

شبیه‌سازی و تحلیل اثر دیمپل بر عملکرد آیرودینامیکی جریان حول

باله‌های هواپیمای بدون سرنشین

محمدعلی رنجبر^۱، هوشنگ برخوردار^۲ و رضا محمودی طرقي^۳

دانشگاه پدافند هوایی خاتم‌الانبیاء(ص)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۹/۱۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۳/۱۸)

چکیده

هنگامی که بال هواپیما در مسیر جریان هوا قرار می‌گیرد به دلیل اثرات سطحی، لایه مرزی در نزدیکی سطوح آن ایجاد می‌شود. پدیده لایه مرزی بر عملکرد ایرفویل تأثیر گذاشته و اثرات بسیار مهمی بر ضرایب لیفت و درگ آن می‌گذارد، به طوری که این پدیده سبب اعمال محدودیت‌هایی می‌شود که از افزایش عملکرد بال جلوگیری می‌کند. لذا برای دستیابی به شرایط بهینه لازم است که لایه مرزی تشکیل شده را با روش‌هایی کنترل کرد. در این مقاله با استفاده از ایجاد دیمپل (شیاری عمود) بر سطح بالایی ایرفویل NACA0012، کنترل جریان مکشی ایجاد شده و عملکرد بال هواپیما در دو حالت دوبعدی و سه‌بعدی و تحت زوایای حمله و سرعت‌های جریان آزاد مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. بدین منظور شبیه‌سازی لازم با استفاده از نرم‌افزار فلونت و با استفاده از مدل آشفتگی سه معادله‌ای K-KI- ω انجام شده است. عرض شیاری ایجاد شده ۲/۵ درصد طول وتر ایرفویل، محل قرارگیری شیاری ۱۰ درصد از طول وتر (از لبه حمله ایرفویل) و سرعت مکش نصف سرعت آزاد در نظر گرفته شده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که با ایجاد جریان مکشی در سطح بال می‌توان ضریب لیفت را افزایش داده و ضریب درگ را کاهش داد که باعث به تأخیر افتادن جدایش جریان گردیده و متعاقباً می‌توان زوایای حمله و همچنین سرعت جریان آزاد مناسب را جهت بهبود پرواز هواپیمای بدون سرنشین انتخاب نمود.

واژه‌های کلیدی: دیمپل، ایرفویل NACA0012، ضریب لیفت، ضریب درگ، مکش

Simulation and Analysis of the Effect of Dimple on the Aerodynamic Performance of Flow Around Drone Wings

M.A. Ranjbar

H. Barkhordari

R. Mahmodi Toroghi

Khatmol Anbia Air Defense University

(Received: 08/December/2019 ; Accepted: 07/June/2020)

ABSTRACT

When the wing of the plane is placed in the air flow direction, due to surface effects, a boundary layer is created near its surfaces. The boundary layer phenomenon affects Airfoil's performance and has significant effects on the lift and drag coefficients, this phenomenon leads to restrictions that prevent the increase in wing performance. Therefore, in order to achieve optimal conditions, it is necessary to control the formed boundary layer by several techniques. In this paper, by the creation a groove perpendicular to the outstanding edge of the airfoil's NACA0012, suction flow controlled and the airplane wing performance is investigated in two-dimensional and three-dimensional models and under attack angles and different flow rates. For this purpose, the necessary simulation was carried out using the fluent software, using the K-KI- ω three-equation turbulence model. The width of the jet (created groove) is %2.5 of the length of the airfoil chord (%2.5C), the location of the groove is %10 of the length of the chord (from the leading edge of the airfoil) and the speed of suction is considered to be half the free speed. The results show that increasing the coefficient of lift can be achieved by creating the suction flow at the wing level and reduced the drag coefficient, which causes a delay the separation of the flow. Subsequently, the angles of attack and the appropriate free flow speed rate can be selected to improve the flight of the Unmanned plan.

Keywords: Dimple, NACA0012 airfoil, Lift coefficient, Drag coefficient, Suction

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): m_a_ranjbar@hotmail.com

۲- کارشناس ارشد: h.barkhordari2016@gmail.com

۳- کارشناس ارشد: toroghi3012@gmail.com

۱- مقدمه

کاهش پسا و حذف لرزش جسم شود. لئو [۵] نیز به منظور افزایش راندمان آیرودینامیکی در توربین‌های فشار پایین از طریق تحلیل‌های عددی به کنترل حباب‌های جدایی به وسیله ایجاد شیر بر روی ایرفویل پرداخت. دو و همکاران [۶] با اصلاح لبه فرار ایرفویل جریان آیرودینامیکی روی یک ایرفویل را کنترل نمودند. در این مطالعه نشان داده شد که لبه فرار باریک می‌تواند باعث افزایش برآ شود. ژی و همکاران [۷] رفتار آیرودینامیکی ایرفویل با شیر را نشان دادند و نتیجه گرفتند هنگامی که زاویه حمله ۱۵ درجه یا بیشتر است، شیر می‌تواند ناحیه جدایش را کاهش دهد و همچنین ضرایب پسا و برآ را به ترتیب کاهش و افزایش می‌دهد. لیویا و همکاران [۸] به تجزیه و تحلیل محاسباتی تأثیر دیمپل بر روی بال هواپیما با استفاده از ایرفویل NACA0018 با انواع اشکال دیمپل (نیمه کره‌ای، شش گوشه، استوانه‌ای، مربعی و...) پرداختند. ایرفویل تحت سرعت ورودی ۳۰ و ۶۰ کیلومتر بر ساعت و در زوایای حمله ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۵ درجه مورد آزمایش قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهد که ایجاد دیمپل بر روی بال هواپیما منجر به ایجاد آشفتگی و همچنین ایجاد موجک‌ها می‌شود و جدایی لایه مرزی به تأخیر می‌افتد و همچنین باعث کاهش درگ فشاری و افزایش زاویه واماندگی می‌شود. علاوه بر این می‌تواند منجر به کاهش انتشار آکوستیک شود. وانگ و همکاران [۹] به مقایسه شبیه سازی سطح دارای دیمپل و سطح صاف ایرفویل بال هواپیما با استفاده از نرم‌افزار پرداختند. در این مطالعه برای هر دو سطح، از ایرفویل اصلاح شده NACA0018 استفاده شد. پس از شبیه‌سازی انجام شده نتایج نشان‌دهنده این بودند که ضریب درگ کاهش و ضریب لیفت افزایش می‌یابد. آنها با استفاده از این شبیه سازی به طراحی ایرفویل مطلوب با ضریب درگ حداقل و بهبود بازدهی آیرودینامیکی پرداختند.

برهم و همکاران [۱۰] با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی به بررسی میدان‌های جریان در اطراف ایرفویل NACA643-48 و کنترل جریان آن با استفاده از مکش و دمش از طریق ایجاد شکاف پرداختند. آن‌ها با استفاده از معادلات ناویر استوکس و حل سه بعدی دریافتند که بی‌ثباتی‌های هیدرودینامیکی جریان پایه موجب کنترل مؤثر می‌شود. یوسفی و همکاران [۱۱] اثرات عمق فرورفتگی و کنترل جریان مکش را بر روی ایرفویل

پیش‌بینی و بررسی دقیق ویژگی‌های آیرودینامیکی بالقوه هواپیما در فرایند طراحی اولیه حیاتی است. علاوه بر این، تعریف ویژگی‌های آیرودینامیکی هواپیماهای موجود نیز دارای اهمیت است. در هر دو مورد، به دست آوردن ویژگی‌های آیرودینامیکی، مانند نیروی لیفت، درگ و منحنی‌های لحظه‌ای برای تعیین ثبات و عملکرد هواپیما ضروری است [۱].

با پیشرفت روزافزون علم آیرودینامیک راه‌های مختلفی را برای افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها به کار می‌گیرند. از جمله راه‌های افزایش عملکرد آیرودینامیکی و یا افزایش مانوردهی، کنترل جریان روی ایرفویل می‌باشد. در مفهوم کنترل لایه مرزی هدف اصلی، کنترل جریان بر روی یک سطح آیرودینامیکی، افزایش میزان برآ و کاهش مقدار پسا می‌باشد. با بررسی مطالعاتی که تاکنون روی این پدیده انجام شده، می‌توان دریافت که بیشتر محققان تأثیر برآمدگی‌ها و فرورفتگی‌ها و همچنین موج‌دار کردن سطح ایرفویل‌ها بر روی ضرایب آیرودینامیکی را بررسی کردند.

فیش و باتل [۲] مطالعه دقیقی برای درک بهتر شکل‌شناسی باله‌های نهنگ کوهان‌دار را بر عهده داشتند. آن‌ها اولین کسانی بودند که بر روی اثرات هیدرودینامیکی برآمدگی‌ها که می‌تواند در طول لبه حمله باله‌ها مشاهده شود، کار کردند و پیشنهاد دادند که برآمدگی باله‌ها ممکن است به عنوان ابزار کنترل جریان غیرفعال عمل کرده و باعث تأخیر در زاویه واماندگی شوند. شان و همکاران [۳] تحلیل‌های عددی را در رابطه با کنترل جریان ایرفویل NACA0012 در سه حالت مختلف انجام دادند. آن‌ها در حالت اول ایرفویل را بدون هیچ گونه کنترل کننده جریان، در حالت دوم جدایش جریان را با مولد گردابه‌های غیرفعال و در حالت سوم کنترل جریان با مولد گردابه‌های فعال تحلیل نمودند. نتایج آن‌ها نشان‌دهنده آن است که در حالت استفاده از مولد گردابه‌ای غیرفعال جدایش به صورت مقطعی حذف شده است اما جریان کمی پایین تر از سطح، جدا شده و دوباره تشکیل حباب جدایش می‌دهد، اما استفاده از مولد گردابه‌ای فعال، کارآمدتر عمل کرده و ناحیه جدایش را به طور کامل حذف نموده است. تحقیقات اخیر توسط لام و لین [۴] نشان دادند که استوانه موج‌دار می‌تواند باعث

امگا) و بررسی تغییرات سرعت با حضور مکش و تأثیر آن در حالت سه‌بعدی از نوآوری‌های تحقیق حاضر می‌باشد.

۲- معادلات حاکم

معادله‌های حاکم بر جریان، معادله‌های پیوستگی و سه معادله مومنتم در جهت محورهای سه‌گانه مختصات می‌باشند که به معادله‌های ناویراستوکس معروف‌اند.

برای سیال تراکم پذیر طبق معادله (۱) داریم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{v} \cdot (\rho \vec{v}) = 0$$

و برای سیالات تراکم ناپذیر طبق معادله (۲) خواهیم داشت:

$$(\vec{v} \cdot \vec{v}) = 0 \quad (2)$$

قانون دوم نیوتن بیان می‌کند که برآیند نیروهایی که بر یک جسم اثر می‌کند با تغییرات خالص ممنتوم برابر است. با نظر گرفتن جریان غیرقابل تراکم و ثابت فرض کردن ضریب لزجت، شکل معادله ناویراستوکس به صورت معادله (۳) می‌باشد [۲]:

$$\rho \frac{D\vec{v}}{Dt} = \rho \vec{f} - \vec{\nabla} P + \mu \nabla^2 \vec{v} \quad (3)$$

که در آن V بردار سرعت، P بیانگر فشار، ρ چگالی، f نیروهای حجمی و μ لزجت می‌باشد. D/Dt بیانگر مشتق مادی بوده و با توجه به اینکه جریان مورد بررسی در این کار جریان آشفته می‌باشد، لازم است شکل معادلات در قالب آشفته بررسی گردد. برای جریان تراکم ناپذیر از آنجایی که $\rho' = 0$ می‌باشد، معادله به صورت معادله (۴) در خواهد آمد:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (4)$$

معادله ممنتوم برای جریان تراکم پذیر به شکل معادله (۵) می‌باشد:

$$\left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_i \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} \right] = \bar{B}_i - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j \right] \quad (5)$$

NACA0012 ارزیابی کردند. آنها عرض شیار ایجادشده بر روی ایرفویل را از ۱/۵ تا ۴ درصد طول وتر و سرعت جت (جریان) را ۰/۳ تا ۰/۵ برابر سرعت جریان آزاد در نظر گرفتند. نتایج مطالعه نشان داد که وقتی عرض جت افزایش می‌یابد نسبت ضریب لیفت به درگ به‌طور پیوسته افزایش می‌یابد و به‌طور شبه خطی در عمق عمودی کاهش می‌یابد. در تحقیق دیگری یوسفی و همکاران [۱۲] به بررسی سه‌بعدی ایرفویل NACA0012 پرداختند. آنها با استفاده از تغییرات طول جت (مکش ایجادشده) روی سطح ایرفویل در بازه ۰/۲۵ تا ۲ برابر طول وتر ایرفویل و همچنین در نظر گرفتن سرعت مکش نصف سرعت جریان آزاد ورودی با استفاده از مدل آشفتگی K- ω SST دریافتند که اگر طول ایجادشده مکش در مرکز واقع شود خصوصیات آیرودینامیکی مناسب‌تر و نزدیک به حالتی است که سرتاسر سطح ایرفویل دارای شیار مکشی باشد. آفتاب و همکاران [۱۳] در تحقیقی به بررسی انتخاب مدل‌های آشفتگی در جریان با عدد رینولدز پایین پرداخته‌اند. نتیجه تحقیق نشان می‌دهد که استفاده از مدل K-KI- ω در پیش‌بینی جریان‌های آشفته و رفتار جریان بدون در نظر گرفتن زمان محاسبات دارای عملکرد مناسبی است. همچنین چوداری و همکاران [۱۴] تحقیقی را بر روی ایرفویل NACA 0021 با استفاده از دو مدل K- ω SST و K-KI- ω انتقالی انجام داده‌اند و گزارش کرده‌اند که مدل K-KI- ω برای پیش‌بینی تشکیل حباب جدایش، رشد آن و چسبیدن دوباره آن قابل اعتمادتر است.

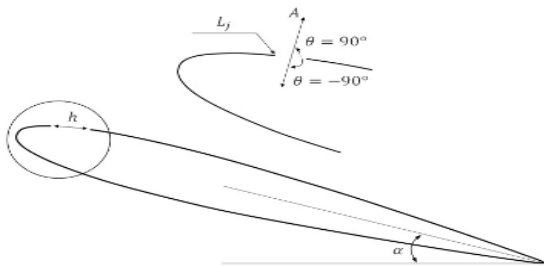
هدف از مطالعه حاضر بررسی امکان استفاده از ایرفویل دارای دیمپل (شیار) در هواپیمای بدون سرنشین، به منظور تأخیر واماندگی و به حداقل رساندن تأثیر ساختار جریان مرتبط با آن است. لذا بر اساس تحقیقات انجام‌شده از یک مدل ایرفویل ناکا (NACA0012) برای هر دو حالت با مکش و ساده (بدون مکش) استفاده می‌گردد. بدین منظور شبیه‌سازی لازم با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت انجام می‌شود. کنترل جریان با استفاده از ایجاد دیمپل‌هایی بر روی سطح ایرفویل و بررسی ضرایب آیرودینامیکی بعد از زاویه واماندگی، نقطه جدایش جریان، ساختارهای جریان و توزیع فشار سطح ایرفویل دارای دیمپل دیگر اهداف مطالعه حاضر است. دقت روش شبیه‌سازی استفاده شده (کی-کی ال-

که در این معادلات σ عدد آشفتگی پرانتل، d فاصله تا دیواره، κ ثابت کارمن، $C_{\omega 1}$ ، $C_{\omega 2}$ و $C_{\omega 3}$ ثابت‌های تجربی هستند که به صورت تجربی به دست آمده است [۲]:

$$C_{\omega 1} = \frac{C_{\omega 2}}{\kappa^2} + \frac{(1 + C_{\omega 3})}{\sigma} \quad (۹)$$

۳- شبیه‌سازی عددی

نرم‌افزار تجاری فلونت مبتنی بر RANS که بر اساس روش محاسباتی حجم محدود است، در این مطالعه مورد استفاده قرار گرفته است. به این ترتیب که خروجی نرم‌افزار گمبیت که نرم‌افزار هندسه جریان می‌باشد را به عنوان ورودی دریافت نموده و عملیات مش‌بندی بر روی ایرفویل انجام می‌شود. در روش‌های حجم محدود یا المان محدود می‌توان قلمرو و هندسه‌های پیچیده را بررسی کرد و چون معادله‌های انتگرالی مستقیماً در قلمروی فیزیکی به کار می‌روند، بنابراین دیگر نیازی به تبدیل مختصات نیست. در روش حجم محدود می‌توان هم از شبکه‌ی با سازمان و هم بی‌سازمان استفاده کرد. در این تحقیق از شبکه‌بندی با سازمان استفاده شده است. محاسبات انجام‌شده بر روی ایرفویل NACA0012 با طول یک متر و مشخصات شکل ۱ صورت گرفته است.



شکل (۱): ایرفویل NACA0012 با شکاف مکشی [۱۱]

که L_j محل مکش، θ زاویه مکش و h عرض جت می‌باشد. برای بررسی نتایج، ایرفویل مد نظر تحت زوایای حمله، ۲، ۵، ۱۰، ۱۲، ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه در دو حالت با مکش و بدون مکش مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است.

لازم به ذکر است که در مقاله حاضر هر دو حالت دوبعدی و سه‌بعدی بال هواپیمای بدون سرنشین مورد تحلیل قرار گرفته است. نسبت ابعاد بال هواپیما در محاسبات و شبیه‌سازی دارای اهمیت زیادی است و با توجه

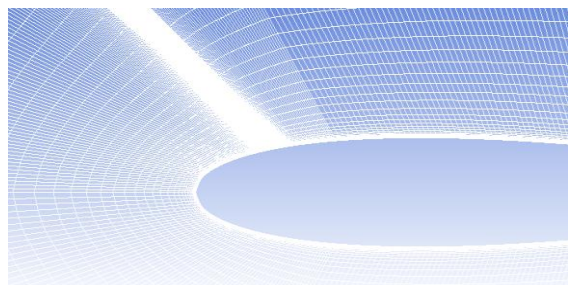
که μ_i مؤلفه بردار سرعت در راستای i بیانگر فشار و B_i نیروی حجمی در راستای i و μ لزجت سیال می‌باشد. تنها تفاوت معادله ممنتوم فوق با معادله ممنتوم با کمیت‌های لحظه‌ای اضافه شدن عبارت آخر در سمت راست معادله می‌باشد. این عبارت را اصطلاحاً تنش آشفتگی یا تنش رینولدز می‌گویند. معادلات حاکم بر جریان، به روش حجم محدود حل شده‌اند. در این روش مدل سیال مورد نظر به صورت المان‌های حجمی، انتگرال‌گیری می‌شود. معادلات انتگرالی به دست آمده گسسته‌سازی شده و در نهایت معادلات به دست آمده در یک فرایند تکراری حل می‌شود. در جریان‌های روی ایرفویل با اعداد رینولدز پایین حساب جدایش تشکیل می‌شود. حساب جدایش به رینولدز جریان، توزیع فشار و زبری سطح ارتباط دارد. هنگامی که رینولدز جریان زیر 10^5 باشد و فقط بر اساس درصد طولی وتر گسترش یافته باشد حساب کوتاه و اگر بیشتر از آن باشد حساب بلند تشکیل می‌شود و به شدت بر جریان تأثیر می‌گذارد [۱۵]. همان‌طور که گفته شد مدل کی-کی-ال-امگا توانایی تشخیص این حساب‌ها را دارد. مدل آشفتگی مورد استفاده برای گسسته‌سازی محاسبات حاضر، مدل سه معادله‌ای کی-کی-ال-امگا توسعه‌یافته توسط والترز و لیلک [۱۶] است که برای اعداد رینولدز پایین مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مدل از فرضیه بوزینسک برای تعیین تنش استرس رینولدز استفاده می‌شود. معادلات (۶)، (۷) و (۸) برای انرژی جنبشی آشفته K_T ، انرژی جنبشی جریان آرام K_L و نرخ پراکندگی خاص (مقیاس زمانی آشفته) w می‌باشند که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\frac{D(\rho K_t)}{Dt} = \rho(P_{kt} + R_{BP} + R_{NAT} - \omega k_t - D_T) + \frac{\delta}{\delta x_j} \left[\left(\mu + \frac{\rho \alpha_T}{\sigma_k} \right) \frac{\delta k_t}{\delta x_j} \right] \quad (۶)$$

$$\frac{D(\rho K_L)}{Dt} = \rho(P_{kL} - R_{BP} - R_{NAT} - D_T) + \frac{\delta}{\delta x_j} \left[\mu \frac{\delta K_L}{\delta x_j} \right] \quad (۷)$$

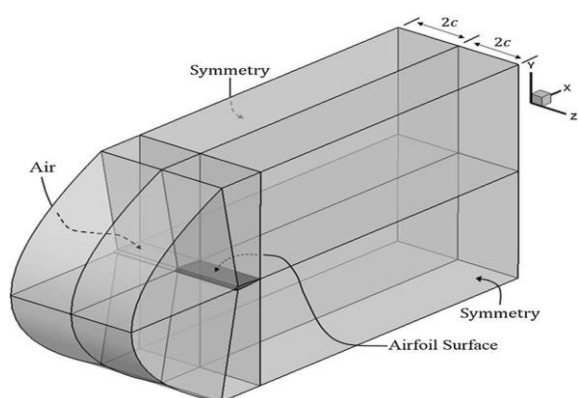
$$\frac{D(\rho \omega)}{Dt} = \rho \left[C_{\omega 1} \frac{\omega}{k_T} R_{kT} + \left(\frac{C_{\omega R}}{f_w} - 1 \right) \frac{\omega}{k_T} (R_{BP} + R_{NAT}) - C_{\omega 2} \omega^2 + C_{\omega 3} f_w \alpha_T f_w^2 \frac{\sqrt{k_T}}{d^3} \right] + \frac{\delta}{\delta x_j} \left[\left(\mu + \frac{\rho \alpha_T}{\sigma_\omega} \right) \frac{\delta \omega}{\delta x_j} \right] \quad (۸)$$

فاصله مرکز ایرفویل از مرزهای آزاد و ورودی برابر ۱۰ و از مرز خروجی ۲۱ برابر طول وتر ایرفویل بوده و از بالا و پایین ۱۰ برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. جزئیات بیشتر و شرایط مرزی اعمال شده در شکل ۳ قابل مشاهده و مقدار فشار در مرز خروجی نیز برابر فشار جریان آزاد ۱ اتمسفر است. عدد رینولدز جریان با احتساب مقدار وتر ایرفویل به عنوان بعد مکانی، برابر ۰/۵ میلیون و سرعت جریان در مرز ورودی و مرزهای آزاد ۷/۳ متر بر ثانیه است. مش ایجاد شده از نوع با سازمان می‌باشد که در شکل ۴ مشاهده می‌شود.



شکل (۴): مش با سازمان ایرفویل NACA0012 همراه با مکش

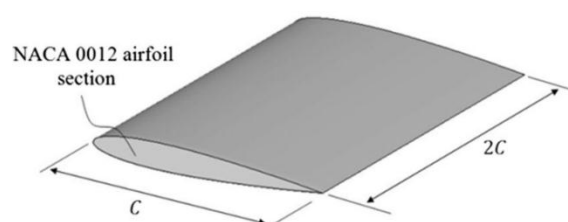
در حالت سه بعدی همانند شکل ۵ ایرفویل NACA0012 با طول وتر ۱ متر و عمق ۲ متر (طول بال) و شرایط تقارن در جهت XY مورد استفاده قرار گرفته است. شرایط مرزی در سطوح جامد بدون لغزش و شبکه ایجاد شده از نوع شبکه با سازمان می‌باشد.



شکل (۵): فضای محاسباتی برای حالت سه بعدی

لازم به ذکر است در حالتی که مکش (دیمپل) وجود دارد شرایط مرزی دیمپل همان شرایط سرعت ورودی و در غیر

به عملکرد هواپیما و هزینه آن متغیر است. در هواپیماهای استاندارد و با توجه به ابعاد آن نسبت طول بال هواپیما به طول وتر ۴ تا ۱۲ برابر می‌باشد [۱۲]، که نسبت متداول با توجه به ابعاد هواپیماهای بدون سرنشین ۴ الی ۶ است که در این مقاله با توجه به شکل ۲ این نسبت ۴ در نظر گرفته شده است.

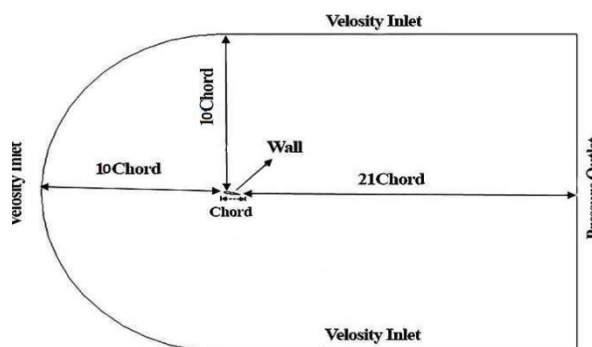


شکل (۲): بال مستطیلی با مقطع عرضی ایرفویل NACA0012

با توجه به هندسه متقارن بال هواپیما شرایط تقارن برای کاهش محاسبات به کار برده می‌شود. بنابراین تمام ارقام نشان داده شده در شکل ۲ نیمی از بال هواپیما در جهت Z می‌باشد.

۴- تولید شبکه و شرایط مرزی

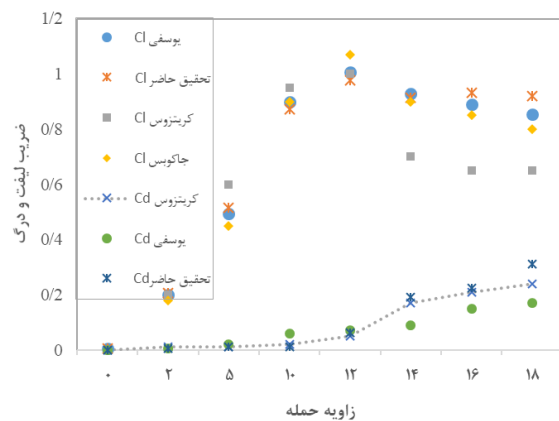
برای تولید شبکه و شرایط مرزی مسئله در دو حالت دوبعدی و سه بعدی ابتدا فضای محاسباتی دوبعدی را مطابق شکل ۳ ایجاد کرده و سپس با بعد دادن در راستای محور Z به این فضا می‌توان فضای محاسباتی را برای حالت سه بعدی ایجاد نمود.



شکل (۳): محدوده محاسباتی و شرایط مرزی اعمال شده در اطراف ایرفویل NACA0012

جدول (۱): پارامترهای فیزیکی مقاله یوسفی و همکاران [۱۱]

پارامترهای فیزیکی	مقدار پارامتر
سرعت جریان آزاد (ورودی)	۷/۳ متر بر ثانیه
عدد رینولدز	5×10^5
عرض دیمپل (جت)	۲/۵ درصد طول وتر
	ایرفویل



شکل (۷): بررسی صحت سنجی تحقیق حاضر

همان طور که از شکل ۷ پیداست، ضرایب لیفت و درگ دارای انطباق خوبی هستند و این بیان کننده صحت شبیه سازی صورت گرفته است. همچنین با مقایسه مقادیر ضریب درگ با مقادیر تجربی و تطابق بالای آن به مناسب بودن مدل آشفتگی K-KI- ω در مدل سازی جریان با رینولدز کم همان طور که در مطالعات پیشین ذکر شده است، می توان پی برد.

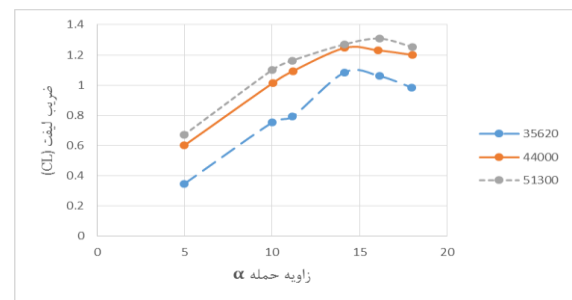
۷- بحث و بررسی نتایج

در مطالعه حاضر همان طور که قبلاً بیان شد به بررسی ایرفویل NACA0012 در دو حالت دوبعدی و سه بعدی و تأثیر مکش و مقایسه آن با حالت پایه (بدون مکش) پرداخته شده است. با در نظر گرفتن مطالعات قبلی [۱۷،۱۱] عرض جت (شیار ایجاد شده) ۲/۵ درصد طول وتر

این صورت سطح ایرفویل به صورت دیواره تعریف می شود و سرعت جریان درون حفره نصف سرعت جریان آزاد می باشد.

۵- بررسی استقلال از شبکه

برای بررسی حساسیت شبکه نسبت به حل، از سه شبکه متفاوت (با استفاده از تغییر در تعداد گره های ایرفویل) استفاده شده است. به این منظور تغییرات ضریب لیفت بر اساس تغییرات زاویه حمله هندسه فضای نمونه برای تعداد شبکه برابر با ۳۵۶۲۰، ۴۴۰۰۰ و ۵۱۳۰۰ مورد بررسی و تحلیل قرار گرفت. شکل ۶ نتایج حاصله، نحوه تغییرات ضریب لیفت را با تغییر زاویه حمله نشان می دهد.

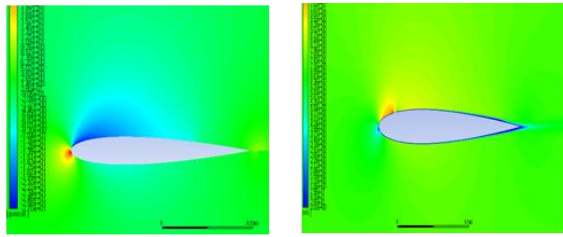


شکل (۶): مقایسه نتایج محاسباتی و مطالعه عددی [۱۱] برای کنترل جریان مکشی

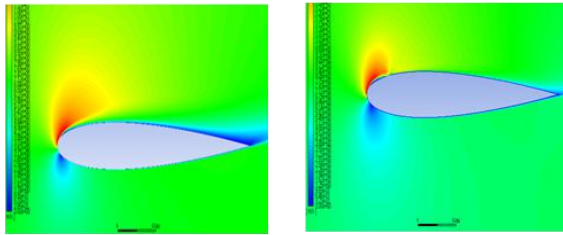
هنگامی که تعداد شبکه ها از مرز ۴۴۰۰۰ فراتر می رود و به ۵۱۳۰۰ می رسد میزان تغییرات ناچیز است و بنابراین می توان گفت که شبکه در ۴۴۰۰۰ به استقلال می رسد و جهت بهینه سازی مدت زمان حل مسئله لازم است تعداد شبکه به صورت بهینه منظور شود، بنابراین در این تحقیق تعداد شبکه ۴۴۰۰۰ (با تعداد ۲۰۰ نقطه روی ایرفویل) در نظر گرفته شده است.

۶- اعتبارسنجی حل عددی

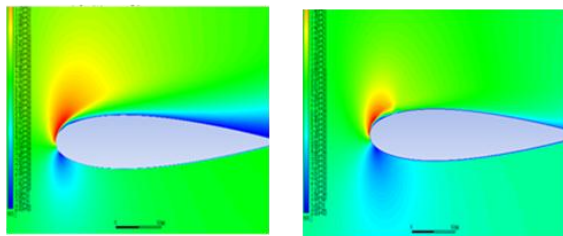
برای بررسی اعتبار روش حل انجام شده در این تحقیق از مقاله یوسفی و همکاران [۱۱،۱۲] و با مشخصات فیزیکی جدول ۱ و همچنین نتایج تجربی کریتزوس [۱۸] و جاکوبس [۱۹] استفاده شده است که نتایج آن طبق شکل ۷ با تحقیق حاضر مورد مقایسه و بررسی قرار گرفته است.



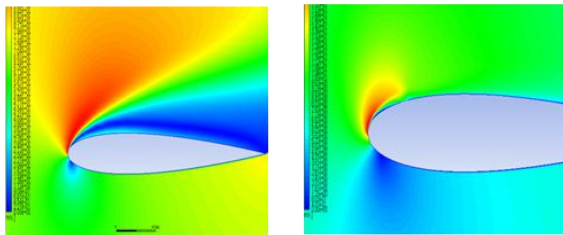
$\alpha = 5^\circ$



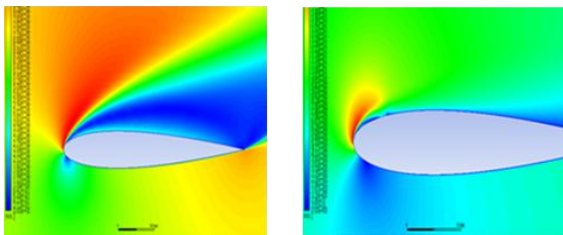
$\alpha = 10^\circ$



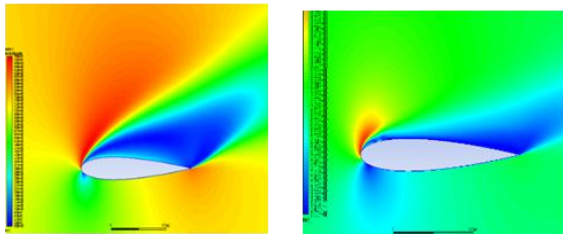
$\alpha = 12^\circ$



$\alpha = 14^\circ$



$\alpha = 16^\circ$



(a) $\alpha = 18^\circ$ (b)

شکل (۱۰): کانتورهای سرعت (a) حالت بدون شیار مکشی (b) با شیار مکشی

ایرفویل (که در شکل ۸ با h مشخص شده است)، محل قرارگیری شیار ۱۰ درصد طول وتر از لبه حمله ایرفویل [۱۱] (مطابق شکل ۸)، سرعت مکش نصف سرعت آزاد و سرعت جریان آزاد $7/3$ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است.

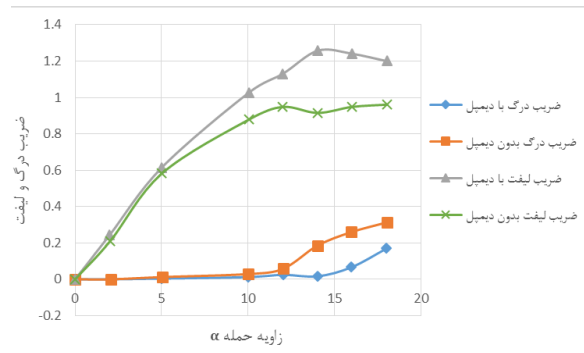


شکل (۸): بال با ایرفویل NACA0012 به همراه شیار مکش [۱۱]

۷-۱- بررسی زوایای حمله

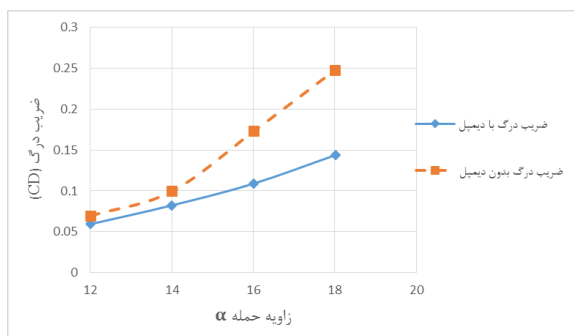
۷-۱-۱- حالت دوبعدی

ابتدا به بررسی 7 زاویه حمله در حالت دوبعدی با ایجاد مکش و مقایسه آن با حالت پایه (بدون مکش) ایرفویل پرداخته شده است. تغییرات دو ضریب لیفت و درگ با افزایش زاویه حمله در شکل ۹ آورده شده است. مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله هر دو ضریب لیفت و درگ افزایش می‌یابند که با ایجاد مکش روی سطح ایرفویل ضریب لیفت افزایش و ضریب درگ کاهش یافته است و نهایت جدایش به تأخیر افتاده است، که در ادامه کانتورهای ایجادشده در شکل ۱۰ آمده است و بیانگر همین امر است.

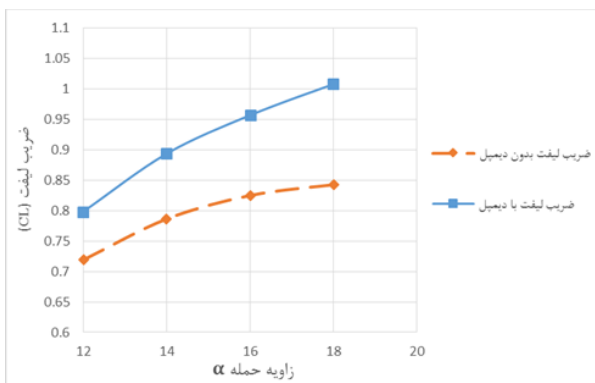


شکل (۹): تغییرات ضرایب لیفت و درگ بر حسب زاویه حمله در حالت دوبعدی

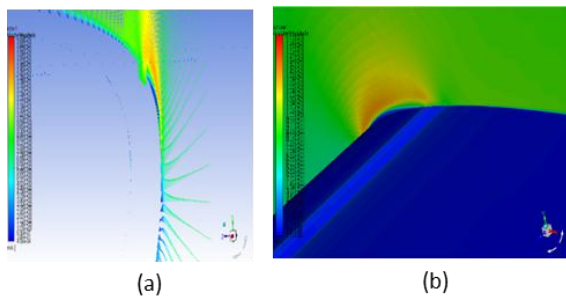
خود می‌گیرد و این موضوع همچنین در شکل ۱۴ به خوبی دیده می‌شود و نشان‌دهنده این است که این زاویه برای ایجاد شرایط آیرودینامیکی مطلوب، مناسب نمی‌باشد. همچنین در شکل ۱۵ ضرایب درگ بر اساس زاویه حمله در حالت‌های دوبعدی و ۳ بعدی جهت مقایسه ارائه گردیده است.



شکل (۱۱): تغییرات ضریب درگ بر حسب زاویه حمله در حالت سه‌بعدی



شکل (۱۲): تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله در حالت سه‌بعدی



شکل (۱۳): (a) کانتور سرعت (b) بردار سرعت، ایرفویل با زاویه ۱۲ درجه (با مکش)

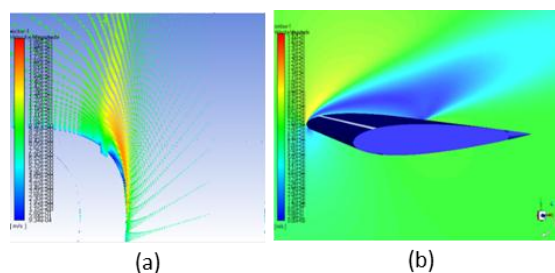
با دقت در کانتورهای شکل ۱۰ می‌توان به خوبی صحت نتایج قبل را تأیید نمود. از طرفی همان‌طور که در کانتورها مشاهده می‌شود در هر زاویه با ایجاد شیار مکشی سرعت روی سطح ایرفویل افزایش یافته و از ایجاد گردادیان فشار معکوس و نهایتاً ایجاد جدایش جلوگیری به عمل آمده است و جریان سیال روی سطح پایدار شده است. در ضمن این نکته با توجه به نمودارها و کانتورهای قبل قابل بیان است که از زاویه حمله ۱۴ درجه به بالا افزایش ضریب لیفت چندان محسوس نیست و از طرفی از این زاویه بالاتر ضریب درگ به صورت ناگهانی افزایش چشم‌گیری دارد (این امر به خوبی در زاویه ۱۸ درجه قابل رؤیت است).

۷-۱-۲- حالت سه‌بعدی

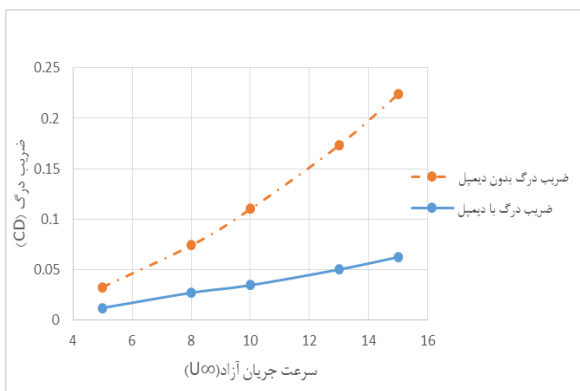
در این حالت زوایای حمله ۱۲، ۱۴، ۱۶ و ۱۸ درجه در حالت سه‌بعدی با ایجاد شکاف مکشی بر روی ایرفویل NACA0012 بررسی و تحلیل شده است. در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ به ترتیب تغییرات ضرایب لیفت و درگ بر حسب زاویه حمله ارائه گردیده است. با توجه به شکل‌های ۱۱ و ۱۲ می‌توان این نتیجه را گرفت که در حالت سه‌بعدی همانند حالت دوبعدی با افزایش زاویه حمله در هر دو حالت پایه و مکش، ضریب درگ افزایش می‌یابد که این افزایش ضریب درگ در حالت دارای مکش کمتر است. همچنین ضریب لیفت افزایش می‌یابد که این افزایش در حالت مکش به مراتب بیشتر است. از طرفی این افزایش ضریب لیفت تا زاویه حمله ۱۴ درجه در هر دو حالت ملموس‌تر به نظر می‌رسد و پس از آن مقدار افزایش ضریب لیفت با توجه به افزایش زاویه حمله کمتر و نمودار دارای شیب کمتری می‌باشد.

با توجه به بردارها و کانتورهای سرعت ایجاد شده در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ می‌توان به صحت نتایج حاصل از نمودارهای قبل پی برد. با دقت به کانتورها این نتیجه حاصل می‌شود که تا قبل از زاویه ۱۲ درجه با ایجاد مکش سرعت جریان و متقابلاً عدد رینولدز افزایش می‌یابد که این افزایش منجر به تأخیر جدایش جریان خواهد شد. همچنین از شکل ۱۱ می‌توان این نتیجه را گرفت که ضریب درگ در حالت پایه از زاویه ۱۴ درجه به بالا، ناگهان رشد بیشتری به

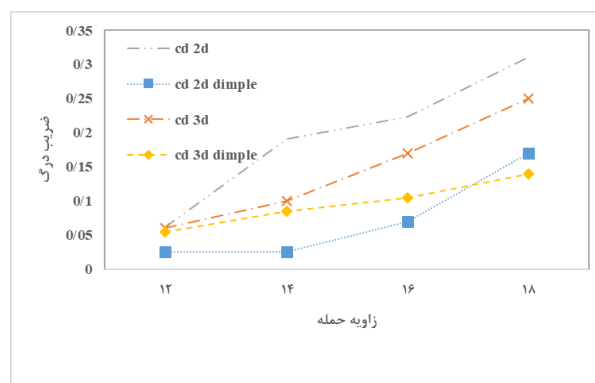
افزایش سرعت جریان آزاد هر دو ضریب لیفت و درگ افزایش می‌یابند. مطابق شکل ۱۶ نمودار درگ با ایجاد مکش بر روی سطح ایرفویل تا حد زیادی افت پیدا کرده و روند افزایشی که در حالت پایه دارد را از دست داده است که این باعث تأخیر در جدایش جریان روی بال هواپیما خواهد شد.



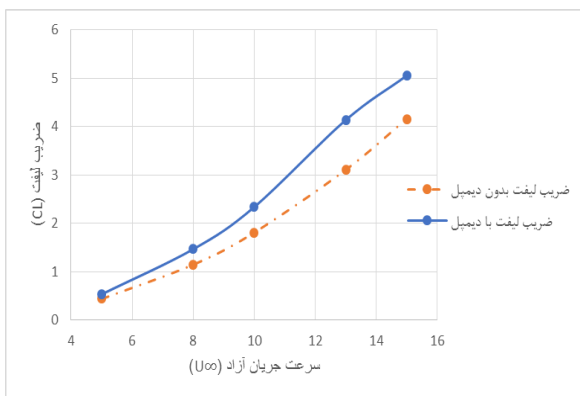
شکل (۱۴): (a) کانتور سرعت (b) بردار سرعت، ایرفویل با زاویه ۱۸ درجه (با مکش)



شکل (۱۶): تغییرات ضریب درگ بر حسب سرعت جریان آزاد در حالت دوبعدی



شکل (۱۵): تغییرات ضریب درگ بر حسب زاویه حمله در حالت دوبعدی و سه‌بعدی



شکل (۱۷): تغییرات ضریب لیفت بر حسب سرعت جریان آزاد در حالت دوبعدی

در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ بردارهای سرعت ۸ و ۱۰ متر بر ثانیه آمده است. به‌خوبی می‌توان مشاهده نمود برخلاف حالت بدون مکش که در سطح باله هواپیما کاهش سرعت رخ داده (که منجر به کاهش انرژی جریان می‌شود)، ایجاد شیار باعث مکش جریان کم انرژی و پیرو آن افزایش سرعت جریان روی سطح باله هواپیما شده است و جدایش جریان به تأخیر و همچنین نیروی برآ افزایش یافته است.

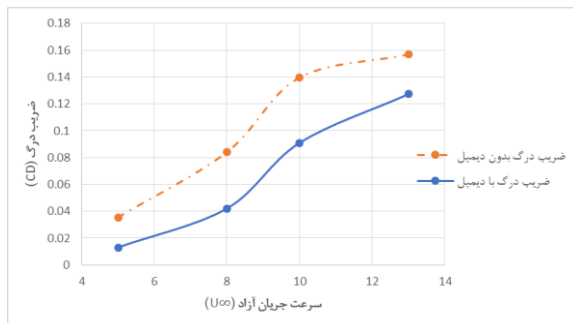
۲-۷- بررسی سرعت جریان آزاد

در این قسمت سرعت‌های جریان مختلف و تأثیر دیمپل بر روی هر کدام در هر دو حالت سه‌بعدی و دوبعدی بررسی می‌گردد. همان‌طور که از نتایج قسمت قبل پیدا بود بایستی یک زاویه حمله مناسب انتخاب گردد تا بتوان نتایج مورد نظر را به‌دست آورد. با توجه به نتایج قبلی می‌توان زاویه ۱۲ درجه را زاویه مناسبی جهت ادامه روند تحقیق دانست، چرا که در این زاویه ضریب لیفت نسبتاً زیاد و ضریب درگ به نسبت زاویه‌های بالاتر کمتر می‌باشد (به طوری که در زاویه ۱۴ درجه ضریب درگ دارای رشد زیادی است).

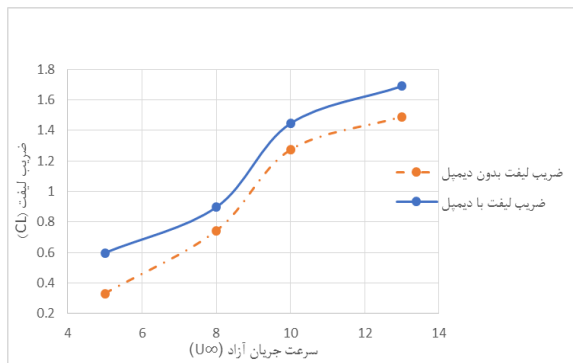
۲-۷-۱- حالت دوبعدی

در این قسمت از تحقیق سرعت‌های جریان آزاد ۵، ۸، ۱۰، ۱۳ و ۱۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است و در حالتی که تأثیر دیمپل مورد بررسی قرار می‌گیرد، سرعت درون حفره نصف سرعت جریان آزاد در نظر گرفته می‌شود که در حالت سه‌بعدی در جهت γ -محورهای مختصات می‌باشد. همان‌طور که در دو شکل ۱۶ و ۱۷ مشاهده می‌شود با

سطح ایرفویل را به تأخیر انداخت. از طرفی ایجاد دیمپل منجر به افزایش نیروی لیفت خواهد شد و می‌توان قدرت بالا روندگی هواپیما را افزایش داد. باید توجه داشت که سرعت مناسب با توجه به نمودارها در محدوده ۶ تا ۱۰ متر بر ثانیه می‌باشد، چرا که در این محدوده شیب نمودار ضریب لیفت بیشتر بوده و ضریب درگ به نسبت سرعت‌های بالاتر کمتر می‌باشد.



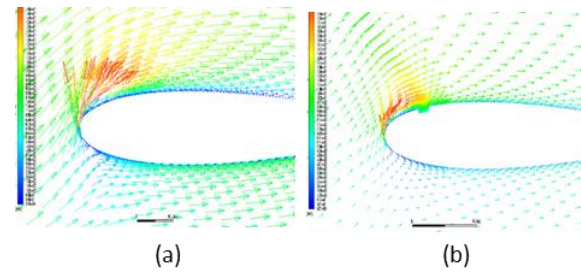
شکل (۲۰): تغییرات ضریب درگ بر حسب سرعت جریان آزاد در حالت سه‌بعدی



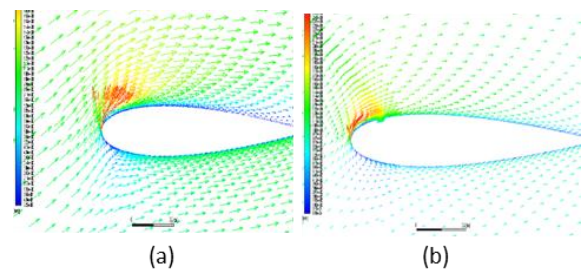
شکل (۲۱): تغییرات ضریب لیفت بر حسب سرعت جریان آزاد در حالت سه‌بعدی

۸- نتیجه‌گیری

در این مقاله با توجه به استفاده کاربردی از هواپیماهای بدون سرنشین، بهبود عملکرد آیرودینامیکی این نوع از هواپیماها مد نظر قرار گرفته شده است. به همین منظور با بررسی و شبیه‌سازی صورت گرفته در دو حالت دوبعدی و سه بعدی بر روی بال هواپیمای بدون سرنشین از نوع ایرفویل NACA0012 و ایجاد مکش در سطح آن، جریان سیال کنترل شده است و نتایج زیر حاصل شد:



شکل (۱۸): بردارهای سرعت ایرفویل در زاویه حمله ۱۲ درجه با سرعت جریان آزاد ۸ متر بر ثانیه (a) بدون مکش (b) با مکش



شکل (۱۹): بردارهای سرعت ایرفویل در زاویه حمله ۱۲ درجه با سرعت جریان آزاد ۱۰ متر بر ثانیه (a) بدون مکش (b) با مکش

۷-۲-۲- حالت سه‌بعدی

در حالت سه‌بعدی با بررسی سرعت‌های جریان آزاد ۵، ۸، ۱۰ و ۱۳ متر بر ثانیه ضرایب لیفت و درگ در هر دو حالت پایه و دارای دیمپل مورد تحلیل قرار گرفتند. لازم به ذکر است در این حالت در هر دفعه از حل با نرم افزار فلوئنت با کامپیوتر ۲۰ هسته‌ای، مدت زمان حل مسئله به نسبت حالت دوبعدی به مراتب بیشتر و در حدود ۱ هفته الی ۱۰ روز بوده است. در حالت سه‌بعدی به مانند حالت دوبعدی با افزایش سرعت جریان آزاد ضریب درگ و لیفت افزایش می‌یابند، که به این منظور با ایجاد دیمپل روی سطح ایرفویل می‌توان تا حدودی ضریب درگ را کاهش داده و جدایش در سطح باله هواپیما را به تأخیر انداخت و همچنین نیروی لیفت و در نتیجه آن میزان نیروی بالارونده هواپیما را افزایش داد.

با توجه به نمودارهای شکل ۲۰ و ۲۱ مشاهده می‌شود که با ایجاد دیمپل به مقدار زیادی می‌توان در هر دو حالت دوبعدی و سه بعدی ضریب درگ را کاهش داد و جدایش در

4. Lam, K. and Lin, Y. "Effects of Wavelength and Amplitude of a Wavy Cylinder in Cross-Flow at Low Reynolds Numbers", *J. Fluid. Mech.*, Vol. 620, pp. 195-220, 2009.
 5. Luo, H., Qiao, W., and Xu, K. "Passive Control of Laminar Separation Bubble with Span Wise Groove on a Low-Speed Highly Loaded Low-Pressure Turbine Blade", *J. Therm. Sci.*, Vol. 18, pp. 193-201, 2009.
 6. Do, T., Chen, L., and Tu, J. "Numerical Study of Turbulent Trailing-Edge Flows with Base Cavity Effects Using URANS", *J. Fluid. Struct.*, Vol. 26, pp. 1155-1173, 2010.
 7. Xie, Y., Chen, J., Qu, H., Xie, G., Zhang, D., and Moshfeghi, M. "Numerical and Experimental Investigation on the Flow Separation Control of S809 Airfoil with Slot", *Math. Problem. Eng.*, Vol. 13, pp 1-14, 2013.
 8. Livya, E., Anitha, G., and Valli, P. "Aerodynamic Analysis of Dimple Effect on Aircraft Wing", *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*, Vol. 9, no. 2, 2015.
 9. Wang, Y. "Aerodynamic Effect of 3D Pattern on Airfoil", *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering.*, Vol 39, no. 3, pp. 537-545, 2015.
 10. Brehm C., Mack S., and Gross, A. "Fasel HF Investigations of an Airfoil at Low Reynolds Number Conditions", *Proc. Int. Conf. Flow Control*, AIAA 2008-3765, Seattle, Washington, 2008.
 11. Yousefi, K., Saleh, R., and Zahedi, P. "Numerical Study of Blowing and Suction Slot Geometry Optimization on NACA 0012 Airfoil", *J. Mech. Sci. Technology.*, Vol 28, no. 4, pp. 1297-1310, 2014.
 12. Yousefi, K. and Saleh, R. "Three-Dimensional Suction Flow Control and Suction Jet Length Optimization of NACA 0012 Wing", *Meccanica*, Vol 50, pp. 1481-1494, 2015.
 13. Aftab, S., Mohd, K., Razak, N., and Ahmad, K. A. "Turbulence Model Selection for Low Reynolds Number Flows", *PLOS One*, Vol. 11, no. 4, pp 1-15, 2016.
 14. Choudhry A., Arjomandi M., and Kelso R., "A Study of Long Separation Bubble on Thick Airfoils and its Consequent Effects", *Int. J. Heat. Fluid. Fl.*, Vol. 52, pp. 84-96, 2015.
 15. Gad-el-Hak M., "Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management", Cambridge University Press, England, 2007.
- استفاده از مدل آشفتگی $K-Kl-\omega$ در شبیه‌سازی جریان‌های با رینولدز پایین دارای عملکرد مناسبی می‌باشد.
 - با ایجاد شیار مکشی در سطح ایرفویل می‌توان تا حد بسیار زیادی ضریب درگ را کاهش داد و در نتیجه آن جدایش جریان روی سطح بال را به تأخیر انداخت.
 - ایجاد شیار مکشی روی سطح بال منجر به بالاتر رفتن نیروی لیفت نسبت به حالت بدون دیمپل و بهبود عملکرد آیرودینامیکی هواپیما خواهد شد.
 - با توجه به کانتورهای سرعت در هر زاویه با ایجاد شیار مکشی از کاهش سرعت جریان و ایجاد گرادیان فشار معکوس و نهایتاً ایجاد جدایش جلوگیری به عمل آمده است، همچنین ایجاد شیار مکشی منجر به افزایش نیروی بالارونده هواپیما و قدرت پرواز می‌گردد.
 - با توجه به شبیه‌سازی صورت گرفته زوایای مناسب جهت عملکرد آیرودینامیکی مطلوب ۱۲ و ۱۴ درجه است.
 - با افزایش سرعت جریان آزاد هر دو ضریب لیفت و درگ افزایش می‌یابند، که با ایجاد دیمپل در سطح باله هواپیما می‌توان جریان روی سطح را کنترل نمود.
- باید توجه داشت که زاویه حمله نباید از حدی فراتر رود، چرا که در زوایای بالا (مانند ۱۶ و ۱۸ درجه) ضریب درگ ناگهان رشد زیادی می‌کند و جدایش جریان زودتر اتفاق می‌افتد.
- ### ۹- مراجع
1. Dantsker, O. and Moiz, V. "Comparison of Aerodynamic Characterization Methods for Design of Unmanned Aerial Vehicles", 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, USA, 2018.
 2. Fish, F. E. and Battle, J. M. "Hydrodynamic Design of the Humpback Whale Flipper", *J. Morphol.*, Vol. 225, pp. 51-60, 1995.
 3. Shan, H., Jiang, L., Liu, C., Love, M., and Maines, B. "Numerical Study of Passive and Active Flow Separation Control Over a NACA0012 Airfoil", *Computer. fluid. J.*, Vol. 37, pp. 975-992, 2008.

18. Critzos, C. C., Heyson, H. H., and Boswinkle, W., "Aerodynamics Characteristics of NACA0012 Airfoil Section at Angle of Attacks from 0° to 180° ", NACA Technical Note 3361, 1955.
19. Jacobs, E. and Sherman, A., "Airfoil Section Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number", NACA Report No.586-231, 1937.
16. Walters, D. K. and Lylek, J. H. "A New Model for Boundary Layer Transition Using a Single-Point RANS Approach", J. Turbomachinery., Vol, 126, pp. 193- 202, 2005.
17. Dannenberg, R. E. and Weiberg, J. A. "Section Characteristics of a 10.5 % Thick Airfoil with Area Suction as Affected by Chordwise Distribution of Permeability", NACA Technical Note 2847, 1952.