقع کاهش فاصله از صفحه زمین باعث انتقال مرکز آیرودینامیکی کل مدل رو به عقب شده و در نتیجه پایداری طولی استاتیکی مدل افزایش می‌یابد. در زوایای حمله منفی این اثرات معکوس می‌باشد. در شکل ۱۴ میزان تغییر ضریب گشتاور پیچشی در زوایای حمله مثبت نشان داده شده است. در زوایای حمله بالا میزان تولید گشتاور پیچشی منفی بیشتر می‌گردد. درصد تغییر ضریب گشتاور پیچشی بر حسب فاصله از صفحه زمین در شکل ۱۵ نشان داده شده است. در زوایای حمله مثبت مقدار ضریب گشتاور پیچشی دماغه



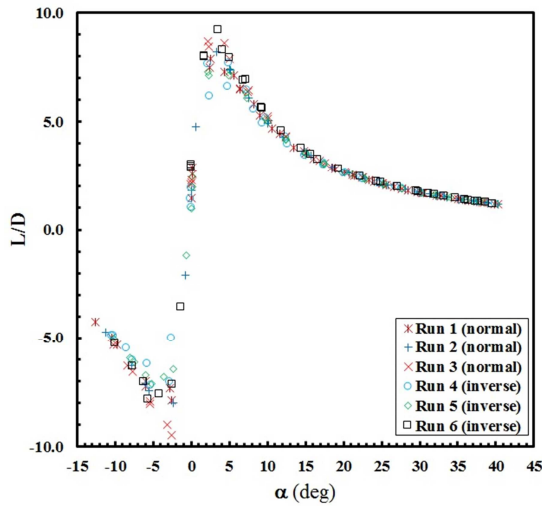
شکل ۵- نصب مدل کنترلی بر روی استند استاتیکی شبیه‌ساز زمین در $H/b=0.2$

۴- نتایج تست‌ها و بحث

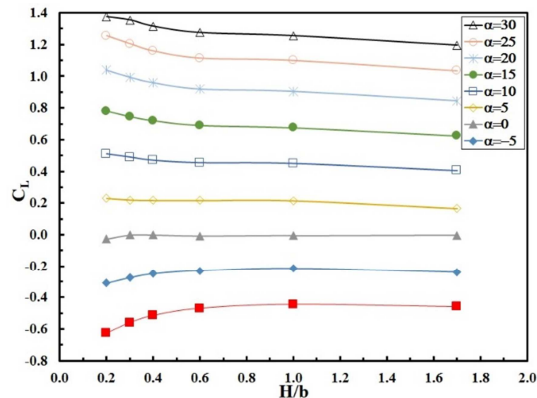
در ابتدا تست‌های مربوط به تکرارپذیری صورت پذیرفته است. در ۳ مورد از تست‌ها مدل به صورت معمولی در مقطع آزمون نصب شده است و در سه مورد دیگر مدل به صورت معکوس نصب شده است. نتایج نشان داده است که تست‌ها از تکرارپذیری مناسبی برخوردار است. دقت اندازه‌گیری با استفاده از محاسبه انحراف میانگین مربع ضرایب آیرودینامیکی در تست‌های تکرارپذیری بدست آمده است. برای تعیین عدم قطعیت دقت و بایاس یک تحلیل عدم قطعیت روی نتایج آزمایش صورت گرفته است. فاکتورهای موثر در عدم قطعیت شامل ماتریس تداخلات بالانس، دقت سیستم‌های اندازه‌گیری و تغییر متغیرهای شرایط تست می‌باشد. برای اندازه‌گیری عدم قطعیت سیستم اندازه‌گیری یک آنالیز فرکانس روی داده‌های ولتاژ صورت گرفت تا اطمینان حاصل گردد که بر اساس معیار نایکوئیست سیگنال‌های ولتاژ از ترنسدیوسرها و بالانس مناسب می‌باشد. مقدار فرکانس نمونه‌برداری ۳۰ کیلو هرتز می‌باشد. میزان دقت سیستم داده‌برداری در محدوده اندازه‌گیری ± 5 ولت از مرتبه $(V/bit) \times 10^5$ می‌باشد. مقدار متوسط و انحراف معیار با استفاده از ۶۰ داده از ۳۰۰۰ داده نمونه‌برداری شده برای هر کمیت، اندازه‌گیری شده است. بایاس اختلاف بین متوسط نمونه (۶۰ داده) با مقدار متوسط جمعیت داده‌ها (۳۰۰۰ نقطه) می‌باشد. بر اساس این نتایج در محدوده زوایای حمله ۱۰- تا ۱۰+ درجه دقت اندازه‌گیری ضریب پسا ۰/۰۰۴، ضریب برآ ۰/۰۲۵ و ضریب گشتاور پیچشی ۰/۰۲ بدست آمده است. در محدوده زوایای حمله ۱۰+ تا ۳۰+ درجه دقت اندازه‌گیری ضریب پسا ۰/۰۰۶، ضریب برآ ۰/۰۳۵ و ضریب گشتاور پیچشی ۰/۰۲۵ بدست آمده است. در شکل ۶ منحنی ضریب برآی مدل بال مثلثی ۶۰ درجه بر حسب زاویه حمله بدون حضور صفحه زمین در تست‌های تکرارپذیری ترسیم شده است. به منظور اعتبارسنجی داده‌های حاصل از تست‌های تکرارپذیری، داده‌های مرجع [۲۰] که مربوط به یک بال مثلثی ۶۰ درجه است ارائه شده است. مدل مذکور دارای تیزی لبه‌ها بصورت متقارن بوده و مقدار زاویه گوه‌ای در لبه حمله و لبه فرار ۱۵ درجه است. بر اساس نتایج تست‌های تکرارپذیری، شیب ضریب برآ نسبت به زاویه حمله در ناحیه خطی معادل ۲/۴۹ بر رادیان می‌باشد. منحنی ضریب برآ تا زاویه حمله ۲۵ درجه بصورت خطی بوده و با افزایش بیشتر زاویه حمله به دلیل انتقال رو به جلوی نقطه انفجار گردابه‌ها از



شکل ۸- ضریب پسا بر حسب زاویه حمله

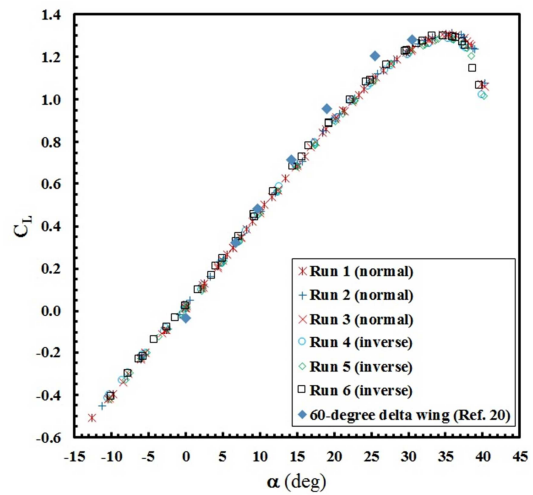


شکل ۹- ضریب L/D بر حسب زاویه حمله

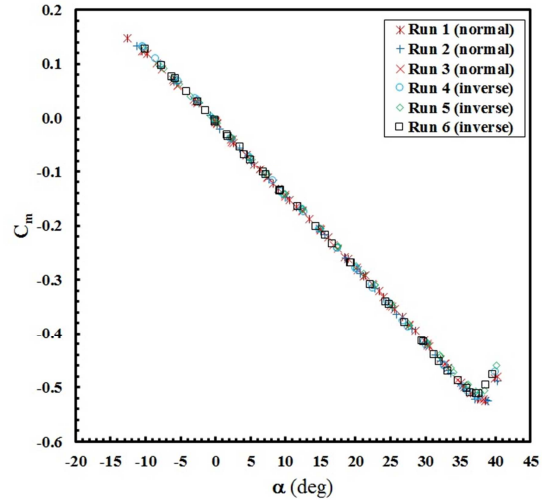


شکل ۱۰- تغییرات ضریب برآ بر حسب فاصله از زمین

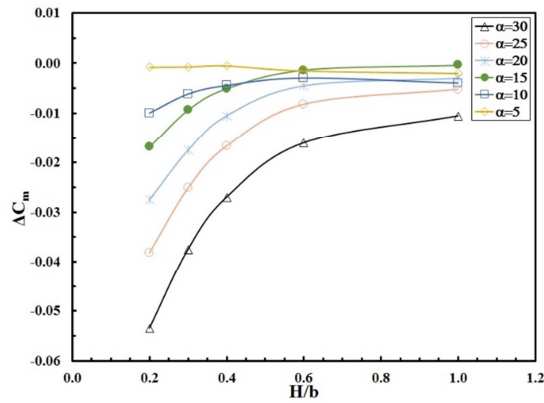
پایین با کاهش فاصله از زمین افزایش پیدا می‌کند و مقدار این افزایش تا حدود ۵۰ درصد می‌رسد. در زوایای حمله منفی این اثرات معکوس شده است. در شکل ۱۶ منحنی ضریب پسا بر حسب فاصله از صفحه زمین نشان داده شده است. در زوایای حمله مثبت با نزدیک شدن به صفحه زمین تا یک برابر طول بال، ضریب پسای کل کاهش یافته و با بیشتر نزدیک‌تر شدن به صفحه زمین، مجدداً ضریب پسای کل افزایش می‌یابد. در شکل ۱۷ منحنی میزان افزایش ضریب پسا بر حسب فاصله از صفحه زمین نشان داده شده است. با افزایش فاصله میزان کاهش ضریب پسای کل و درصد افزایش ضریب پسا (شکل ۱۸)، کاهش یافته است.



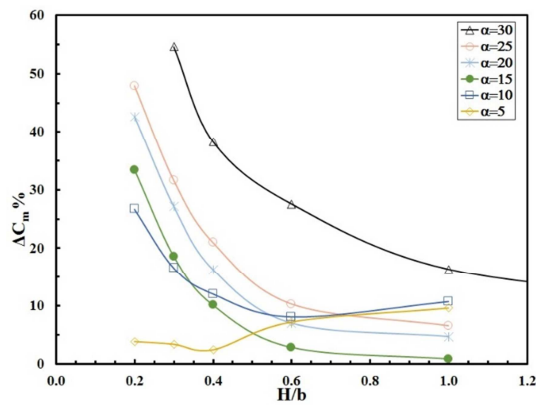
شکل ۶- ضریب برآ بر حسب زاویه حمله



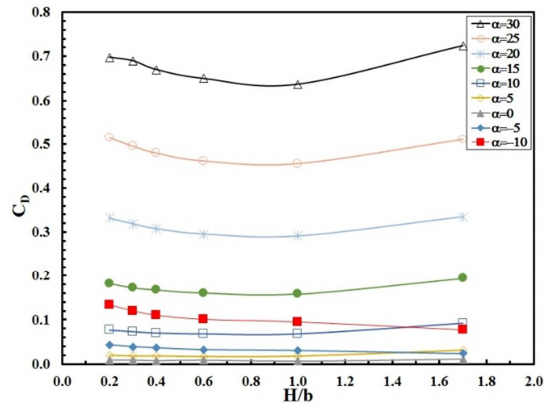
شکل ۷- ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله



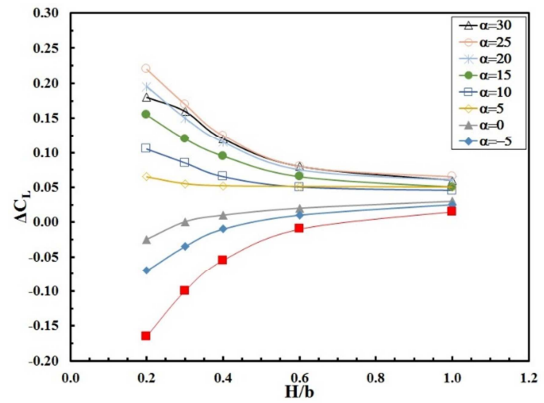
شکل ۱۴- افزایش ضریب گشتاور پیچشی بر حسب فاصله از زمین



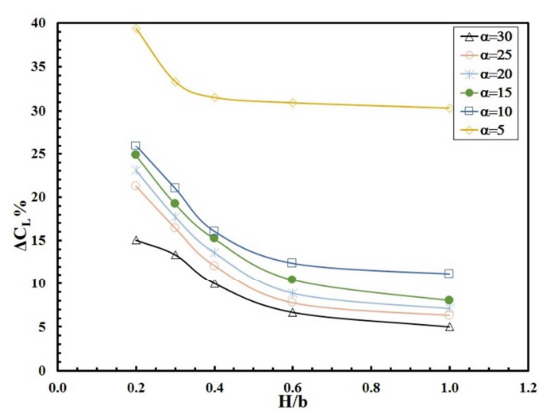
شکل ۱۵- درصد افزایش ضریب گشتاور پیچشی بر حسب فاصله از زمین



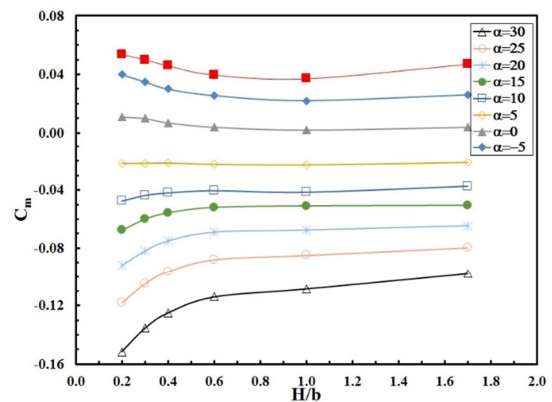
شکل ۱۶- منحنی ضریب پسا بر حسب فاصله از زمین



شکل ۱۱- میزان افزایش ضریب برآ بر حسب فاصله از زمین



شکل ۱۲- درصد افزایش ضریب برآ بر حسب فاصله از زمین



شکل ۱۳- ضریب گشتاور پیچشی بر حسب فاصله از زمین

ضریب برآ	C_L
ضریب گشتاور پیچشی	C_m
نیروی برآ (N)	L
نیروی پسا (N)	D
زاویه حمله (Degree)	α

۷- مراجع

[1] Qu Q., Jia X., Wang W., Liu P., Agarwal R.K., Numerical Study of the Aerodynamics of a NACA 4412 Airfoil in Dynamic Ground Effect, *Aerospace Science Technology*, Vol. 38, pp. 56-63, 2014.

[2] Rozhdetsvensky K.V., Wing-In-Ground Effect Vehicles, *Progress Aerospace Science*, Vol. 42, pp. 211-283, 2006.

[3] Ahmed M.R., Takasaki T., Kohama Y., Aerodynamics of a NACA4412 Airfoil in Ground Effect, *AIAA J.*, Vol. 45, pp. 37-47, 2007.

[4] Ciffone D.L., Pedley B., Measured Wake-Vortex Characteristics of Aircraft in Ground Effect, *Journal of Aircraft*, Vol. 16, pp. 102-109, 1979.

[5] Han C., Cho J., Unsteady Trailing Vortex Evolution behind a Wing in Ground Effect, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, pp. 429-434, 2005.

[6] Harvey J.K., Perry F.J., Flowfield Produced By Trailing Vortices in The Vicinity of the Ground, *AIAA J.*, Vol. 9, pp. 1659-1660, 1971.

[7] Halloran, M. O. Meara, S., Wing in Ground Effect Craft Review, *DSTO-GD-0201*, Aeronautical and Maritime Research Laboratory, Australia, 1999.

[8] Advanced Research Projects Agency, Wingship Investigation, Vol. 3, Technology Roadmap, *Advanced Research Projects Agency (ARPA) Report*, 30 September 1994.

[9] Carter A., Effects of Ground Proximity on the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of an Unswept AR 10 Wing, *NASA TN D-5662*, February 1970.

[10] Baker P.A., Schweikhard W.G., Young W.R., Flight Evaluation of Ground Effect on Several Low-Aspect-Ratio Airplanes, *NASA-TN-D-6053*, 1970.

[11] Corda S., Stephenson M.T., Burcham F.W., Curry R.E., Dynamic Ground Effects Flight Test of an F-15 Aircraft, *NASA-TM-4604*, 1970.

[12] Curry R.E., Dynamic Ground Effect for a Cranked Arrow Wing Airplane, *NASA-TM-4799*, 1997.

[13] Curry R.E., Owens L.R., Ground-Effect Characteristics of the Tu-144 Supersonic Transport Airplane, *NASA/TM-2003-212035*, 2003.

[14] Schweikhard W., A Method For In-Flight Measurement of Ground Effect on Fixed-Wing Aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. 4, pp. 101-104, 1967.

[15] Chang R.C., Muirhead V.U., Investigation of Dynamic Ground Effect, in: *Proceedings of the 1985 NASA Ames Research Center's Ground-Effects Workshop*, NASA, Ames Research Center, pp.363-393, 1970

[16] Chang R.C., *An Experimental Investigation of Dynamic Ground Effect*, Ph.D. Thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Kansas, Lawrence, KS, 1985.

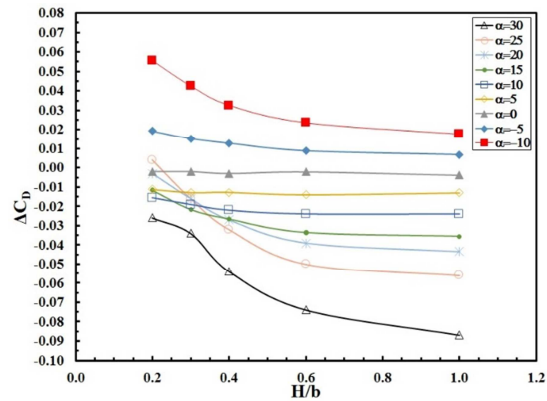
[17] Jones B.L., *Experimental Investigation into the Aerodynamic Ground Effect of a Tailless Chevron-Shaped UCAV*, Master Thesis, School of Engineering and Management, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, OH, 2005.

[18] Katz J., Levin D., Measurements of Ground Effect for Delta Wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 21, pp. 441-443, 1984.

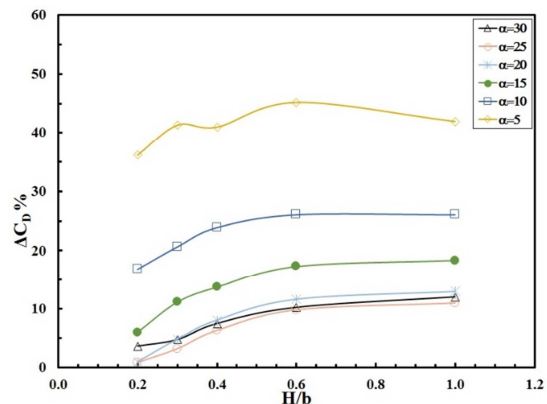
[19] Lee P. H., Lan C.E., Muirhead V.U., Experimental Investigation of Dynamic Ground Effect, *Journal of Aircraft*, Vol. 26, pp. 497-498, 1989.

[20] Chang Ray C. and Muirhead Vincent U. Investigation of Dynamic Ground Effect, *Proceedings of the 1985 NASA Ames Research Center's Ground-Effects Workshop*, NASA CP-2462, pp. 363-393, 20 August 1985.

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



شکل ۱۷- منحنی میزان افزایش ضریب پسا بر حسب فاصله از زمین



شکل ۱۸- منحنی درصد افزایش ضریب پسا بر حسب فاصله از زمین

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق اثرات زمین در زوایای حمله کم و بالا بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی یک مدل هواپیمای بال مثلثی ۶۰ درجه با حضور بدنه و دم عمودی به صورت تجربی در تونل باد کم سرعت در عدد رینولدز فراتر از یک و نیم میلیون مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این تحقیق نشان داده است که اثرات زمین تابعی از فاصله از زمین و زاویه حمله می‌باشد. در زوایای حمله متوسط و بالا وقتی که فاصله بال مثلثی تا زمین کمتر از نصف طول بال می‌گردد شیب منحنی برآ به صورت غیرخطی و با نرخ بالایی افزایش پیدا می‌کند. در زوایای حمله منفی این اثر معکوس بوده و کاهش فاصله از صفحه زمین باعث کاهش مقدار ضریب برآ می‌گردد. برای مقادیر $H/b < 0.5$ ، نرخ تغییرات بالا می‌باشد. در زوایای حمله مثبت بزرگتر از $3/5$ درجه، مقدار ضریب گشتاور پیچشی دماغه پایین با کاهش فاصله از زمین افزایش پیدا می‌کند و مرکز آیرودینامیکی کل به سمت عقب جابجا میشود و این پدیده موجب افزایش پایداری استاتیکی می‌گردد. در زوایای حمله کوچکتر از $3/5$ درجه و زوایای حمله منفی این اثرات معکوس شده است. با کاهش فاصله از صفحه زمین مقدار ضریب پسای کل، افزایش پیدا می‌کند اما درصد افزایش آن با کاهش فاصله کاهش یافته است.

۶- نمادها

ضریب پسا	C_D
----------	-------

- [22] Kemmerly G. T., Paulson J. W., Jr. and Compton M., Exploratory Evaluation of Moving-Model Technique for Measurement of Dynamic Ground Effects, *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 6, pp. 557–562 June 1988.
- [23] Paulson John W., Jr., Kemmerly Guy T., and Gilbert William P., Dynamic Ground Effects, Aerodynamics of Combat Aircraft Controls and of Ground Effects, *AGARD CP-465*, pp. 21-1– 21-12, 1990.
- [24] Stephen Corda Mark T. Stephenson Frank W. Burcham. and Robert E. Curry, Dynamic Ground Effects Flight Test of an F-15 Aircraft, *NACA TR-4604*, 1994.
- [25] Schweikhard William, A Method for In-Flight Measurement of Ground Effect on Fixed-Wing Aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. 4, No. 2, pp. 101–104, March–April 1967.
- [26] Curry Robert E., Moulton Bryan, J. and Kresse, John., An In-Flight Investigation of Ground Effect on a Forward-Swept Wing Airplane, *NASA TM-101708*, 1989.
- [27] Burcham Frank W., Jr., Maine Trindel A., Fullerton, C. Gordon, and Wells, Edward A., Preliminary Flight Results of a Fly-by-Throttle Emergency Flight Control System on an F-15 Airplane, *NASA TM-4503*, 1993.
- [28] Khrabrov A., Greenwell D., TsAGI 70° and 65° Delta Wings Test Cases, *RTO-TR-AVT-080*, Chapter 9, 2014
- [29] Boschetti P. J., Cárdenas E. M., Amerio A. and Arévalo A., Stability and Performance of Light Unmanned Airplane in Ground Effect, *AIAA Paper 2010-293*, January. 2010.
- [30] Saeed Jame, Adi Maimun, Agoes Priyanto, Nor Azwadi, Aerodynamic characteristics of a compound wing during ground effect, *The International Conference on Marine Technology*, BUET, Dhaka, Bangladesh, 11-12 December 2010.
- [31] Gonzalez P., Boschetti P., Cárdenas E. and Rodriguez M., 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.
- [32] Boschetti P. J. and Cárdenas E. M., Ground Effect on the Longitudinal Stability of an Unmanned Airplane, *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, *AIAA 2012-1051*, Nashville, Tennessee, 09-12 January 2012.
- [33] Katz J., Levin D., Measurements of Ground Effect for Delta Wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 21, pp. 441–443, 1984.
- [34] Jones B.L., *Experimental Investigation into the Aerodynamic Ground Effect of a Tailless Chevron-Shaped UCAV*, Master Thesis, School of Engineering and Management, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, OH, 2005.
- [35] William B. Kemp, Vernard E. Lockwood and W. Pelham Phili, Ground Effects Related to Landing of Airplanes with Low Aspect Ratio Wings. *NACA TN D-3583*, 1966.
- [36] Victor R. Corsiglia, David G. Koenig and Joseph P. Morell, Large Scale Tests of an Airplane Model with a Double Delta Wing, Including Longitudinal and Lateral Characteristics and Ground Effects. *NACA TN D-5102*, 1966.
- [37] Chang R.C., Muirhead V.U., Effect of Sink Rate on Ground Effect of Low-Aspect-Ratio Wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 24, pp. 176–180, 1987.
- [38] Ray Chung Chang, Investigation of Dynamic Ground Effect, *NASA N87-24420*, 1987.
- [39] Baker Paul A., Schweikhard William G. and Young, William R., Flight Evaluation of Ground Effect on Several Low-Aspect Ratio Airplanes, *NASA TN D-6053*, 1970.
- [40] Lee P. H., Lan C. E. and Muirhead V. U., Experimental Investigation of Dynamic Ground Effect, *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 6, pp. 497–498, June 1989.
- [41] Joun W. Paulson and Jr. Guy T. Kemmerly, An Assessment of Ground Effects Determined by Static and Dynamic Test Techniques. *NASA N89-10854*, 1989.