

ارزیابی عددی آئرو دینامیک یک بال لامبدا در اثر سطح استاتیک

محمد جواد بذرگر

کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

مجتبی دهقان منشادی*

دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

چکیده

نیروهای آئرو دینامیکی و فیزیک جریان یک بال لامبدا با لبه حمله تیز و زوایای پس گرایی 29.5° و 54.9° در ناحیه اثر سطح به روش عددی بررسی شده است. در عدد ماخ 0.2 ، زوایای حمله از 0° تا 8° و ارتفاعات پرواز از جریان آزاد تا ارتفاع بی بعد 0.05 تغییر می‌کند. معادلات بر اساس روش حجم محدود حل می‌شود. جهت مدل‌سازی آشفتگی از مدل دو معادله‌ای $k-\omega$ SST استفاده شده است. پسا، برآ، ممان پیچش، بازده آئرو دینامیکی، پسای پارازیت با کاهش ارتفاع، افزایش و پسای القایی کاهش می‌یابد. درصد تغییرات ضرایب نسبت به جریان آزاد با کاهش ارتفاع و زاویه حمله افزایش یافته به طوری که بیشترین درصد تغییرات مربوط به ارتفاع بی بعد محدوده 0.3 تا 0.05 است. مطالعه فیزیک جریان در زاویه حمله 8° نشان می‌دهد، با کاهش ارتفاع پرواز، فشار استاتیک زیر بال به علت مسدود شدن جریان بین بال و زمین افزایش و فشار دینامیکی کاهش می‌یابد. هم‌چنین گردابه اولیه قوی‌تر و فشار مکش بیش‌تری ایجاد می‌کند. با کاهش ارتفاع، گردابه محل شکستگی بال ضعیف‌تر و فروپاشی آن به بالادست جریان انتقال می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: اثر سطح، حل عددی، بال لامبدا، گردابه‌های لبه حمله.

The Numerical Investigation of The Aerodynamics of a Lambda Wing In Static Ground Effect

M. J. Bazrgar

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malekashtar University of Technology, Isfahan, Iran

M. Dehghan Manshadi

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Malekashtar University of Technology, Isfahan, Iran

Abstract

The In this research, aerodynamics forces and lambda wing flow physics with a sharp leading edge and leading edge sweep angles of 54.9° and 29.5° have been investigated in the ground effect region numerical method. At Mach number 0.2, angle of attack from 0° through 8° , with clearance free stream through 0.05 is varying. The equations is solved based on the finite volume method. Two equation $k-\omega$ SST model is used for turbulence modeling. The drag, lift, nose up moment, aerodynamics efficiency, parasitic drag increase with decreasing flight height, and decrease the induced drag. The coefficients variations percentage relative to free stream increases with height decreasing and angle of attack, and most variation percentage are at clearance from 0.3 to 0.05. The study flow physics at angle of attack 8° is exhibited with the flight height decreasing, the flow between the ground and the windward side is blocked to decrease dynamic pressure and increase static pressure. Also, suction on the leeward side increase and the strengthened primary vortex. With the flight height decreasing, wing kink location vortex is weakened and vortex breakdown is transferred to the upstream flow.

Keywords: Ground effect, Numerical solution, Lambda wing, Leading edge vortices.

کند، بر مهندسان کنترل لازم است تا اثرات آئرو دینامیکی پرواز در اثر سطح را مطالعه و بکار برند [۴].

خلبان‌ها پدیده اثر سطح را اولین بار در فاز نشست مشاهده کردند. بر طبق گزارش آن‌ها، هواپیما تمایل به شناور شدن داشت، چنان‌که بر بالش هوا قرار گرفته است. شروع ارزیابی اثر سطح از سال ۱۹۲۰ میلادی است. این ارزیابی‌ها احتمالاً در نتیجه مشاهدات در طی سال‌های جنگ جهانی اول بوده است. در طی این سال‌ها مهندسان شروع به مطالعه و بکار بردن مزیت‌های پرواز در اثر سطح و طراحی وسیله‌های پرنده جدید کردند. اولین اقدام در سال ۱۹۲۰ توسط وارنر انجام گرفته است [۵].

مطالعات نظری و آزمایشگاهی نشان می‌دهد که آئرو دینامیک اثر سطح، به پیکربندی وسیله پرنده وابسته است [۶]. اثر سطح بر اساس فیزیک جریان به دو دسته اثر سطح در جریان‌های متصل و اثر سطح در جریان با جدایش بزرگ تقسیم می‌شود. اثر سطح با جریان‌های

۱- مقدمه

تغییرات در ساختار جریان و نیروهای آئرو دینامیکی هنگام پرواز وسیله پرنده در نزدیک سطح زمین، نسبت به میدان جریان آزاد را اثر سطح گویند [۱]. اثر سطح یک پدیده آئرو دینامیکی است. هنگامی که ارتفاع پرواز، کمتر از دهانه بال یا وتر ایرفویل شود، پدیده اثر سطح رخ می‌دهد [۲ و ۳].

با پیشرفت‌های امروزی در فناوری، پرواز کنترل‌شده یک وسیله پرنده، بدون وجود خلبان ممکن شده است. پهپاد X-47b یکی از معروف‌ترین پهپادهای با پیکربندی نامتعارف بدون دم، با بال ترکیبی پس‌گرا است. این طراحی نامتعارف به تنهایی چالش‌های پایداری و کنترلی را دارد. هنگامی که این طراحی با اثر سطح در فازهای نشست و برخاست پرواز همراه شود، مسئله پیچیده‌تر می‌شود؛ بنابراین برای طراحی مناسب یک وسیله خودکار که به‌طور کارآمد در این ناحیه عمل

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mdmanshadi@mut-es.ac.ir

متصل، در بال‌های با نسبت منظری زیاد از قبیل هواپیماهای باربری و پرنده‌های اثر سطحی^۱ رخ می‌دهد. اثر سطح در جریان‌های با جدایش بزرگ، در بال‌هایی با فیزیک جریان گردابه غالب از قبیل بال‌های دلتا در جنگنده‌ها و پهپادها مشاهده می‌شود. بر اساس میدان کاربرد به دو دسته اثر سطح استاتیک و اثر سطح دینامیک تقسیم می‌شود. در اثر سطح استاتیک، ارتفاع بال با زمان ثابت است. در اثر سطح دینامیک، ارتفاع با زمان تغییر می‌کند [۷ و ۸].

ایرفویل‌های با زاویه حمله متوسط، در مجاورت سطح، متحمل یک افزایش فشار کلی روی سمت در معرض باد^۲ می‌شوند. این افزایش فشار دلیل اصلی برای تغییر آرودینامیک آن‌ها است [۹]. در مجاورت زمین، واماندگی^۳ بال معکوس^۴ به علت افزایش گرادیان فشار معکوس در زاویه حمله کم‌تری رخ می‌دهد. بال‌های معکوس جهت تولید برآی منفی^۵ در خودروهای فرمول یک استفاده می‌شوند. توجه کنید که این نتایج ایرفویل‌ها، برای بال‌های با نسبت منظری زیاد و زاویه پس‌گرایی کم در اثر سطح به دست آمده است. این نتایج برای بال‌های با گردابه‌های لبه حمله صحیح نیست [۱۰]. بررسی تجربی و تحلیلی توسط تراب [۱۱] بر بال مستقیم با پروفیل S8036 در رینولدز^۶ $1/2 \times 10^5$ انجام شد. نتایج نشان داد که در ناحیه اثر سطح، پسای کل کاهش می‌یابد. همچنین افزایش برآ و ماکزیمم نسبت برآ به پسا، به علت کاهش پسای گردابه^۶ مشاهده شد. لی [۱۲] و همکاران، ناحیه اثر سطح بر بال مستطیلی با مقطع متقارن NACA0015 در عدد رینولدز^۶ $1/5 \times 10^6$ را بررسی کردند. بررسی آن‌ها نشان داد که روند تغییرات برآ با زاویه حمله، به غالب بودن اثر ونتوری در مسیر همگرا-واگرا بین بال و زمین وابسته است.

دوییک [۱۳] بررسی عددی اثرات تراکم‌پذیری در ناحیه اثر سطح بر بال ONERA M6 در اعداد ماخ ۰/۵ تا ۰/۹ و زاویه حمله $3/06^\circ$ انجام داد. نتایج نشان داد که با کاهش ارتفاع، برآ در زاویه‌های حمله مثبت زیاد می‌شود. همچنین موج شوک عمودی بر سطح زیرین، زودتر از جریان آزاد اتفاق می‌افتد. ایجاد موج شوک عمودی، با افزایش پسا نسبت به جریان آزاد همراه است.

نتایج تست‌های تونل باد بر مدل بال پرنده لامبدا شکل در سرعت ۶۰ مایل بر ساعت توسط این وان [۱۴] نشان می‌دهد که در اثر سطح، برآ و پسا زیاد می‌شود. افزایش مکش ایجادشده به وسیله گردابه‌های لبه حمله یک بال دلتای 60° تا قبل از انفجار^۷ گردابه‌ها، توسط ایرل و ویس [۱۵] گزارش شده است. بررسی عددی اثر سطح استاتیک بر بال دلتای 65° در زاویه حمله 20° و ماخ $0/2$ توسط کیو و همکاران [۱۶] انجام شده است. آن‌ها گزارش کردند که با کاهش ارتفاع، پسا، برآ و ممان پیچش منفی به‌طور غیرخطی افزایش می‌یابد. بازده آرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) با ارتفاع تغییر اندکی می‌کند و در حالت کلی روند افزایشی با کاهش ارتفاع دارد. این پدیده ایجاب می‌کند که بازده آرودینامیکی بال دلتا در اثر سطح افزایش می‌یابد. این افزایش بازده،

خیلی کمتر از مقادیر گزارش‌شده در بال‌های با نسبت منظری زیاد است.

بررسی عددی رفتار آرودینامیکی مدل بال دلتای 65° در زاویه حمله 23° و ماخ $0/2$ در اثر سطح دینامیک توسط کین و همکاران [۱۷] انجام شده است. نتایج بررسی آن‌ها نشان داد که با کاهش ارتفاع، برآ، پسا و ممان پیچش منفی به‌طور غیرخطی نسبت به اثر سطح استاتیک زیاد می‌شود. همچنین افزایش نمو تغییرات ضرایب آرودینامیکی با افزایش سرعت نزول^۸ مشاهده شده است. اثر سطح استاتیک و دینامیک توسط چانگ و میورهد [۱۸] بر بال‌های دلتای F-104A و XB-70 درجه، 75° و 70.6° درجه، بررسی شد. نتایج بررسی آن‌ها، کاهش اختلاف بین نتایج اثر سطح استاتیک و دینامیک با افزایش نسبت منظری و کاهش زاویه پس‌گرایی بال را نشان داد.

بررسی مراجع گذشته در حوزه اثر سطح نشان می‌دهد که آرودینامیک اثر سطح، وابسته به ماهیت جریان رفتار متفاوتی دارد. با وجود این‌که مطالعات گسترده‌ای در حوزه نیروهای آرودینامیکی بال‌های مستطیلی انجام شده است ولی مطالعات خیلی کمی در حوزه بال‌های لامبدا و فیزیک جریان آن‌ها در ناحیه اثر سطح انجام شده است. با توجه به این‌که طراحان هواپیما به سمت هواپیماهای بدون دم و بال-بدنه یکپارچه می‌روند، مطالعه رفتار این‌گونه بال‌ها اهمیت یافته است. هدف از این تحقیق، مطالعه تغییرات مشخصه‌های آرودینامیکی بال غیر باریک لامبدا شکل ناشی از تغییر ارتفاع پرواز بالای زمین، در زوایای حمله 0° تا 8° است. همچنین جزئیات آنالیز میدان جریان آزاد و ارتفاع بی‌بعد $0/05$ ، در زاویه حمله 8° ارائه شده است.

۲- توصیف مسئله

در این مطالعه، یک نمونه بال غیر باریک لامبدا شکل با لبه حمله تیز استفاده شده است. مدل بال و سیستم مختصات بکار برده شده در شکل ۱ نشان داده شده است. مدل دارای زوایای پس‌گرایی لبه حمله $29/5^\circ$ و $54/5^\circ$ و زاویه لبه حمله^۹ 45° است. همچنین مدل دارای ضخامت، وتر ریشه، وتر آرودینامیکی متوسط و پهنا به ترتیب برابر با 225 ، 450 ، 30 و 732 میلی‌متر است. مبدأ سیستم مختصات در رأس بال قرار دارد و ارتفاع پرواز، h ، به‌عنوان فاصله بین لبه فرار بال و صفحه زمین تعریف و با وتر ریشه بی‌بعد شده است. ارتفاعات بی‌بعد h/C_r برابر 5 ، $0/5$ ، $0/3$ ، $0/1$ و $0/05$ است.

در این مقاله عدد ماخ جریان آزاد $0/2$ و عدد رینولدز بر اساس وتر آرودینامیکی متوسط 1×10^6 است. همچنین زاویه حمله از 0° تا 8° تغییر می‌کند.

۳- روش عددی

روش عددی بکار برده شده در این پژوهش، استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی^{۱۰} است. شبیه‌سازی‌ها با نرم‌افزار Ansys-Fluent انجام شده است. عوامل مختلفی در مدل‌سازی جریان و دقت

¹ Wing in ground

² Windward

³ Stall

⁴ Invert wing

⁵ Downforce

⁶ Vortex drag

⁷ Bursting

⁸ Sink

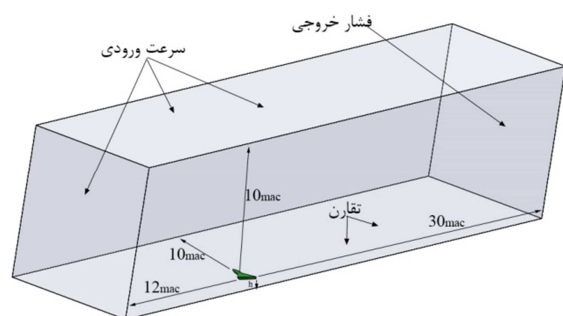
⁹ Bevel

¹⁰ Computational fluid dynamics

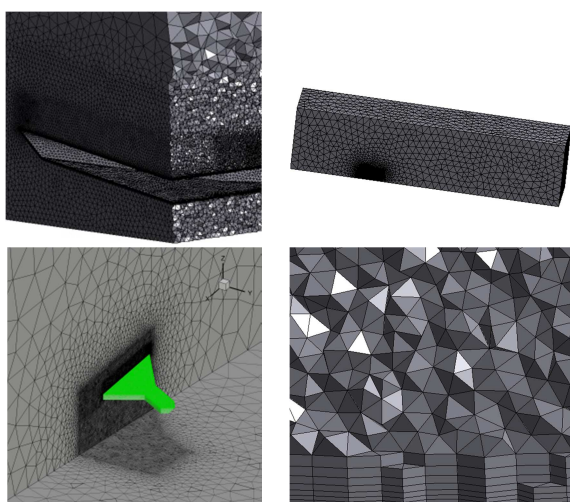
همگرایی، ثابت شدن ضرایب آئرو دینامیکی و کم شدن ۴ مرتبه از اندازه باقیمانده‌های معادلات بقا انتخاب شده است.

۳-۲- شبکه و شرایط مرزی

نیمه مدل در این مطالعه استفاده شده است، زیرا پدیده‌های نامتقارن در محدوده زاویه مورد بررسی رخ نمی‌دهد بنابراین شرط تقارن اثری در دقت نتایج ندارد [۲۰]. دامنه محاسباتی در جریان آزاد به اندازه ۱۲ برابر وتر متوسط آئرو دینامیکی از رأس بال، ۳۰ برابر از پشت بال، ۱۰ برابر در راستای دهانه بال، ۱۰ برابر از بالا و ۱۰ برابر از پایین امتداد یافته است (شکل ۲). در جریان آزاد، شرایط مرز بالادست، مرز بالا، مرز پایین و مرز جانبی به‌عنوان سرعت ورودی، مرز پایین‌دست به عنوان فشار خروجی و سطوح بال به عنوان دیواره بدون لغزش در نظر گرفته شده است. در پرواز اثر سطح، شرط مرزی صفحه زمین، صفحه تقارن انتخاب شده است [۲۱-۲۳]. شبکه ایجاد شده به صورت سه بعدی بی‌سازمان با سلول‌های منشوری در داخل لایه مرزی و سلول‌های چهار وجهی در خارج از لایه مرزی است. در شکل ۳، المان‌های حجمی و سطحی شبکه اطراف بال نشان داده شده است.



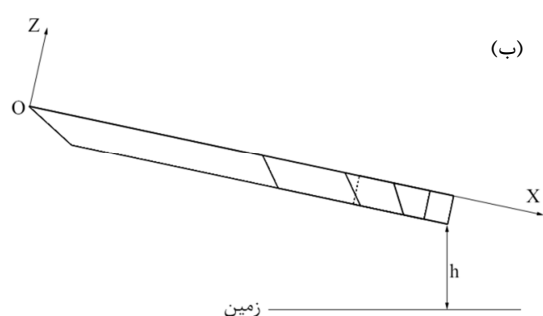
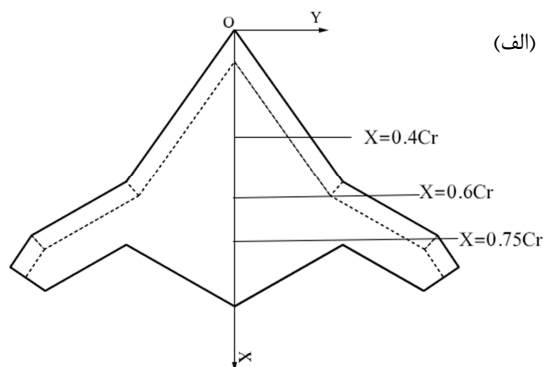
شکل ۲- نمایش دامنه محاسباتی و شرایط مرزی در حالت اثر سطح



شکل ۳- المان‌های حجمی و سطحی شبکه اطراف بال

حداکثر فاصله بی‌بعد اولین المان تا دیواره، ۱/۹۲ است. با توجه به این‌که در بال‌های لامبدا، جریان گردابه‌ای غالب است، روند تغییرات ضریب فشار سطح بالای بال با تعداد المان جهت بررسی استقلال حل از شبکه انتخاب شده است. شکل ۴، توزیع فشار دو مقطع از بال در

شبیه‌سازی مؤثر هستند. از جمله این عوامل می‌توان به معادلات حاکم، بیان آشفتگی، شبکه، شرایط مرزی و اعتبار سنجی حلگر با نتایج آزمایشگاهی را نام برد. این عوامل در بخش‌های زیر بررسی شده است.



شکل ۱- سیستم مختصات و هندسه بال
(الف) نمای بالا (ب) نمای جانبی

۳-۱- حلگر جریان

با فرض جریان دائم، ۳ بعدی، آشفته، تراکم ناپذیر و نداشتن نیروهای حجمی، معادلات متوسط زمانی حاکم بر جریان عبارتند از:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i u_j) = -\frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} (-\overline{u_i u_j}) \quad (2)$$

$$-\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \left(\rho K + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (3)$$

روابط (۱)، (۲) و (۳) به ترتیب معادله پیوستگی، مومنتوم و فرضیه بوزینسک^۱ جهت محاسبه تنش‌های رینولدز است. معادلات بر اساس روش حجم محدود حل می‌شود. جملات پخش^۲ و جایجایی^۳ با روش مرتبه دوم گسسته‌سازی شده‌اند. شبیه‌سازی با فرض جریان کاملاً آشفته انجام شده است. مدل دو معادله‌ای k- ω SST جهت پیش‌بینی بهتر قدرت و موقعیت گردابه‌ها، به‌عنوان مدل آشفتگی انتخاب شده است [۱۹]. حل گر مورد استفاده، فشار مینا و جهت کوپل کردن میدان سرعت و فشار از الگوریتم SIMPLE استفاده شده است. معیار

^۱ Boussinesq

^۲ Diffusion

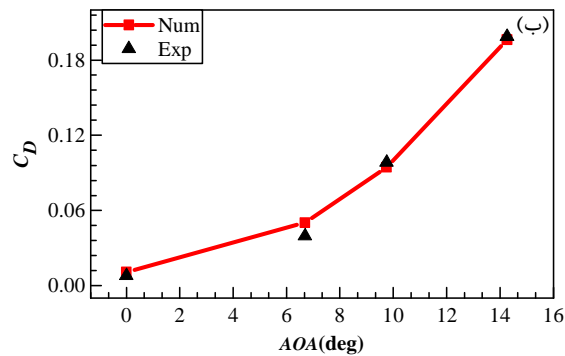
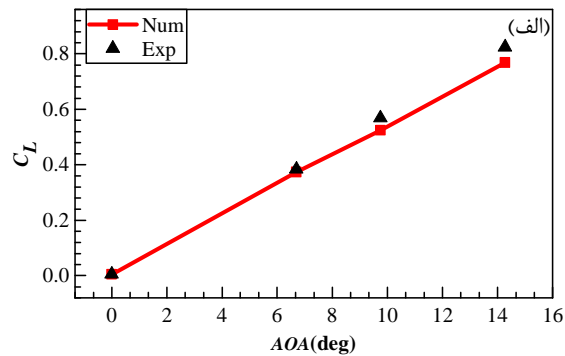
^۳ Convection

تغییرات زیاد نیست. بیشترین نرخ تغییرات در ارتفاعات بی‌بعد بین ۰/۳ تا ۰/۵ است. شکل ۷ اثر صفحه زمین بر پسای مدل را نشان می‌دهد. ضریب پسا برای همه زوایای حمله در حالت کلی افزایش می‌یابد.

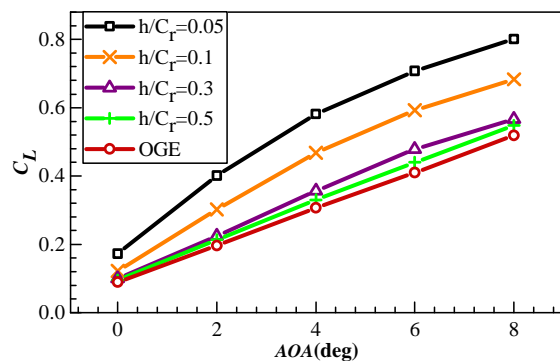
جهت آنالیز مؤلفه‌های مختلف پسا، فرض می‌شود پسا به شکل معادله (۴) باشد [۲۵].

$$C_D = C_{D0} + NC_L^2 \quad (4)$$

در اینجا C_{D0} پسای پارازیت در هنگام تولید برای صفر و NC_L^2 پسای ناشی از برآ است. فاکتور القایی N ، نشان‌دهنده مقدار پسای



شکل ۵- اعتبارسنجی نتایج تجربی و شبیه‌سازی حاضر (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا



شکل ۶- تغییرات برآ در اثر سطح

مربوط به تولید برآ و در واقع نشان‌دهنده شیب منحنی C_D برحسب C_L^2 است. بر طبق معادله (۴)، بین C_D و C_L^2 رابطه خطی فرض می‌شود. مقادیر N از طریق رگرسیون خطی برای هر ارتفاع محاسبه و در شکل ۸ نشان داده شده است. مقدار N با نزدیک شدن

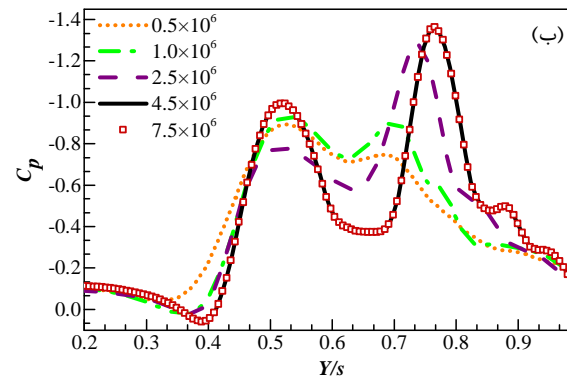
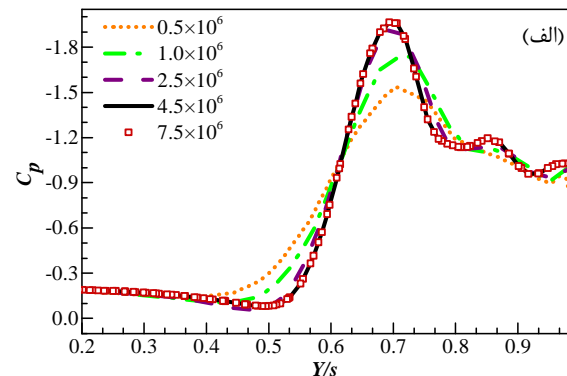
جریان آزاد با زاویه حمله 8° را نشان می‌دهد. با توجه به ثابت ماندن ضریب فشار در شبکه $4/5 \times 10^6$ و $7/5 \times 10^6$ ، جهت کاهش هزینه محاسباتی، شبکه با تعداد المان $4/5 \times 10^6$ در سایر شبیه‌سازی‌ها انتخاب شده است.

۳-۳- اعتبار سنجی

اعتبار سنجی نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی مدل بال دلتا 65° در ارتفاع بی‌بعد ۰/۳ و عدد رینولدز بر اساس وتر آنرویدینامیکی متوسط 460000 انجام گرفته است [۲۴]. مقایسه نتایج ضرایب پسا و برآی کار حاضر با نتایج آزمایشگاهی در شکل ۵ ارائه شده است. انطباق خوبی بین نتایج تجربی و کار حاضر وجود دارد به طوری که حداکثر خطا ۸ درصد است. خطای مشاهده شده، احتمالاً ناشی از فرض آشفتگی کامل جریان است.

۴- نتایج

نتایج حاصل از شبیه‌سازی در دو بخش ارائه شده است. در بخش اول ضرایب آنرویدینامیکی بررسی شده است. در بخش دوم کانتورها و خطوط جریان در زاویه حمله 8° تحلیل شده است.

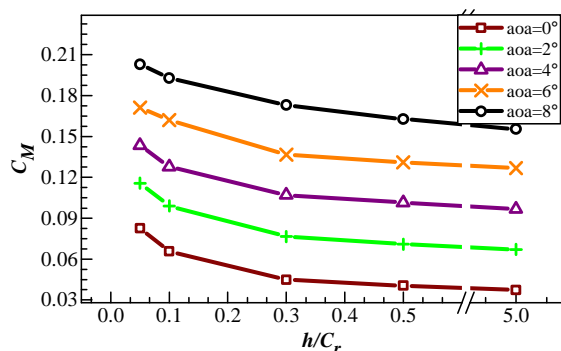


شکل ۴- بررسی استقلال حل از شبکه (الف) $X = 0.35C_r$ (ب) $X = 0.75C_r$

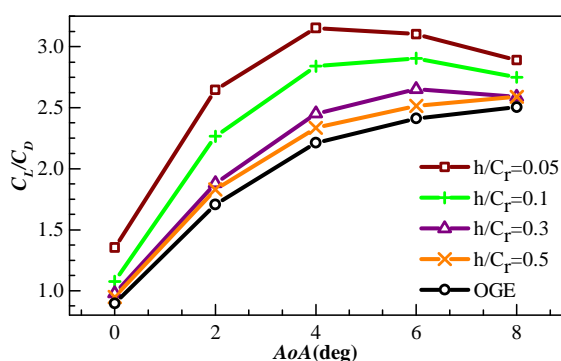
۴-۱- ضرایب آنرویدینامیکی

یکی از اثرات پرواز نزدیک زمین، تغییر ضرایب آنرویدینامیکی است. نمودار تغییرات برآ برحسب ارتفاع در زوایای حمله مختلف در شکل ۶ رسم شده است. با نزدیک شدن مدل به سطح، ضریب برآ و شیب منحنی برآ زیاد می‌شود. از حالت جریان آزاد تا ارتفاع بی‌بعد ۰/۳، نرخ

مدل به سطح کم می‌شود. در ارتفاع 0.05 ، از زاویه حمله 4° به بعد بازده کاهش می‌یابد. روند تغییرات بازده با کاهش ارتفاع در زوایای 0° تا 4° همواره صعودی است. در ارتفاعات کمتر از 0.3 و زوایای بیش‌تر از 6° ، شیب بازده منفی است.



شکل ۱۰- تغییرات ممان پیچش حول مرکز جرم در اثر سطح



شکل ۱۱- بازده آئرو دینامیکی در اثر سطح

۴-۲- فیزیک جریان در زاویه حمله 8°

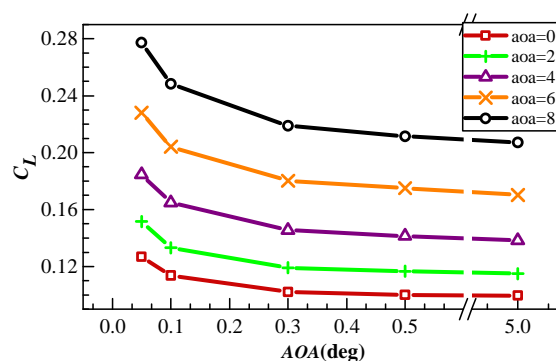
در این بخش مشخصات جریان در زاویه حمله 8° بررسی شده است. شکل ۱۲، نمودارهای توزیع ضریب فشار مقاطع مختلف بال در زاویه حمله 8° را نشان می‌دهد. حداکثر موضعی فشار مکش روی سطح بالایی، نشان‌دهنده هسته گردابه‌های لبه حمله است. با کاهش ارتفاع، افت فشار ایجاد شده به وسیله گردابه‌های اولیه و ثانویه بیش‌تر می‌شود و گردابه‌ها اندکی در راستای دهانه بال به طرف بیرون جابجا می‌شوند. افزایش افت فشار به معنی قوی‌تر شدن گردابه‌های اولیه و ثانویه در اثر سطح است. با کاهش ارتفاع، ناحیه افت فشار اندکی پهن‌تر می‌شود که به معنی بزرگ‌تر شدن شعاع گردابه لبه حمله است. بر طبق شکل ۱۲ ب و پ، با کاهش ارتفاع، فشار مکش ایجاد شده توسط گردابه محل شکستگی بال کاهش یافته و پیک مکش از بین می‌رود. این به معنی از بین رفتن ساختار منسجم گردابه تشکیل در محل شکستگی بال است. همچنین گردابه تشکیل شده در محل شکستگی به تدریج به طرف خط مرکزی جابجا می‌شود. همان‌طور که در شکل ۱۲ پ مشاهده می‌شود، ساختار گردابه جدیدی در Y/s تقریباً برابر با 0.9 ، در ارتفاع بی‌بعد 0.1 روی بال تشکیل می‌شود. این ساختار در ارتفاع بی‌بعد 0.05 ضعیف‌تر می‌شود.

در شکل ۱۳ کانتورهای ضریب فشار روی سطح پایین مدل رسم

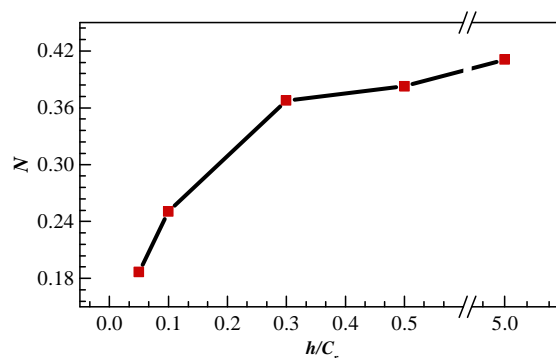
شکل ۹ مقادیر C_{D0} برحسب ارتفاع رسم شده است. بر اساس نمودار هر چه مدل به سطح نزدیک‌تر می‌شود، پسای پارازیت زیادتر می‌شود. بر طبق شکل‌های ۷ تا ۹، افزایش پسای کل در نتیجه افزایش در پسای پارازیت است که بر کاهش پسای القایی غالب است.

بر طبق شکل ۱۰، افزایش ممان پیچش حول مرکز جرم بال با کاهش ارتفاع، نشان‌دهنده افزایش نابرابر فشار در محل‌های مختلف بال در راستای وتر است. در شکل ۱۱ بازده آئرو دینامیکی برحسب زاویه حمله رسم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، بازده آئرو دینامیکی با کاهش ارتفاع، زیاد می‌شود. کمترین تغییرات بازده در

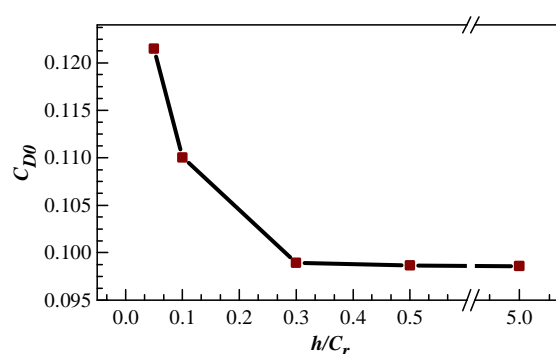
شکل ۷- تغییرات پسای در اثر سطح



شکل ۷- تغییرات پسای در اثر سطح



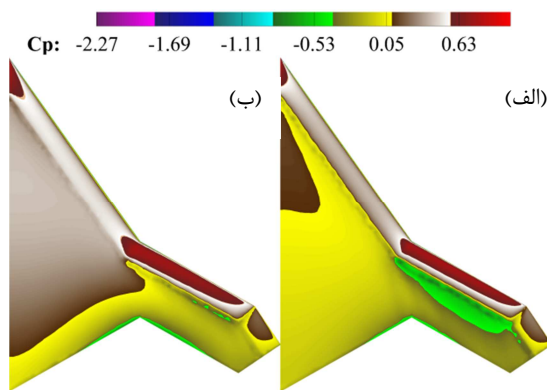
شکل ۸- تغییرات فاکتور پسای القایی



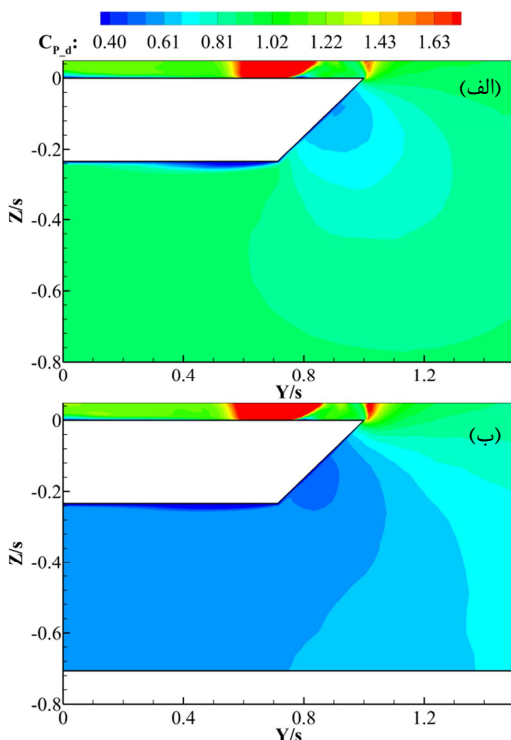
شکل ۹- تغییرات پسای پارازیت

ناحیه جریان آزاد تا ارتفاع بی‌بعد 0.3 است. بر طبق شکل ۱۱ بیش‌ترین بازده آئرو دینامیکی مربوط به زاویه حمله 4° با ارتفاع بی‌بعد 0.05 است. در حالت کلی شیب تغییرات بازده با افزایش زاویه حمله

جریان آزاد و ارتفاع بی بعد 0.05 ، در شکل ۱۶ رسم شده است. افت فشار کل در هسته گردابه اولیه در ارتفاع بی بعد 0.05 بیش تر است و ناحیه افت فشار نسبت به جریان آزاد بزرگ تر شده است؛ بنابراین ساختار گردابه اولیه قوی تر شده است. فشار کل در گردابه تشکیل شده از نقطه شکستگی نسبت به جریان آزاد بیشتر شده است؛ بنابراین گردابه ضعیف تر شده و به طرف بالا و خط مرکزی جابجا شده است. محل فروپاشی گردابه، نامتقارن، نوسانی و غیر دائم است. اما محل متوسط زمانی فروپاشی گردابه متقارن است [۲۶]. با توجه به انجام شبیه سازی دائم در این تحقیق، محل تعیین شده برای فروپاشی گردابه، تقریبی و متقارن است.

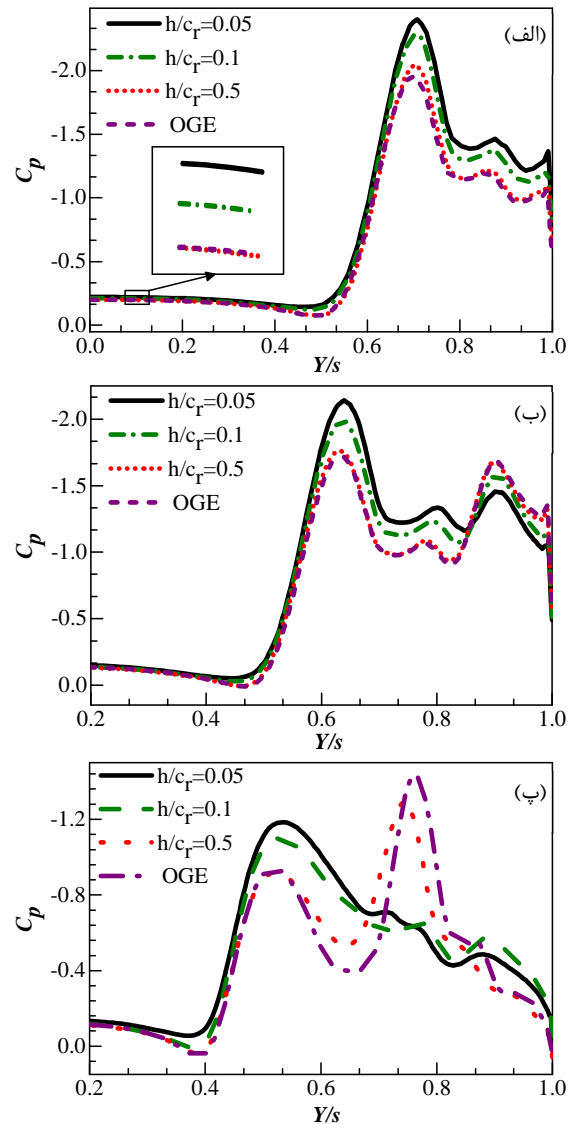


شکل ۱۳- کانتور ضریب فشار روی سطح پایین بال
 $h = 0.05C_r$ (ب) جریان آزاد (الف)



شکل ۱۴- اندازه سرعت در مقطع $X = 0.4C_r$
 (الف) جریان آزاد (ب) $h = 0.05C_r$

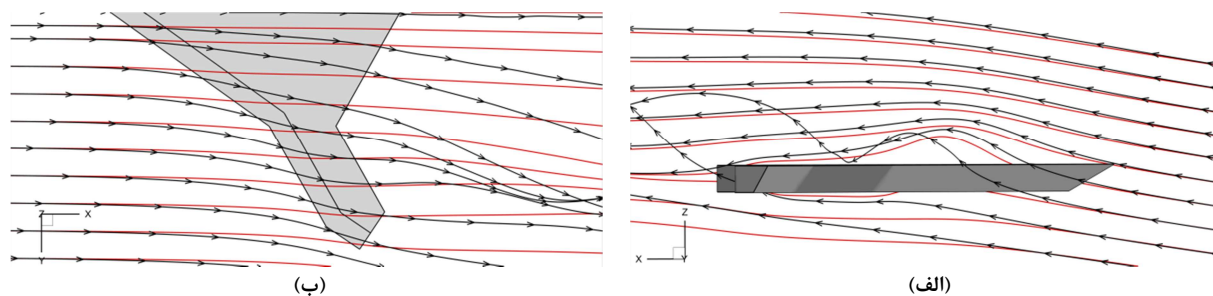
است. پرواز در ناحیه اثر سطح باعث افزایش قابل توجه فشار روی سطح زیرین بال می شود. این افزایش فشار به اثر رمپینگ^۱ معروف است. علت افزایش فشار سطح روی پایین بال، مسدود شدن جریان زیر بال و در نتیجه کاهش فشار دینامیکی جریان است. کاهش فشار دینامیکی جریان در شکل ۱۴ در صفحه عمود بر بال مشاهده می شود.



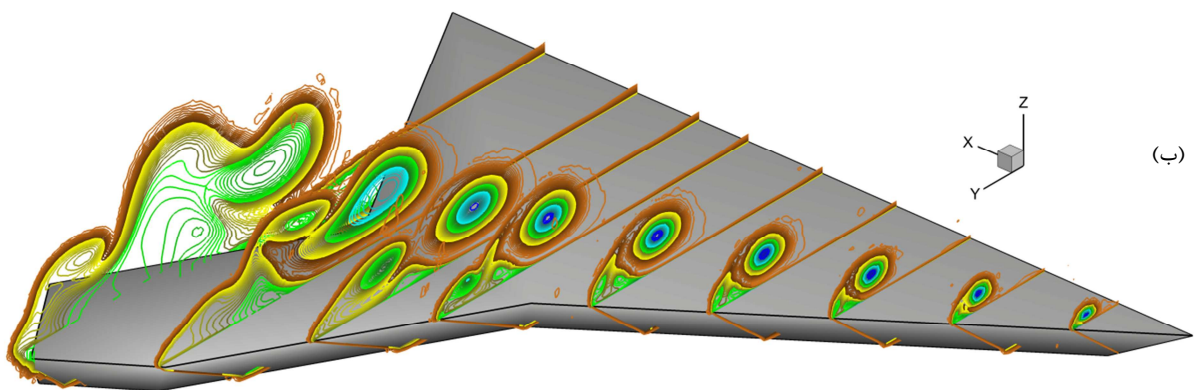
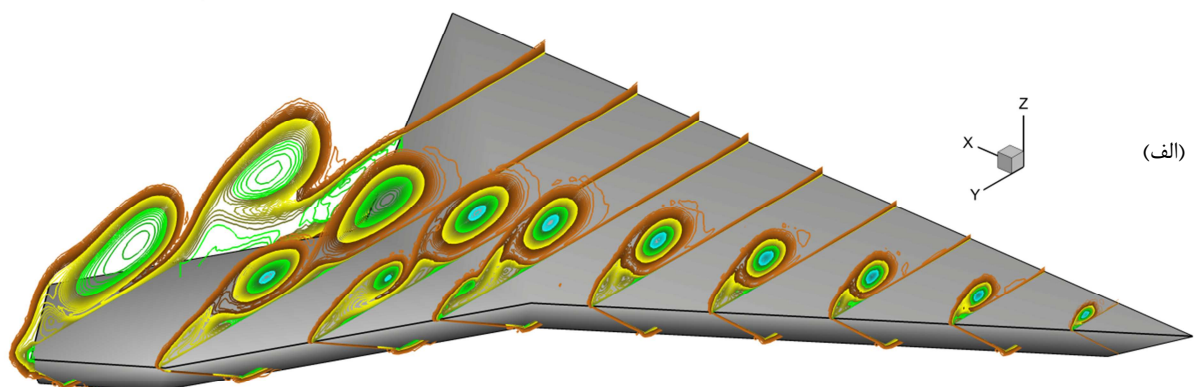
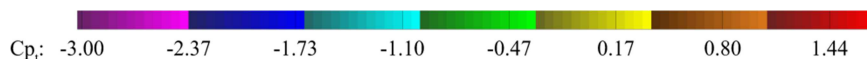
شکل ۱۵- توزیع ضرایب فشار روی سطح بالای بال در زاویه 8°
 (الف) $X = 0.4C_r$ (ب) $X = 0.6C_r$ (پ) $X = 0.75C_r$

شکل ۱۵ خطوط جریان ۳ بعدی رسم شده از ردیف نقاط یکسان عمودی (حالت الف) و افقی (حالت ب) در جریان آزاد و ارتفاع بی بعد 0.05 را نشان می دهد. خطوط جریان در اثر سطح نسبت به حالت جریان آزاد منحرف شده اند. خطوط جریان زیر مدل در راستای دهانه بال به طرف بیرون جابجا شده است. این جابجایی احتمالاً ناشی از افزایش قابل توجه فشار در مسیر بین بال و زمین است. جهت نمایش هسته گردابه ها، خطوط کانتور ضریب فشار کل در

¹ Ramping



شکل ۱۵- خطوط جریان در جریان آزاد (خطوط بدون پیکان) و $h = 0.05C_r$ (خطوط پیکان دار) (الف) نمای جانبی (ب) نمای پایین



شکل ۱۶- خطوط کانتور ضریب فشار کل در زاویه حمله 8° ، (الف) جریان آزاد، (ب) $h = 0.05C_r$

جریان هستند. نقاط تکین، محل‌هایی در میدان اصطکاک پوسته‌ای هستند که مؤلفه‌های تنش برشی به‌طور هم‌زمان صفر می‌شود. نقطه F ، بیان‌گر کانون^۵ جدایش و نقطه S ، نقطه زینی^۶ است. اگر تعداد بینهایت خط اصطکاک پوسته‌ای اطراف نقطه تکین بپیچند به آن نقطه، کانون گویند. نقطه زینی، نقطه تقاطع ظاهری دو خط اصطکاک پوسته‌ای است [۲۸]. در کانتورهای ضریب فشار شکل ۱۷ ب، فروپاشی گردابه محل شکستگی و قوی‌تر شدن گردابه اولیه به وضوح مشاهده می‌شود.

در شکل ۱۷ کانتورهای ضریب فشار و خطوط اصطکاک پوسته‌ای^۱ روی سطح بالای بال نشان داده شده است. PS ، SS ، PA و SA به ترتیب خط جدایش اولیه، خط جدایش ثانویه، خط اتصال اولیه و ثانویه را نشان می‌دهد. در لبه حمله بال اتفاق می‌افتد. در امتداد یک خط اتصال، تعداد بینهایت خط اصطکاک پوسته‌ای از آن بیرون^۲ می‌آید. حداکثر فشار و حداقل تنش برشی دیواره در نزدیکی خط اتصال اتفاق می‌افتد. خط جدایش خطی است که تعداد بینهایت خط اصطکاک پوسته‌ای به‌طرف آن همگرا^۳ می‌شوند [۲۷]. نقاط F و S نقاط تکین^۴

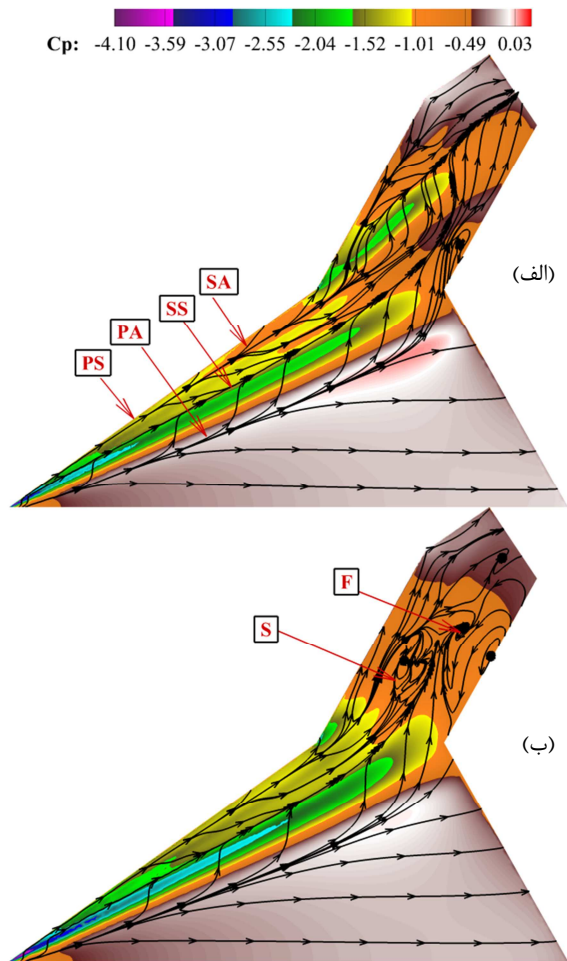
¹ Skin friction
² Diverge
³ Converge
⁴ Singular

⁵ Foci
⁶ Saddle

پسای پارازیت	C_{D0}
ضریب برآ	C_L
ضریب ممان پیچش حول مرکز جرم	C_M
ضریب فشار	C_p
ضریب فشار دینامیکی	C_{p-d}
ضریب فشار کل	C_{pt}
وتر ریشه (mm)	C_r
ارتفاع بال از سطح زمین (mm)	h
انرژی جنبشی آشفته (m^2s^{-2})	K
فاکتور پسای القایی	N
پرواز خارج از اثر سطح	OGE
فشار استاتیک (Nm^{-2})	p
نصف دهانه محلی (mm)	s
سرعت جریان آزاد (ms^{-1})	U
مؤلفه‌های متوسط زمانی سرعت (ms^{-1})	u_i
مؤلفه‌های نوسانی سرعت (ms^{-1})	u_i'
مختصات در راستای وتر	X
مختصات دکارتی	x_i
مختصات در راستای دهانه بال	Y
مختصات در راستای عمود بر بال	Z
چگالی (kgm^{-3})	ρ
لزجت دینامیکی ($kgs^{-1}m^{-1}$)	μ
دلتهای کرانکر	δ
فرکانس آشفتهگی (s^{-1})	ω
لزجت آشفته ($kgs^{-1}m^{-1}$)	μ_t

۷- مراجع

- [1] Qu Q., Ju B., Huang L., Liu P., and Agarwal R. K., Flow physics of a multi-element airfoil in ground effect, in *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, California, San Diego, 2016, pp. 0856.
- [2] Jones B., Franke M., and Stephen E., Aerodynamic ground effects of a tailless chevron-shaped UCAV model, in *24th Applied Aerodynamics Conference*, California, San Francisco 2006.
- [3] Rozhdestvensky K. V., *Wing-in-ground effect vehicles*, Progress in Aerospace Sciences, Vol. 42, No. 3, pp. 211-283, 2006.
- [4] Mostaccio J. T., *Experimental investigation of the aerodynamic ground effect of a tailless lambda-shaped UCAV with wing flaps*, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio 2006.



شکل ۱۷- خطوط کانتور ضریب فشار کل در زاویه حمله 8°
 (الف) جریان آزاد $h = 0.05C_r$ (ب)

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق نیروهای آئرو دینامیکی و فیزیک جریان یک مدل بال لامبدا در ناحیه اثر سطح به روش عددی در زوایای حمله 0° تا 8° بررسی شده است. ارتفاعات پرواز از جریان آزاد تا ارتفاع بی بعد 0.05 تغییر می کند. عدد ماخ جریان آزاد 0.2 است. خلاصه ای از نتایج به شرح زیر است:

- (۱) با کاهش ارتفاع پرواز، ضرایب برآ، پسای کل، پسای پارازیت، ممان پیچش و بازده آئرو دینامیکی در تمام زوایای حمله افزایش می یابد و پسای القایی کم می شود. بیشترین تغییرات مربوط به محدوده ارتفاع بی بعد بین 0.3 تا 0.05 است.
- (۲) فشار استاتیک زیر بال و پیک مکش گردابه های اولیه و ثانویه در زاویه حمله 8° در اثر سطح نسبت به جریان آزاد زیادتر می شود.
- (۳) در زاویه حمله 8° ، گردابه محل شکستگی بال در اثر سطح به تدریج ضعیف تر و پیک مکش آن کاهش می یابد.

۶- نمادها

AOA	زاویه حمله (degree)
C_D	ضریب پسا

- Conferences: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
- [23] Ockfen A. E., Viscous modeling of ground effect aerodynamics of Airfoil and jet, Washington State University, 2008.
- [24] Lee P. H., Lan C.-T. E., and Muirhead V. U., An experimental investigation of dynamic ground effect, vol. 4105, *National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Division*, 1987.
- [25] B. W. McCormick, *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*, pp. 185-186: Wiley New York, 1979.
- [26] Menke M., Yang H., and Gursul I., Experiments on the unsteady nature of vortex breakdown over delta wings, *Experiments in Fluids*, Vol. 27, No. 3, pp. 262-272, 1999.
- [27] Hirschel E. H., Cousteix J., and Kordulla W., *Three-dimensional attached viscous flow*, pp. 131-178: Springer, 2013.
- Tobak M. and Peake D. J., Topology of three-dimensional separated flows, *Annual review of fluid mechanics*, Vol. 14, pp. 61-85, 1982.
- [5] Edwards L. C., *Experimental study of wing-in-ground effects in the AFIT 5-foot wind tunnel*, Air force institute of technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio 1987.
- [6] Holloran M., and O'Meara S., *Wing in ground effect craft review*, DSTO aeronautical and maritime research laboratory, 1999.
- [7] Qin Y., Qu Q., Liu P., Tian Y., and Lu Z., DDES study of the aerodynamic forces and flow physics of a delta wing in static ground effect, *Aerospace science and technology*, Vol. 43, pp. 423-436, 2015.
- [8] Chen Y. S., and Schweikhard W. G., Dynamic ground effects on a two-dimensional flat plate, *Journal of aircraft*, Vol. 22, No. 7, pp. 638-640, 1985.
- [9] Ahmed M. R., Takasaki T., and Kohama Y., Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect, *AIAA journal*, Vol. 45, No. 1, pp. 37-47, 2007.
- [10] Dominy R. G., Aerodynamics of Grand Prix Cars, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: *Journal of Automobile Engineering*, vol. 206, no. 4, pp. 267-274, October 1, 1992, 1992.
- [11] Traub L. W., Experimental and analytic investigation of ground effect, *Journal of Aircraft*, vol. 52, no. 1, pp. 235-243, 2014.
- [12] Lee S., and Lee J., Aerodynamic characteristics of a rectangular wing in ground proximity, *Journal of Aircraft*, vol. 51, no. 2, pp. 688-693, 2014.
- [13] Doig G., Barber T. J., and Neely A. J., Aerodynamic characteristics of a swept wing in close ground proximity at high subsonic mach numbers," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 25, No. 4, pp. 600-612, 2012.
- [14] In W., Franke M., Stephen E. and Reeder M., Aerodynamic ground effects of tailless chevron and lambda shaped UCAV models in *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2007, pp. 676.
- [15] Er-El J. and Weihs D., Ground effect on slender wings at moderate and high angles of attack, *Journal of aircraft*, Vol. 23, No. 5, pp. 357-358, 1986.
- [16] Qu Q., Lu Z., Guo H., Liu P. and Agarwal R. K., Numerical investigation of the aerodynamics of a delta wing in ground effect, *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No. 1, pp. 329-340, 2014.
- [17] Qin Y., Liu P., Qu Q., and Guo H., Numerical study of aerodynamic forces and flow physics of a delta wing in dynamic ground effect, *Aerospace science and technology*, Vol. 51, pp. 203-221, 2016.
- [18] Chang R. C. and Muirhead V. U., Effect of sink rate on ground effect of low-aspect-ratio wings, *Journal of Aircraft*, Vol. 24, No. 3, pp. 176-180, 1987.
- [19] Allan M., *A CFD investigation of wind tunnel interference on delta wing aerodynamics*, University of Glasgow, 2002.
- [20] Mary I., Large eddy simulation of vortex breakdown behind a delta wing, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 24, No. 4, pp. 596-605, 8//, 2003.
- [21] Schmid S., Lutz T., and Krämer E., Impact of Modelling Approaches on the Prediction of Ground Effect Aerodynamics, *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 3, No. 3, pp. 419-429, 2009/01/01, 2009.
- [22] Hiemcke C., and Hiemcke C., NACA 5312 in ground effect - Wind tunnel and panel code studies, *15th Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located*