

علمی- پژوهشی

## شبیه‌سازی جریان آشفته تراکم پذیر حول سطوح متحرک بال یک

### هوایمای تجاری سنگین پهن پیکر در فازهای مختلف پرواز

احمد مامندی<sup>\*۳</sup>

گروه مهندسی مکانیک، واحد پرند، دانشگاه آزاد اسلامی، پرند، ایران

علیرضا داوری<sup>۲</sup>گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران  
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۶/۳۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۲۱)سیاوش افتخاریان فرد<sup>۱</sup>

گروه مهندسی مکانیک، واحد پرند، دانشگاه آزاد اسلامی، پرند، ایران

#### چکیده

در این مقاله، شبیه‌سازی CFD آیرودینامیکی جریان آشفته تراکم پذیر حول سطوح کنترل متحرک برآزای بال هوایمای تجاری سنگین پهن پیکر در فازهای مختلف پرواز با مدل آشفتگی Spalart-Allmaras تک معادله‌ای چگالی مینا برای استخراج ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و فشار انجام شده است. مدل‌سازی بال هوایمای ایرباس A380 در ابعاد واقعی بر اساس ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0610 با استفاده از نرم‌افزار طراحی سه‌بعدی SolidWorks برای تولید هندسه‌های دوبعدی و سه‌بعدی انجام شده است. تولید مش دوبعدی و سه‌بعدی بی‌سازمان در نرم‌افزار ANSYS Workbench با توجه به هندسه‌های مختلف ایرفویل/بال با سطوح کنترل انجام شده و سپس شبیه‌سازی CFD رژیم جریان آشفته تراکم پذیر زیر صوت برای بال در حالت دوبعدی و سه‌بعدی با استفاده از نرم‌افزار ANSYS Fluent انجام شده است. بررسی استقلال از شبکه مش و اعتبارسنجی مدل و مقایسه نتایج به‌دست آمده برای بال سه‌بعدی انجام شده است. تاثیر پیکربندی‌های مختلف سطوح برآزای اسلت و فلپ بال در لبه حمله و فرار ایرفویل/بال در زوایای حمله مختلف تا قبل از واماندگی بال بر اساس فازهای مختلف پروازی (برخاستن، کروز و نشست) بر روی ضرایب آیرودینامیکی در رژیم جریان آشفته دوبعدی/سه‌بعدی مورد بررسی قرار گرفته است. تحلیل نتایج به‌دست آمده برای نمودارهای تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برحسب زاویه‌های حمله مختلف و ارائه کانتورهای فشار، سرعت، عدد ماخ جریان و خطوط جریان بر روی ایرفویل (بال دوبعدی) و بال سه‌بعدی ارائه شده است.

**واژه‌های کلیدی:** جریان آشفته تراکم پذیر، سطوح برآزای بال، تحلیل CFD، فازهای پرواز، هوایمای تجاری سنگین.

### Simulation of Turbulent Flow Around High Lift Devices of a Heavy Commercial Wide Body Aircraft in Different Phases of Flight

Eftekharian fard, S.

Department of Mechanical Engineering, Parand Branch, Islamic Azad University, Parand, Iran

Davari, A.

Department of Aerospace Engineering, Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran

Mamandi, A.

Department of Mechanical Engineering, Parand Branch, Islamic Azad University, Parand, Iran

(Received: 21/September /2021; Accepted: 12/December/2021)

#### ABSTRACT

In this paper, CFD aerodynamic simulation of turbulent compressible fluid flow around high lifting control surfaces of a wide body heavy commercial aircraft in different flight phases using Spalart-Allmaras single equation density based to extract of the lift, drag and mean pressure aerodynamic coefficients have been carried out. Modelling of the wing of Airbus A380 in the actual dimensions based on super critical airfoil SC(2)-0610 using 3D design software SolidWorks to generate 2D and 3D geometries has been done. The unstructured mesh in 2D and 3D according to the different configurations of 2D airfoil/3D wing control surfaces has been done using ANSYS Workbench meshing tools and then the CFD modelling for a turbulent compressible subsonic air flow regime in 2D and 3D using ANSYS Fluent is done. Mesh independence study, model validation and comparison of the results for the 3D wing are done. The effects of changes of different configuration of slat and flap lifting devices in the leading and trailing edges and for different angels of attack before stall of the wing according to different flight phases (take off, cruise and landing phases) on the aerodynamic coefficients in the 2D/3D turbulent flow regime have been investigated. Contours for pressure, velocity, Mach number distribution and velocity vectors around the A380 airfoil and wing control surfaces have been presented.

**Keywords:** Turbulent Compressible Flow Regime, Lifting Control Surfaces of the Wing, CFD Analysis, Flight Phases, Heavy Commercial Aircraft.

۱- کارشناس ارشد: eftekharianfard@iranair.com

۲- دانشیار: ardavari@srbiau.ac.ir

۳- دانشیار (نویسنده پاسخگو): am\_2001h@yahoo.com

## ۱- مقدمه

نشان دهد عدد ماخ جریان آزاد را می‌توان بالاتر برد. ایرفویل فوق بحرانی معمولاً ضخامت کمتری نسبت به ایرفویل‌های استاندارد دارد و همچنین تاثیر زاویه حمله بر میزان افزایش یا کاهش نیروی برآ که سبب جدایش زود هنگام یا دیر هنگام جریان هوا از روی بال می‌شود را کاهش می‌دهد. همچنین می‌توان به اثر آن بر روی نیروی پسا در فازهای مختلف پروازی اعم از برخاست، کروز و نشست و در نهایت ایجاد حالت واماندگی و اسپین که یکی از مهمترین عوامل در سقوط و عدم پرواز صحیح است اشاره کرد. در این میان تاثیر فلپ و اسلت بروی ضریب برآ و پسا نیز بسیار مهم و تاثیر گذار بوده و نتایج چشمگیری دارد. از جمله راه‌های موثر برای استنتاج و چگونگی تاثیر جریان هوا و نیروهای آیرودینامیکی بر روی ایرفویل‌ها استفاده از انواع تونل باد و استفاده از هندسه با مقیاس واقعی و یا در مقیاس کوچکتر ایرفویل‌ها می‌باشد. تست تونل باد یکی از کاربردی‌ترین روش‌های تجربی برای تحقیق و بررسی علوم آیرودینامیکی برای به ثمر رسیدن اکثر طرح‌های صنایع هوا فضایی است. برای به‌دست آوردن ضرایب آیرودینامیکی، مدل در مقطع آزمون تونل قرار می‌گیرد و جریان هوای کنترل شده تحت شرایط خاص و مورد نظر آزمایش کننده از روی مدل عبور می‌کند. خصوصیات جریان مانند توزیع فشار، توزیع سرعت، اثرات آشفتگی را می‌توان در آزمایش مشاهده نمود. راه دیگر که امروزه در تقابل و مقایسه با روش‌های تجربی بسیار کاربرد دارد استفاده از نرم‌افزارهای مختلف برای طراحی بال و ایرفویل‌ها برای طراحی هندسه بال با داشتن ابعاد مشخص می‌باشد. همچنین برای شبیه‌سازی رفتار جریان‌های آرام و یا آشفتگی<sup>۳</sup> که بال و سطوح آن و نیروهای وارد بر آن با آن مواجه می‌گردند از نرم‌افزارهای اجزای محدود<sup>۴</sup> و دینامیک سیالات محاسباتی<sup>۵</sup> که برخی از آنها از روش حجم برای مدل کردن جریان سیال در هندسه‌های پیچیده استفاده می‌کنند می‌توان بهره برد. در واقع این روش بعد سوم جدید در علم آیرودینامیک بوده که مکمل دو بعد دیگر آن یعنی تجربی محض و نظری محض می‌باشد که امکان به‌دست آوردن جواب‌هایی برای مسائل دینامیک سیالات که با روش‌های تحلیلی کلاسیک قابل حل نبوده و یا برای پشتیبانی و بررسی و تحقیق

داشتن بال در پرندگان و وسایل نقلیه هوایی اساس پرواز را تشکیل می‌دهد. بنابراین با آگاهی از خصوصیات ویژه و عوامل تاثیرگذار و کاربردی در کارکرد بال-مانند ضرایب آیرودینامیکی (ضریب برآ<sup>۱</sup> و پسا<sup>۲</sup> و فشار)- طراحی، مقایسه و بهینه‌سازی وسایل هوایی امکان‌پذیر می‌گردد. بر مبنای آزمایش‌های انجام شده مشخص گردیده که شکل بال تاثیر بسزایی بر پرواز این وسایل دارد. نوع و مقدار انحنای سطوح بالایی و پایینی بال نقش تعیین کننده‌ای در برد، مداومت و پایداری پرواز دارد. تاکنون انواع گوناگونی از مقاطع بال با کاربردها و شکل‌های مختلف طراحی شده که در تمامی آنها ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا و زوایای حمله به عنوان پارامترهای مهم در طراحی انواع ایرفویل مورد بحث و تحلیل قرار گرفته‌اند. کلیه نمودارها، جداول و منحنی‌های مربوط به مقاطع بال در حالت دوبعدی و سپس در حالت سه‌بعدی ارائه شده‌اند. بحث آیرودینامیکی بال‌ها را می‌توان به دو بخش شامل بررسی مقطع بال (ایرفویل) و اصلاح ویژگی‌های ایرفویل تقسیم‌بندی نمود. شبیه‌سازی جریان‌های آشفتگی یکی از مهم ترین مسائل چالش برانگیز مهندسی است. شبیه‌سازی این نوع جریان‌ها نیاز به هزینه و زمان محاسباتی زیادی دارد. در طی قرن گذشته و توسعه صنعت هوانوردی و طراحی و ساخت هواپیماها، بال‌های مختلفی با خصوصیات منحصر بفرد مانند انواع ایرفویل‌های متقارن و غیرمتقارن و ایرفویل‌های فوق بحرانی در ساخت بال‌های هواپیماهای بروز و مدرن در دنیا استفاده شده‌اند. خصوصیات ایرفویل‌های طراحی شده با توجه به نوع رفتار آنها با شرایط آیرودینامیکی و کاربرد آنها در صنعت هوانوردی متفاوت می‌باشد. طراحی ایرفویل‌های فوق بحرانی محصول تونل‌های باد گذر صوتی بوده‌اند. هدف ایرفویل‌های فوق بحرانی کاهش پسا در ناحیه گذر صوتی می‌باشد. ایرفویل فوق بحرانی، شکل مسطح روی سطح رویی دارد. زیرا عدد ماخ محلی را در داخل ناحیه مافوق صوت به پایین تراز آنچه برای ایرفویل مرسوم تحت همان وضعیت پروازی است کاهش می‌دهد. در نتیجه قدرت موج ضربه‌ای کمتر شده و جدایی لایه مرزی از شدت کمتری برخوردار می‌شود. بنابراین پیش از آنکه پدیده افزایش پسا خود را

<sup>3</sup> Turbulence<sup>4</sup> FEM<sup>5</sup> CFD<sup>1</sup> Lift Coefficient<sup>2</sup> Drag Coefficient

سطح انحنای بالایی و ایجاد فاصله با قسمت ثابت بال و با ایجاد تغییر در نوع طراحی بالچه نوک بال توانستند در آزمایش‌های تجربی تونل باد به نسبت ضریب برآ به پسای بهتر و نیز کاهش قابل قبول جریان‌های حلقوی نوک بال دست یابند. در [۴]، تحقیقاتی در زمینه بررسی و حل عددی جریان آشفته بر روی هوا بر سطوح برآزای بال بوئینگ B777 انجام شده است. در [۵]، مدل‌های مختلف آشفته‌گی برای شبیه‌سازی فیزیک جریان سه‌بعدی حول بال هواپیما در عدد ماخ  $0.8$  مقایسه شده‌اند. نتایج مربوط به  $k-\omega$  SST برای ضریب پسا، دقت بالاتری نسبت به سایر نتایج داشته و نتایج به‌دست آمده از مدل اسپالارت-آلماراس نیز بعد از  $k-\omega$  SST نسبت به سایر مدل‌ها، دقت بالاتری را نشان داده‌اند. اما در مورد ضریب برآ، این نتایج مربوط به اسپالارت-آلماراس است که از دقت بالاتری نسبت به سایر مدل‌های آشفته‌گی برخوردار است. در [۶]، تحلیل عددی جریان سه‌بعدی برای بال با ایرفویل NACA6421 برای مطالعه ضریب پسا در شرایط کروز با استفاده از مدل اسپالارت-آلماراس انجام شده است. در [۷]، تحلیل جریان دوبعدی برای ایرفویل NACA0015 با حل عددی معادلات ناویر-استوکس با استفاده از مدل شبیه‌سازی آشفته‌گی اسپالارت-آلماراس انجام شده است. نتایج به‌دست آمده از تحلیل عددی با نتایج آزمایش مقایسه و صحت‌سنجی شده‌اند. در [۸]، تحلیل سه‌بعدی جریان آشفته پیرامون یک جسم متقارن محوری سه‌بعدی با استفاده از مدل اسپالارت-آلماراس انجام شده است. در [۹]، تحلیل جریان آشفته سه‌بعدی پیرامون بال سه‌بعدی همراه با سطوح برآزای بال با استفاده از مدل اسپالارت-آلماراس انجام شده است. نتایج تحلیل عددی نشان‌دهنده آن است که اختلاف چندانی بین شبکه‌بندی باسازمان و بی‌سازمان در شبیه‌سازی جریان وجود نداشته‌است. در حالی که ایجاد شبکه باسازمان برای حالت‌های مختلف قرارگیری فلپ و اسلت بسیار پیچیده می‌باشد. در [۱۰]، تحلیل جریان سه‌بعدی آشفته برای بال سه‌بعدی با سطوح برآزا با استفاده از مدل اسپالارت-آلماراس جهت محاسبه ضرایب پسا با بهره‌گیری از دو نوع شبکه باسازمان و بی‌سازمان جهت مقایسه انجام شده است. نتایج تحلیل عددی نشان دادند که اختلاف چندانی بین نتایج در شبکه‌بندی باسازمان و بی‌سازمان وجود نداشته‌است. در [۱۱]، تحلیل جریان

اطلاعات حاصل از آزمایش در طراحی هواپیماها مورد استفاده قرار می‌گیرند. در دیدگاه CFD معادلات بقای جرم، انرژی و اندازه حرکت به همراه معادلات پیوستگی و فشار و جمله‌های چشمه با استفاده از روش‌های قدرتمند محاسباتی حل می‌شوند. مزایای استفاده از روش CFD در طراحی سیستم‌های سیالاتی نسبت به روش‌های تجربی عبارتند از الف- کاهش شدید زمان و هزینه طرح‌های جدید، ب- توانایی مطالعه سیستم‌هایی که انجام آزمایش‌های کنترل شده بر روی آنها مشکل و یا غیر ممکن است، پ- توانایی مطالعه سیستم‌های خطرناک و دور از حالت طبیعی نظیر سیستم‌های ایمنی و ت- در اختیار گذاشتن اطلاعات جزئی فراگیر.

#### ۱-۱- پیشینه تحقیق

در اوایل دهه ۱۹۳۰ کمیته ملی مشورتی هوانوردی (ناکا)<sup>۱</sup> - نام پیشین ناسا<sup>۲</sup> - با استفاده از شکل ایرفویل‌هایی که به‌طور منطقی و روش‌مند ساخته شده بودند به انجام آزمایش‌هایی مشخص مبادرت ورزید. امروزه، کاربرد بسیاری از این ایرفویل‌های ناکا متداول شده است. در [۱] ضریب آیرودینامیکی بال ایرباس A320 در حالت دوبعدی بررسی شده و سپس برای مدل سه‌بعدی این هواپیما در تونل باد تاثیر سطوح متحرک بال اسلت و فلپ در عدد رینولدزهای<sup>۳</sup> مختلف با زوایای حمله گوناگون مورد بررسی قرار گرفته و مقدار بیشینه بهینه نسبت ضریب برآ به پسا مشخص شده است. در [۲] توسعه بال‌های high lift که با تولید برآی بیشتر سبب بالارفتن کارایی<sup>۴</sup> هواپیما می‌شود بررسی شده و با طراحی جدید ضریب برآ به مقدار  $0.1$  در زاویه حمله ثابت افزایش یافته و نیز  $1/5$ ٪ ضریب برآ را در برابر با مقدار مشخصی از وزن هواپیما افزایش دادند. همچنین یک درصد نسبت برآ به پسا در برخاستن هواپیما را در برابر افزایش مقدار مشخصی از وزن هواپیما افزایش داده و برد پروازی آن را نیز افزایش دادند. در [۳]، طراحی آیرودینامیکی بال هواپیمای ایرباس A350 که توسعه یافته از طرح بال ایرباس A330 بود را به اتمام رساندند و توانستند به شکل و طرح بهینه‌تری نسبت به طراحی‌های اولیه آن برسند. با تغییر در

<sup>1</sup> NACA

<sup>2</sup> NASA

<sup>3</sup> Reynolds

<sup>4</sup> Performance

ترکیبی از آلومینیوم سبک و الیاف شیشه می‌باشد که به آن گلر<sup>۴</sup> گفته می‌شود. در شکل ۱، نمایی از هواپیمای ایرباس A380 در پرواز نشان داده شده است.



شکل (۱): نمایی از هواپیمای ایرباس A380 در پرواز [عکس از اینترنت]

یک هواپیما دارای اجزا بسیاری است. از قسمت‌های اصلی هواپیما می‌توان به بدنه، سطوح تولید کننده نیروی برآ (بال، دم افقی و دم عمودی) و سطوح کنترل کننده (شهرپر، سکان عمودی، سکان افقی)، موتور، ارايه فرود، سازه بدنه، سیستم‌ها و تجهیزات نام برد. بال هواپیما توسط گروه مهندسی آیرودینامیک طراحی می‌شود. بال هواپیمای ایرباس A380 از نوع بال پایین و به صورت Cantilever که دارای پسای کمتری بوده و از نوع Sweepback می‌باشد. در این هواپیما از سیستم هیدرولیک با فشار ۵۰۰۰ psi برای به حرکت در آوردن سطوح برآزای بال استفاده می‌شود. این سیستم با استفاده از فشاری که توسط پمپ‌های مخصوص Engine driven که با گردش موتور فعال می‌شود و همچنین با استفاده از پمپ‌های الکتریکی از طریق کامپیوترهای مشخص که در قسمت اویونیک هواپیما موجود می‌باشد کار می‌کند. در لبه حمله<sup>۵</sup> و لبه فرار<sup>۶</sup> بال هواپیماهای تجاری بدنه باریک<sup>۷</sup> و بدنه پهن<sup>۸</sup> سطوح کنترل متحرک برآزا<sup>۹</sup> (شامل اسلت و فلپ) وجود دارد که عملکرد این سطوح به وسیله یک دسته<sup>۱۰</sup> در کابین خلبان<sup>۱۱</sup> با

آشفته سه‌بعدی پیرامون بال یک هواپیمای مدرن با بال دارای پیکربندی شکسته در عددهای ماخ ۰/۱ و ۰/۳ با استفاده از مدل اسپالارت-آلماراس انجام شده است. نتایج نشان‌دهنده بروز رفتار غیرخطی در تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله بوده است. برای اجتناب از طولانی شدن متن مقاله در مرور مقالات، به مراجع [۱۲-۲۵] نیز ارجاع داده می‌شود.

## ۱-۲- تحلیل آیرودینامیکی بال هواپیمای ایرباس A380

در سال ۱۹۹۴ دفتر مرکزی شرکت هواپیماسازی ایرباس<sup>۱</sup> در شهر تولوز<sup>۲</sup> فرانسه طرحی را برای ساخت یک هواپیمای تجاری سنگین و پهن پیکر برای اولین بار با بیشترین تعداد صندلی مسافر توسط اتحادیه اروپا ارائه کرد. این طرح دستاوردی شگفت‌انگیز در آسمان، غنی از فن‌آوری‌های پیشرفته روز با بررسی و تایید نهایی مهندسان کشورهای آلمان، فرانسه، بریتانیا و اسپانیا به مرحله اجرا در آمد. هواپیمای ایرباس A380 با دو خلبان دارای ظرفیت بیشینه ۸۵۳ صندلی برای مسافر در دو طبقه دارای طول بدنه m ۷۲/۷۲، عرض m ۷/۱۴ و ارتفاع m ۲۴/۰۹ می‌باشد. طول هر بال این هواپیما m ۷۹/۷۵ و سطح مقطع بال‌ها m<sup>2</sup> ۸۴۵ به اندازه یک زمین فوتبال می‌باشد به‌طوریکه بر روی هر بال آن هفتاد خودروی سواری را می‌توان جای داد. بیشینه وزن برخاست این هواپیما ۵۷۵ تن می‌باشد. بال‌ها آنچنان با ظرافت شگفت‌انگیزی طراحی شده‌اند که این وزن را پس از برخاستن تحمل می‌کنند. این هواپیما در سه نوع مختلف A380-841، A380-842 و A380-861 با چهار موتور پرتوان توربوفن به ترتیب برای این سه نوع شامل مدل‌های Rolls-Royce Trent، Royce Trent 970-84/970B-84 و GP7270 با نیروی پیشرانش برای هر موتور توربوفن در این سه مدل به ترتیب kN ۳۴۸/۳۱، kN ۳۵۶/۸۱ و kN ۳۳۲/۴۲ تولید شده است. سرعت کروز این هواپیما ۹۰۳ km/h معادل با ماخ ۰/۸۵ و سرعت برخاستن آن ۲۵۶ km/h است. برد پرواز این هواپیما ۱۴۸۰۰ km و سقف پرواز خدمتی آن ۱۳ km می‌باشد. جنس و پوسته بدنه و بال‌ها از مواد کامپوزیت<sup>۳</sup>، در واقع

<sup>4</sup> Glare

<sup>5</sup> Leading edge

<sup>6</sup> Trailing edge

<sup>7</sup> Narrow body

<sup>8</sup> Wide body

<sup>9</sup> High-Lift Device

<sup>10</sup> Lever

<sup>11</sup> Cockpit

<sup>1</sup> Airbus

<sup>2</sup> Toulouse

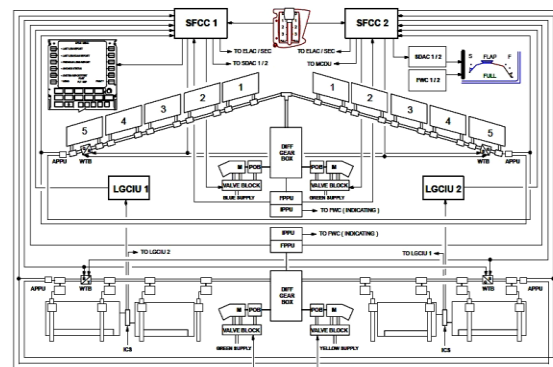
<sup>3</sup> Composite



شکل (۴): نمایی از فلپ بال ایرباس A380 در حال پرواز  
[عکس از اینترنت]

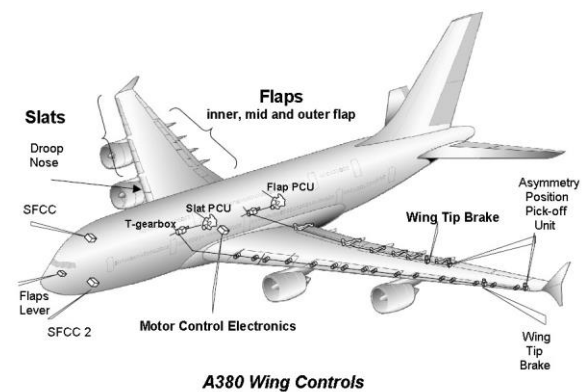
در انجام تحقیق کنونی مراحل در نظر گرفته شده عبارتند از: الف- مدل‌سازی بال هواپیمای ایرباس A380 در ابعاد واقعی بر اساس ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0610 با استفاده از نرم‌افزار طراحی سه‌بعدی SolidWorks برای تولید هندسه‌های دوبعدی و سه‌بعدی بال، ب- تولید مش دوبعدی و سه‌بعدی بی‌سازمان مثلثی در نرم‌افزار ANSYS Workbench با توجه به هندسه‌های مختلف ایرفویل و بال با سطوح کنترل آن، پ- شبیه‌سازی جریان آشفته تراکم پذیر در حالت دوبعدی و سه‌بعدی در رژیم جریان زیر صوت برای بال با استفاده از نرم‌افزار ANSYS Fluent که قابلیت شبیه‌سازی جریان با دیدگاه‌های RANS و LES با مدل آشفتگی Spalart-Allmaras تک معادله‌ای چگالی مینا در شبیه‌سازی CFD برای استخراج ضرایب آیرودینامیکی برآ  $(C_l)$ ، پسا  $(C_d)$  و فشار  $(C_p)$ ، پ- بررسی تاثیر پیکربندی‌های مختلف سطوح برآزای اسلت و فلپ در لبه حمله و فرار ایرفویل/بال در زوایای حمله مختلف تا قبل از واماندگی بال بر اساس فازهای مختلف پروازی بر روی ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و فشار در رژیم جریان آشفته دوبعدی/سه‌بعدی، ت- اعتبار سنجی و مقایسه نتایج به‌دست آمده از تحلیل CFD با استفاده از نرم‌افزار Fluent برای بال سه‌بعدی، بررسی استقلال از شبکه مش و مقایسه نتایج سه‌بعدی با حالت Clean<sup>۴</sup> (بی فلپ و اسلت) و ت- استخراج و تحلیل نتایج به‌دست آمده برای نمودارهای تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و فشار برحسب زاویه‌های

استفاده از سیستم‌های هیدرولیکی<sup>۱</sup> مشخص در هواپیما انجام می‌شود. با توجه به شریط باند<sup>۲</sup> و آب و هوا میزان زاویه‌ای که به این سطوح کنترل پرواز داده می‌شود متفاوت است. در این هواپیما برای خنثی کردن گردابه‌های حلقوی که در انتهای بال تشکیل می‌شود از سطوحی بنام بالچه<sup>۳</sup> استفاده شده است. در شکل ۲ شماتیک طرح سیستم هیدرولیکی برای عملکرد این سطوح کنترل و سطوح برآزای بال نشان داده شده است.



شکل (۲): شماتیک سیستم عملکرد سطوح کنترل و برآزای بال هواپیمای ایرباس A380 [عکس از اینترنت]

در شکل ۳ جزئیات سطوح متحرک برآزای بال هواپیمای ایرباس A380 نشان داده شده است. در شکل ۴ نمایی واقعی از فلپ بال ایرباس A380 در حال پرواز نشان داده شده است.



شکل (۳): هواپیمای ایرباس A380 همراه با نامگذاری سطوح متحرک برآزای بال [عکس از اینترنت]

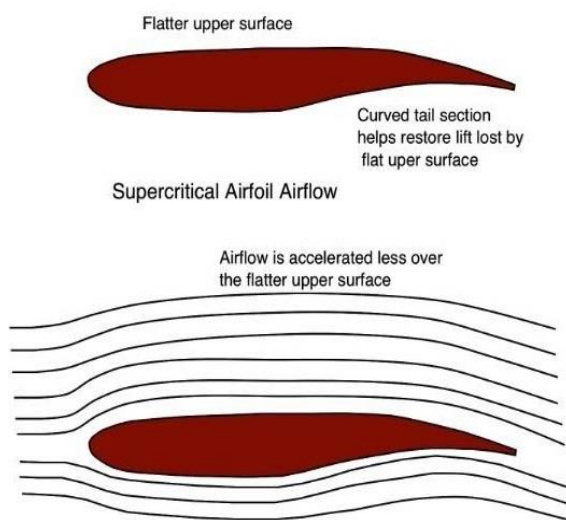
<sup>1</sup> Hydraulic system

<sup>2</sup> Run way

<sup>3</sup> Winglet

<sup>4</sup> Clean configuration

مربوط به ضریب برآ و دو عدد آخر مربوط به ضخامت ایرفویل می‌باشد. در بال‌های متعارف سطح فوقانی گرد<sup>۲</sup> شده و سطح زیرین آن به صورت تخت<sup>۳</sup> می‌باشد اما در این ایرفویل سطح فوقانی تخت و سطح زیرین گرد شده و همچنین در قسمت انتهایی لبه فرار برای ترمیم برآی از دست رفته توسط سطح تخت فوقانی به صورت یک خمیدگی منحنی‌وار طراحی شده است (شکل ۵ و ۶ را ببینید).



شکل (۶): جریان هوای روی ایرفویل فوق بحرانی [عکس از اینترنت]

از دیگر خصوصیات ایرفویل فوق بحرانی این است که با توجه به اینکه این ایرفویل مخصوص رژیم جریان گذر صوت در محدوده ماخ بین ۰/۸ تا ۱/۲ می‌باشد به علت انبساط جریان امکان ایجاد شوک در آن در فاز کروز وجود دارد [۲۷-۲۹]. با توجه به اینکه سرعت هواپیمای ایرباس A380 در فاز کروز<sup>۴</sup> حدود ۹۰۰ km/h می‌باشد این ایرفویل با توجه به ساختار هندسی فوق العاده‌اش در محدوده بالا و پایین سرعت صوت امکان تشکیل شوک‌های ناشی از رژیم جریان مافوق صوت<sup>۵</sup> را به تاخیر انداخته و شدت آنها را کاهش می‌دهد (شکل ۷ را ببینید). این ویژگی باعث می‌شود که هواپیما با سرعت بالاتری پرواز نماید.

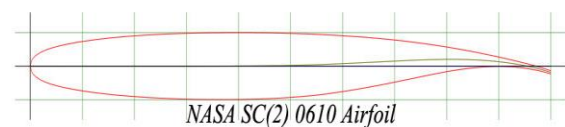
حمله مختلف و ارائه کانتورهای فشار، سرعت، عدد ماخ جریان و خطوط جریان بر روی ایرفویل (بال دوبعدی) و بال سه‌بعدی.

لازم به ذکر است که با توجه به در دسترس نبودن اطلاعات هندسی طراحی بال از سوی شرکت سازنده و دشواری مدل‌سازی سه‌بعدی، شبیه‌سازی فیزیکی جریان حول بال هواپیمای A380 در ابعاد واقعی و انجام تحلیل CFD در حالت دوبعدی برای ایرفویل و سه‌بعدی برای بال با در نظر گرفتن اسلت و فلپ در زوایای حمله مختلف تا قبل از واماندگی بال بر اساس فازهای مختلف پروازی بر روی ضرایب آیرودینامیکی در رژیم جریان آشفته تراکم‌پذیر و همچنین اعتبارسنجی نتایج در این مقاله را می‌توان از نوآوری‌های پژوهش کنونی در تحقیقات دانشگاهی و صنعتی در سطح کشور برای این بال خاص نسبت به کارهای انجام شده پیشین برای دیگر مقاطع بال هواپیماها در نظر گرفت.

## ۲- مدل‌سازی بال هواپیمای ایرباس A380

### ۱-۲- ایرفویل دوبعدی

در طراحی بال هواپیمای ایرباس A380 از ایرفویل فوق بحرانی با شماره ایرفویل SC(2)-0610 استفاده شده است. این مدل ایرفویل برای سرعت‌های نزدیک عدد ماخ یک (محدوده گذر صوت<sup>۱</sup>) طراحی شده است. شکل ۵ هندسه مقطع دوبعدی این ایرفویل را نشان می‌دهد.



شکل (۵): هندسه ایرفویل NASA SC(2)-0610

این ایرفویل متعلق به نسل دوم ایرفویل‌های طراحی شده ناسا می‌باشد که از آن در هواپیماهای جت شخصی، هواپیماهای تجاری و برخی هواپیماهای نظامی استفاده شده است. در کد شماره این ایرفویل، دو عدد بعد از خط فاصله

<sup>2</sup> Round on

<sup>3</sup> Flatter

<sup>4</sup> Cruise

<sup>5</sup> Supersonic

<sup>1</sup> Transonic

انتهای لبه فرار بال و ت- کم کردن مصرف سوخت و صرفه اقتصادی.

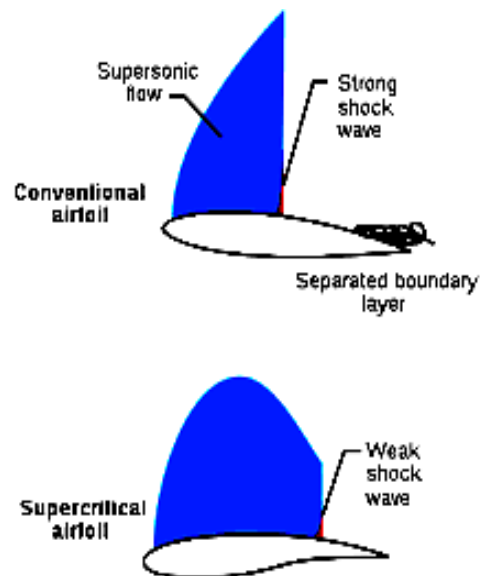
## ۲-۱-۱- زوایا و موقعیت سطوح برآزای بال

در این پژوهش، ابتدا با توجه به ابعاد ایرفویل بال (جدول ۲ را ببینید) با استفاده از نرم‌افزار مدل‌سازی سه‌بعدی SolidWorks به مدل‌سازی آیرودینامیکی ایرفویل با توجه به زوایای سطوح برآزای آن در فازهای مختلف پروازی پرداخته می‌شود. سپس، بال در حالت سه‌بعدی مدل شده است. در جدول ۱، با توجه به اینکه هردو سطح برآزا توسط یک مکانیزیم کار می‌کنند، موقعیت قرارگیری هندل در جایگاه‌های مختلف از سوی طراحان برای زوایای پایین آمدن اسلت در لبه حمله و فلپ در لبه فرار در بال این هواپیما ارائه شده است.

### جدول (۱): موقعیت اسلت و فلپ بال در فازهای مختلف پروازی

موقعیت دسته (lever position)	زاویه اسلت (Slat)	زاویه فلپ (Flap)
۱ (Clean یا فاز برخاست/کروز)	۰°	۰°
۲ (فاز برخاستن)	۵°	۰°
۳ (فاز برخاستن)	۱۶°	۱۶°
۴ (Full یا فاز نشستن)	۱۶°	۳۴°

با توجه به جدول ۱ و موقعیت هندل عمگر زمانی که هندل در موقعیت اول قرار دارد فلپ و اسلت هردو بسته هستند اصطلاحاً به این شرایط Clean Configuration می‌گویند. این موقعیت بسته به شرایط باند می‌تواند برای حالت‌های برخاست و کروز مورد استفاده قرار گیرد. با قرار دادن هندل در موقعیت دوم، ابتدا اسلت از لبه حمله جدا شده و فلپ در موقعیت خود باقی می‌ماند. در موقعیت سوم، هر دو برآزا در زاویه ۱۶° قرار می‌گیرند. در موقعیت چهارم که مخصوص حالت نشستن هواپیما است فلپ بیشینه زاویه خود را دارد. نحوه پایین آمدن سطوح برآزای بال این گونه است که با قرار گرفتن هندل در موقعیت اولیه، ابتدا مقداری اسلت و فلپ به جلو حرکت کرده و سپس پایین می‌آیند. در



شکل (۷): مقایسه شوک ایجاد شده بر روی ایرفویل فوق بحرانی و ایرفویل متعارف [عکس از اینترنت]

وقتی یک هواپیما با بال متعارف<sup>۱</sup> در نزدیک سرعت صوت پرواز کند (ماخ ۱) جریان هوا روی بال به سرعت بیشتری رسیده و به سرعت مافوق صوت می‌رسد که سبب ایجاد موج ضربه‌ای روی سطح فوقانی بال می‌شود. حتی اگر سرعت هواپیما از ماخ ۱ تجاوز نکرده باشد، هواپیما در این نقطه در سرعتی که به آن سرعت بحرانی<sup>۲</sup> گفته می‌شود قرار دارد. موج ضربه‌ای بر روی بال سبب جدایش لایه مرزی و ایجاد آشفتنگی می‌شود. لایه مرزی جدا شده سبب ایجاد جریان‌ات گردشی در پشت بال شده که سبب ایجاد پسا و در نتیجه افزایش مصرف سوخت بیشتری می‌شود. در این حالت هواپیما برای کاهش پسا ناگزیر به کاهش سرعت می‌شود به طوری که این امر خود موجب ایجاد ارتعاش می‌گردد. در برخی حالت‌های نادر این ارتعاشات سبب غیرقابل کنترل شدن هواپیما می‌شود. به‌طور کلی مزایای استفاده از ایرفویل فوق بحرانی در طراحی بال هواپیما عبارتند از: الف- پرواز نزدیک سرعت صوت با کمترین مقدار افزایش پسا، ب- افزایش برد پروازی، پ- کاهش پسا همراه با جدایش لایه مرزی و پ- ایجاد برآی از دست رفته در

<sup>1</sup> Conventional

<sup>2</sup> Critical Speed

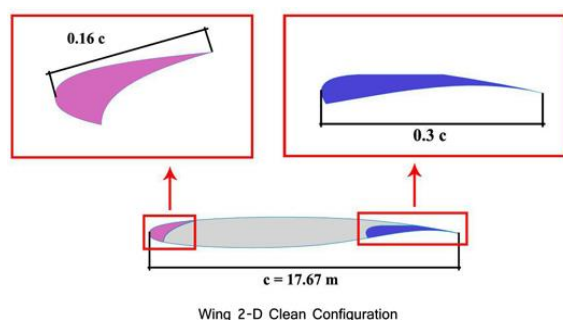
## ۲-۱-۲- مشخصات هندسه و مدل سازی آیرودینامیکی بال دوبعدی

مشخصات هندسی بال هواپیمای ایرباس A380 در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول (۲): ابعاد و مشخصات بال ایرباس A380

نام کمیت	مقدار
Root chord length ( $c$ )	۱۷/۶۷ m
Mid 1 chord length	در ۷/۹۲ m : ۱۳/۲۸ m
Mid 2 chord length	در ۲۲/۳۸ m : ۸/۱۲ m
Tip chord Length	۳/۹۸ m
Wing area	۸۴۵/۴۱۷ m <sup>2</sup>
Taper ratio	۰/۲۶
Wing sweep angle	۳۳/۴°
Slat chord length	٪۱۶ $c$
Flap chord length	٪۳۰ $c$
Aspect ratio	۷/۵

با توجه به اطلاعات موجود در جدول ۲ و با استفاده از نرم افزار طراحی سه بعدی SolidWorks به مدل سازی هندسه دوبعدی پرداخته شده است. در شکل ۹ مشخصات ابعادی مقطع بال همراه با اسلت و فلپ نشان داده شده است.



شکل (۹): مشخصات مقطع بال همراه با اسلت و فلپ

چهار حالت از قرارگیری هندل در موقعیتش برای انجام شبیه سازی به صورت زیر در نظر گرفته شده اند.

حالت اول- در فاز برخاستن<sup>۳</sup> با توجه به چگونگی شرایط باند پروازی هواپیما بدون باز کردن فلپ و اسلت شروع به دوییدن و سپس برخاستن از روی باند می نماید. این

بحث طراحی، مقدار فاصله جدایی<sup>۱</sup> و جلو آمدن<sup>۲</sup> را می توان برای فلپ از روابط (۱) و (۲) و برای اسلت از روابط (۳) و (۴) به دست آورد.

(I) Flap transformation equation with translation by  $(x_{off}, y_{off})$  and rotation by  $\theta$ .

$$x = c[(x - x_1)\cos\theta + y\sin\theta - (x + x_{off})], \quad (1)$$

$$y = c[-(x - x_1)\sin\theta + y\cos\theta], \text{ if } y_{off} = 0, \quad (2)$$

(II) Slat transformation equation with translation by  $(x_{off}, y_{off})$  and rotation by  $\phi$ .

$$x = c(x\cos\phi - y\sin\phi + x_{off}), \quad (3)$$

$$y = c[x\sin\phi - y\cos\phi + y_{off}], \quad (4)$$

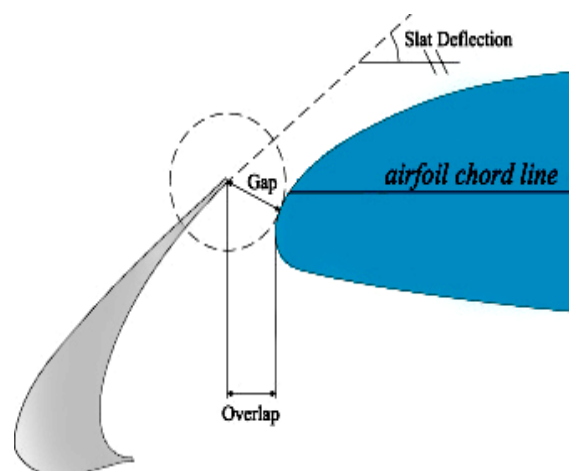
به طوریکه برای فلپ:

$$x_{off} = 11.75\% c \text{ و } y_{off} = 0 \text{ و زاویه فلپ } \theta(FA) = 16^\circ$$

و برای اسلت:

$$x_{off} = -7.5\% c, y_{off} = -6.13\% c \text{ و زاویه اسلت } \phi(SA) = 16^\circ$$

در شکل ۸ مقدار جلو آمدن (جدایش) اسلت از لبه حمله بال هواپیما نشان داده شده است. لازم به ذکر است که مقدار فاصله جدایی برابر  $1/3$  اندازه وتر و مقدار فاصله جلو آمدن برابر  $1/8$  اندازه وتر ایرفویل می باشد.



شکل (۸): مقدار فاصله و جدایش اسلت از لبه حمله بال

[عکس از اینترنت]

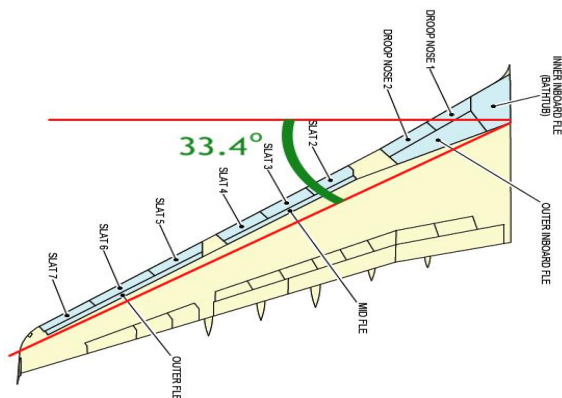
<sup>3</sup> Take off phase

<sup>1</sup> Gap

<sup>2</sup> Overlap

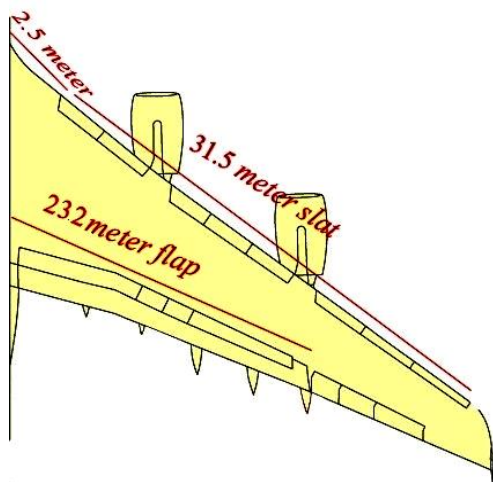


بال شروع شده، که تقریباً تا انتهای بال ادامه دارد. در این هواپیما در نواحی از لبه حمله بال که موتورها به وسیله پایلون<sup>۲</sup> به زیر بال متصل گشته‌اند دارای اسلت نیستند. در این پژوهش، با توجه به عدم وجود موتورها، اسلت در سراسر لبه حمله در نظر گرفته شده است.



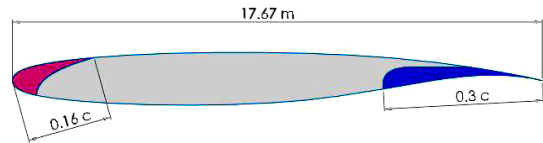
شکل (۱۴): نمای بالا از بال ایرباس A380 با زاویه عقبگرد ۳۳/۴°

پس از طراحی حالت دوبعدی، ابتدا بال در حالت Clean یعنی در شرایطی که اسلت و فلپ در جای خود قرار دارند مدل‌سازی شده و سپس حالت‌ها و زوایای مختلف اسلت و فلپ با توجه به موقعیت هندل عملگر مدل‌سازی شده‌اند. در شکل ۱۵ ابعاد طولی سطوح برآزای فلپ و اسلت بال نشان داده شده است. اسلت به اندازه ۳۱/۵ m از ۲/۵ m ابتدایی ریشه بال و فلپ به اندازه ۲۲/۳ m از ریشه انتهای بال قرار دارند.



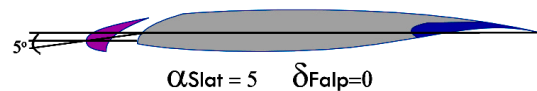
شکل (۱۵): ابعاد فلپ و اسلت از ریشه بال

حالت بال در فاز برخاستن حالت Clean نامیده می‌شود. در این موقعیت هندل فلپ و اسلت هردو در جای خود قرار گرفته‌اند (شکل ۱۰).



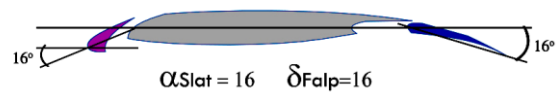
شکل (۱۰): بال دوبعدی در حالت کلین

حالت دوم- در این موقعیت هندل<sup>۱</sup> عملگر، اسلت از لبه حمله جدا شده و به اندازه ۵° پایین آمده ولی فلپ همچنان در سر جای خود قرار دارد (شکل ۱۱).



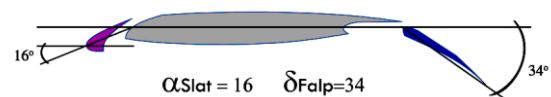
شکل (۱۱): بال دوبعدی با اسلت ۵° و فلپ ۵°

حالت سوم- در این موقعیت هندل عملگر، اسلت به اندازه ۱۶° پایین آمده و فلپ نیز که حرکت خود را از قبل شروع کرده به اندازه ۱۶° پایین می‌آید (شکل ۱۲).



شکل (۱۲): بال دوبعدی با اسلت ۱۶° و فلپ ۱۶°

حالت چهارم- در این موقعیت هندل عملگر در حالت کامل یا Full (فاز نشستن)، اسلت به اندازه ۱۶° پایین آمده و فلپ به بیشینه مقدار خود به اندازه ۳۴° پایین می‌آید (شکل ۱۳).



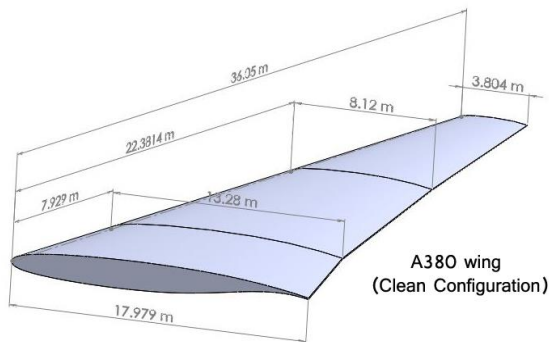
شکل (۱۳): بال دوبعدی با اسلت ۱۶° و فلپ ۳۴°

## ۲-۲- مشخصات و مدل‌سازی آیرودینامیکی بال سه‌بعدی

با توجه به مشخصات جدول ۲، بال در حالت سه‌بعدی با ابعاد واقعی مدل‌سازی شده است. در شکل ۱۴ شماتیکی از بال ایرباس A380 مشاهده می‌شود. همانطور که در این شکل مشخص است اسلت در لبه حمله بال با فاصله از ریشه

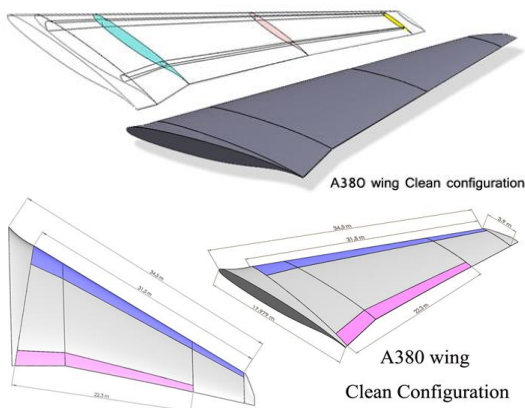
<sup>2</sup> Pylon

<sup>1</sup> Lever



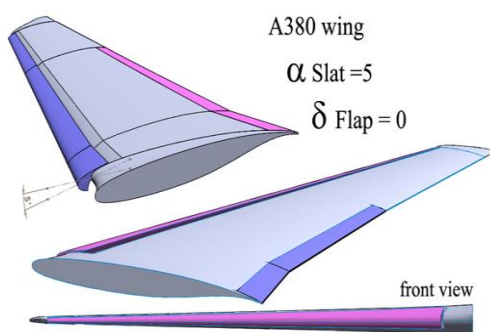
شکل (۱۸): نمای از بال سه‌بعدی مدل‌سازی شده

در ادامه، با توجه به چهار حالت ذکر شده در مورد موقعیت هندل عملگر فلپ بال در فازهای مختلف پروازی برای بال دوبعدی (ایرفویل)، نماهایی از بال سه‌بعدی مدل‌سازی شده کامل در چهار حالت پروازی به ترتیب در شکل ۱۹، شکل ۲۰، شکل ۲۱ و شکل ۲۲ نشان داده شده‌اند. لازم به ذکر است که به علت پیچیدگی فراوان در طراحی از مدل‌سازی بالچه در انتهای بال در شبیه‌سازی این پژوهش صرف‌نظر شده است.



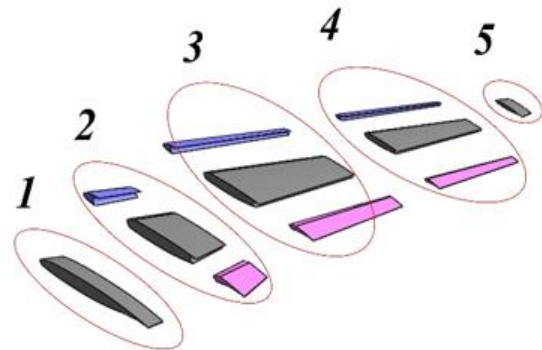
شکل (۱۹): نماهایی از بال سه‌بعدی مدل‌سازی شده کامل

در حالت Clean

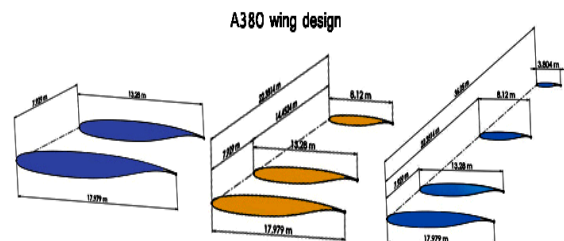


شکل (۲۰): نماهایی از بال سه‌بعدی مدل‌سازی شده با زاویه اسلت  $5^\circ$  و فلپ  $0^\circ$

برای رسم هندسه بال با توجه به مشخصات موجود شامل طول وتر ایرفویل و نواحی شروع تا خاتمه اسلت و فلپ، بال به پنج ناحیه مختلف تقسیم‌بندی شده است (شکل ۱۶).



شکل (۱۶): پنج ناحیه مختلف و اجزای بال سه‌بعدی ناحیه اول محل اتصال بال به بدنه هواپیما با طول  $m$   $2/5$  است. ناحیه دوم شروع اسلت و فلپ تا ناحیه میانی که طول وتر آن  $m$   $13/28$  است قرار دارد. ناحیه سوم بین دو ناحیه که طول وتر بین  $m$   $13/28$  و  $m$   $8/12$  است می‌باشد. ناحیه چهارم نیز از طول وتر  $m$   $8/12$  تا قسمت نول بال می‌باشد و ناحیه پنجم به طول  $m$   $1/5$  قسمت نوک بال را تشکیل می‌دهد. نواحی دوم، سوم و چهارم متشکل از بدنه اصلی، اسلت و فلپ می‌باشند که در واقع هر سه ناحیه مذکور دارای سه زیر ناحیه است (شکل ۱۶ را ببینید). در نرم‌افزار طراحی سه‌بعدی SolidWorks هر هندسه به طور جداگانه ترسیم و ذخیره شده و در نهایت با اتصال همه قسمت‌های طراحی شده تمام هندسه‌ها در محیط نرم‌افزار مونتاژ شده‌اند. در شکل ۱۷ از چپ به راست مراحل تکمیل مدل‌سازی بال در حالت Clean نشان داده شده است.



شکل (۱۷): مقاطع در نظر گرفته شده برای مدل‌سازی بال

سه‌بعدی در نرم‌افزار SolidWorks

با اتصال همه قسمت‌های طراحی شده، شکل تقریباً

کاملی از بال در شکل ۱۸ مشاهده می‌گردد.

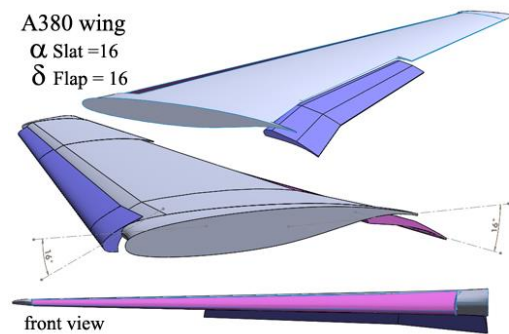
حاکم بر میدان جریان عبارتند از [۲۷-۲۹]: الف- معادله بقای جرم (پیوستگی)، ب- معادله بقای اندازه حرکت، پ- معادله انرژی و ت- معادله حالت گاز کامل (به دلیل تراکم پذیری جریان). برای مدل کردن جریان آشفتگی روش‌های مختلفی مانند میان‌گیری رینولدز از معادله ناویر-استوکس و مدل کردن گردابه‌های بزرگ صورت می‌گیرد. هر روش دقت و هزینه خاص خود را دارد.

### ۳-۲- گسسته‌سازی معادلات حاکم بر جریان سیال

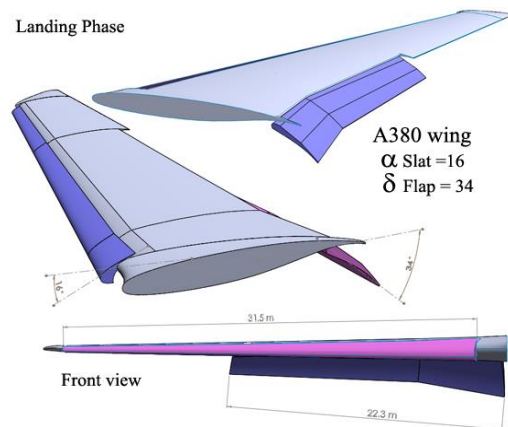
در تحلیل عددی معمولاً از گسسته‌سازی معادلات ناویر-استوکس با استفاده از روش حجم محدود برای شبکه‌های بی‌سازمان استفاده می‌شود [۲۷-۲۹]. در روش حجم محدود، میدان محاسباتی به حجم‌های کوچک تقسیم می‌شود به طوری که تمام میدان محاسباتی پوشش داده شود و هیچ دو حجم محدودی حجم مشترک نداشته باشند. به عبارت دیگر اجتماع حجم محدودها با حجم کل میدان برابر و اشتراک آنها صفر باشد. گسسته‌سازی و حل معادلات حاکم در نرم‌افزار ANSYS Fluent با استفاده از روش حجم محدود صورت می‌پذیرد و مقادیر مجهولات در نقاط مرزی المان‌های شبکه به دست می‌آیند.

### ۳-۳- مدل آشفتگی جریان و معادلات میانگین‌گیری زمانی رینولدز

در یک جریان آشفته با توجه به حرکت درهم ذرات همواره نوسانات کوچکی در خاصیت  $\rho$  سیال وجود دارد. برای مدل‌سازی ریاضی این نوسان‌ها، تغییر خاصیت سیال که وابسته به زمان است از متوسط‌گیری زمانی استفاده می‌گردد به طوری که مقادیر متوسط خاصیت در آن نقطه به عنوان مقدار خاصیت سیال معرفی می‌گردد [۲۷-۲۹]. مقدار خاصیت  $\rho$  ممکن است با زمان ثابت مانده یا تغییر کند. اگر این مقدار با زمان تغییر کند جریان از نوع آشفته غیردایمی می‌باشد. مقادیر لحظه‌ای یک خاصیت سیال مانند سرعت در حالت یک‌بعدی را می‌توان به صورت جمع دو مولفه نوسانی و مولفه متوسط سرعت بازنویسی کرد. مدل‌های مختلف آشفتگی وجود دارد که برای محاسبه لزجت آشفتگی به کار می‌روند مانند مدل‌های صفر، یک و دو معادله‌ای. در این مقاله، از مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس استفاده شده است.



شکل (۲۱): نماهایی از بال سه‌بعدی مدل‌سازی شده با زاویه اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $16^\circ$



شکل (۲۲): نماهایی از بال سه‌بعدی مدل‌سازی شده با زاویه اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $34^\circ$

### ۳- معادلات حاکم و تولید شبکه محاسباتی برای تحلیل CFD

روش‌های عددی حل معادلات ناویر-استوکس عبارتند از: الف- حل عددی به روش عددی DNS، ب- متوسط‌گیری رینولدز از معادلات ناویر استوکس RANS، پ- روش‌های مبتنی بر فیلتراسیون مانند شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ LES، ت- روش‌های ترکیبی مانند شبیه‌سازی ادی‌های جدا DES. در این مقاله از یکی از روش‌های RANS بنام اسپالارت-آلماراس تک معادله‌ای در روش میانگین‌گیری زمانی رینولدز استفاده شده است [۲۷-۲۹].

### ۳-۱- معادلات حاکم بر جریان سیال

برای شبیه‌سازی جریان در حالت کلی از معادلات ناویر-استوکس در سه‌بعد استفاده می‌شود. معادلات اساسی

### ۳-۱-۳- مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس

مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس یک مدل ساده است که یک معادله انتقال را برای کمیتی که شکل تغییر یافته لزجت سینماتیک آشفتگی حل می‌کند [۲۷-۲۹]. در این مدل احتیاجی به محاسبه طول مقیاس مرتبط با ضخامت لایه مرزی نمی‌باشد. این مدل مخصوص مسایل هوافضایی به خصوص جریان‌های محدود به مرز طراحی شده است. همچنین برای حل لایه مرزی شامل گرادیان فشار معکوس جریان‌های گذر صوتی آشفته در مسائل صنعتی پیچیده و جریان‌های جدا شده در نازل‌های فوق انبساطی نیز جواب‌های خوبی ارائه می‌دهد. علاوه بر این، این مدل برای جریان‌های توربوماشین به طور گسترده استفاده می‌شود. مدل اسپالارت الماراس یک مدل رینولدز پایین (عدد ماخ جریان مادون صوت کمتر از ۰/۸) می‌باشد. یعنی استفاده موثر از این مدل تنها محدود به نواحی متاثر از لزجت در داخل لایه مرزی و نواحی مشابه با عدد رینولدز پایین می‌باشد. هر چه به سمت نواحی با عدد رینولدز بالاتر بالادست نواحی دور از دیواره حرکت شود از قابلیت‌های این مدل در تعیین مقدار لزجت آشفتگی کاسته می‌شود. در این صورت به کمک شبکه‌بندی نه چندان ریز در نواحی نزدیک دیواره می‌توان از توابع دیواره جهت حل این قسمت استفاده نمود. نکته قابل ذکر در این مدل این است که گرادیان‌های کمیت‌های انتقالی نزدیک دیواره بسیار کوچکتر از گرادیان‌های کمیت‌های مشابه در مدل‌های دیگر مانند  $k-\epsilon$  و  $k-w$  می‌باشند. بنابراین در هنگام استفاده از شبکه‌بندی درشت نزدیک دیواره این مدل نسبت به خطای حل عددی حساسیت کمتری از خود نشان می‌دهد. علاوه بر این، با بررسی دقت مدل‌های تک معادله‌ای از آنجایی که نمی‌توانند تغییرات مقیاس طولی را سریعاً منطبق نمایند در مسائلی که جریان به طور ناگهانی از یک مرز به یک لایه جریان آزاد می‌رسد اهمیت پیدا می‌کند. در مدل‌های آشفتگی که از دیدگاه بوزینسک استفاده می‌کنند مسئله اصلی محاسبه لزجت آشفتگی است. مدل اسپالارت-آلماراس یک معادله انتقال را برای کمیتی که شکل تغییر یافته لزجت سینماتیک آشفتگی است را حل می‌نماید.

### ۳-۲-۳- معادله انتقال برای مدل اسپالارت-آلماراس

متغیر انتقال در مدل اسپالارت آلماراس لزجت سینماتیک آشفتگی می‌باشد که در تمام مناطق بجز در نزدیکی دیواره مناطق تحت تاثیر لزجت محاسبه می‌شود. همچنین در

مدل کردن تولید آشفتگی از آنجایی که در جریان‌های دیواره مرزی که انگیزه اصلی برای فرمول‌بندی مدل اسپالارت-آلماراس بوده آشفتگی فقط هنگامی رخ می‌دهد که در نزدیکی دیواره چرخش ایجاد شود بنابراین در فرمول‌بندی آن، اثر کرنش متوسط در تولید آشفتگی در نظر گرفته می‌شود. این اصلاح از ترکیب دو تانسور دوران و کرنش در معادلات انتقال مدل استفاده می‌کند. در مدل کردن اضمحلال آشفتگی مقادیر عددی ثابت‌های مورد استفاده در مدل عبارتند از [۲۷-۲۹]

$$\sigma_v = 2/3, C_{v1} = 0.7, \kappa = 0.4187, C_{\omega_2} = 0.3, C_{\omega_3} = 2, \\ C_{b1} = 0.1355, C_{b2} = 0.622, C_{\omega_1} = C_{b1} / \kappa^2 + (1 + C_{b2}) / \sigma_v,$$

### ۳-۴- روش حل عددی

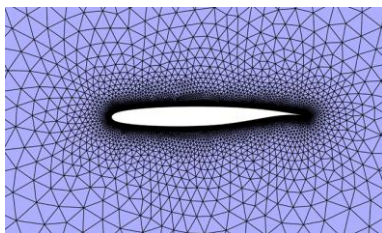
در این مقاله از نرم‌افزار ANSYS Fluent 18.1 برای شبیه‌سازی جریان استفاده شده است. نرم‌افزار با الگوریتم عددی بکار رفته برای جداسازی ترم‌های موجود در معادلات حاکم، معادلات انتگرالی را برای بقای جرم، اندازه حرکت و کمیت‌های دیگر مانند آشفتگی حل می‌کند. در این مقاله، مقادیر اولیه متغیرهای جریان با استفاده از مقدار دهی اولیه استاندارد در نرم‌افزار ANSYS Fluent و به روش نسبی انجام شده است. معادلات ناویر-استوکس در حالت دوبعدی و سه‌بعدی به صورت پایا و تراکم‌پذیر با استفاده از روش حجم محدود و الگوریتم حل به صورت کاپل برای کلیه معادلات استفاده شده است. سیال مورد نظر هوا به صورت گاز ایده‌آل و عدد رینولدز در لبه بال  $8/54 \times 10^7$  می‌باشد. روش حل از نوع ضمنی، سرعت جریان  $280 \text{ km/h}$  که مختص سرعت نشست و برخاستن هواپیما است در دمای تحلیلی  $15^\circ\text{C}$  معادل ماخی در حدود  $0/2$  (ماخ تحلیل جریان) در زوایای حمله  $8/53^\circ$ ،  $12^\circ$ ،  $15^\circ$  و  $20^\circ$  و لزجت از نوع سادرلند در تحلیل‌ها در نظر گرفته شده است.

### ۳-۵- هندسه، شرایط مرزی و تولید شبکه محاسباتی

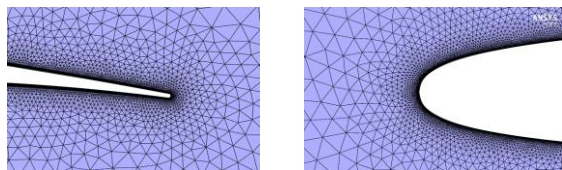
در این بخش، با توجه به هندسه و با داشتن ابعاد مناسب و شبکه‌بندی (مش‌بندی) صحیح می‌توان با کاهش زمان محاسبات در شبیه‌سازی، نتایج قابل قبولی که مستقل از شبکه<sup>۱</sup> باشند را به دست آورد. هندسه انتخاب شده از یک ناحیه (تونل باد) که جریان از آن عبور می‌کند تشکیل شده

<sup>۱</sup> Mesh independency

برای کاهش در تعداد المان‌ها از شبکه‌بندی بی‌سازمان در شبیه‌سازی استفاده شده است. علت اصلی و عمده استفاده از آن پیچیدگی هندسه‌های مدل شده به علت وجود اسلت و فلپ در ایرفویل و بال می‌باشد. تولید مش در محیط نرم‌افزار ANSYS Workbench انجام شده است. به کارگیری شبکه‌بندی بی‌سازمان این امکان را می‌دهد تا بتوان با یک نرخ رشد بیشتر از نواحی با سلول کوچکتر تا نواحی با ابعاد سلول بزرگتر مش را تولید نمود. از طرفی با توجه به وجود المان‌های بسیار کوچک بر روی ایرفویل و بال به نسبت المان‌هایی با سایز بزرگ بر روی ناحیه تونل باد این ساختار شبکه نسبت به شبکه باسازمان از نظر تعداد المان و کاهش زمان محاسبات بسیار باصرفه‌تر است. در شکل ۲۴ شبکه‌بندی بی‌سازمان ایرفویل در حالت دوبعدی در نواحی اطراف لبه حمله و لبه فرار ایرفویل بال در حالت Clean نشان داده شده است.



(الف)



(پ)

(ب)

**شکل ۲۴:** شبکه‌بندی ایرفویل بال دوبعدی در حالت Clean، الف- ایرفویل، ب- در لبه حمله و پ- در لبه فرار

با توجه به انتخاب مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس، ارتفاع لایه اول شبکه بر روی ایرفویل طوری انتخاب می‌گردد که شرط  $Y^+ < 1$  برقرار باشد. در نتیجه شروع شبکه‌بندی از روی دیواره بال با تولید بیست لایه با نرخ رشد ۱/۱۵ انجام شده به طوری که ضخامت اولین لایه مش حدود  $0.00001$  می‌باشد. در شکل ۲۵، شبکه‌بندی بی‌سازمان در ایرفویل دوبعدی با فلپ  $16^\circ$  و اسلت  $16^\circ$  نشان داده شده است.

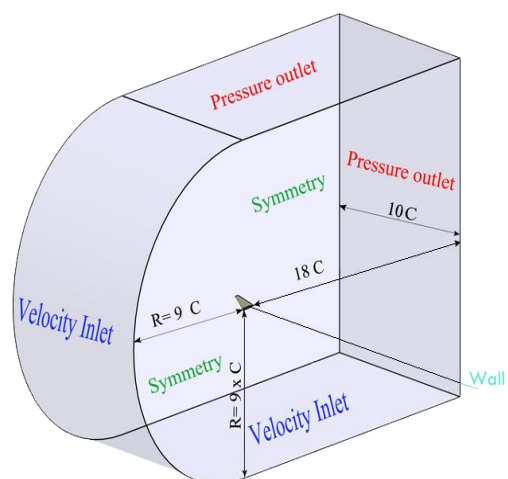
است. در جدول ۳ خصوصیات هندسی و ابعاد نواحی مختلف دامنه حل ارائه شده است.

**جدول (۳):** هندسه و ابعاد نواحی حل جریان

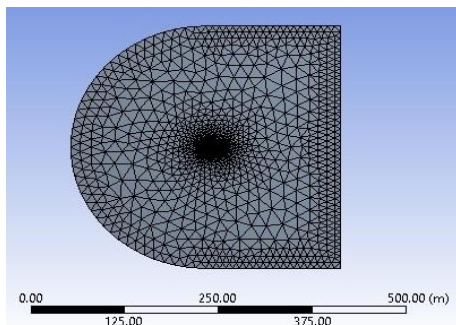
پارامتر	مشخصه/مقدار
نوع ایرفویل	فوق بحرانی SC(2)-0610
مساحت خالص بال	$266/7 \text{ m}^2$
طول وتر بال در ریشه	$17/67 \text{ m}$
طول تونل باد	$494 \text{ m}$
عرض تونل باد	$180 \text{ m}$

**۳-۵-۱- شرایط مرزی به کار گرفته شده**

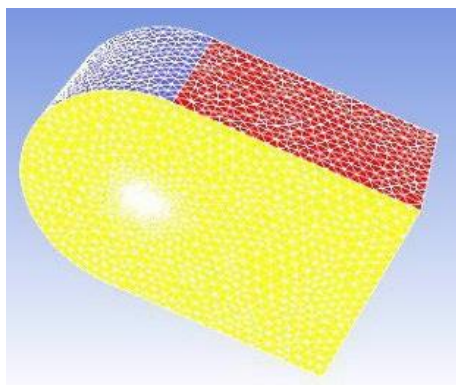
برای بال سه‌بعدی شرایط مرزی در ورودی تونل باد از نوع سرعت ورودی<sup>۱</sup>، در خروجی جریان نیز از نوع فشار خروجی<sup>۲</sup>، در دو سمت تونل باد به صورت شرط مرزی متقارن<sup>۳</sup> و برای دیواره روی بال به صورت شرط عدم لغزش<sup>۴</sup> در نظر گرفته شده‌اند. لازم به ذکر است که برای ایرفویل دوبعدی نیز شرایط مرزی به همین صورت تعریف شده‌اند ولی با توجه به دوبعدی بودن شرط تقارن وجود ندارد. در شکل ۲۳ هندسه ناحیه (میدان حل) و شرایط مرزی در نظر گرفته شده برای تونل باد پیرامون بال نشان داده شده است.

**شکل ۲۳:** هندسه میدان حل و شرایط مرزی در نظر گرفته شده<sup>۱</sup> Velocity inlet<sup>۲</sup> Pressure outlet<sup>۳</sup> Symmetry<sup>۴</sup> No slip

مثلی انتخاب شده‌اند. برای تولید شبکه از نرم‌افزار ANSYS Workbench استفاده شده است. برای تولید هندسه، ابتدا هندسه طراحی شده به کمک نرم‌افزار SolidWorks برای ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0610 در حالت دوبعدی و سه‌بعدی به طول وتر  $17/63$  m تولید و سپس به عنوان ورودی نرم‌افزار تولید مش استفاده شده است. شبکه مورد استفاده برای استفاده در تحلیل جریان پیرامون ایرفویل فوق بحرانی و بال به صورت شبکه C<sup>۱</sup> می‌باشد. نوع شبکه به کار رفته برای ایرفویل و بال از نوع بی‌سازمان<sup>۲</sup> می‌باشد که در شکل ۲۷ در حالت Clean برای هر دو حالت دوبعدی و سه‌بعدی بال نشان داده شده است. معادلات حاکم بر میدان جریان تراکم پذیر و پایا معادلات بقای جرم، اندازه حرکت و انرژی در حالت سه‌بعدی و تراکم‌پذیر بوده که به این سبب معادله حالت گاز کامل نیز به معادلات اضافه شده است.

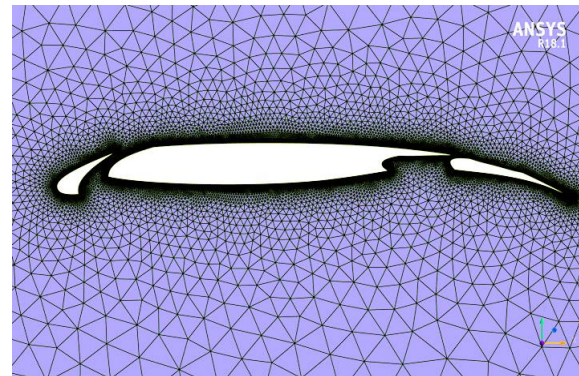


(الف)



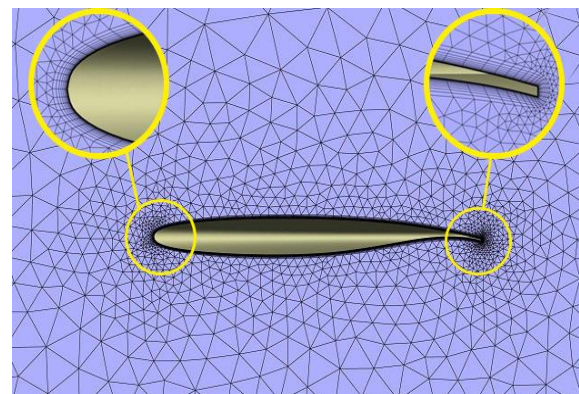
(ب)

شکل (۲۷): شبکه‌بندی بی‌سازمان استفاده شده در حالت Clean، الف- ایرفویل دوبعدی و ب- بال سه‌بعدی



شکل (۲۵): شبکه‌بندی بی‌سازمان برای ایرفویل دوبعدی با فلپ  $16^\circ$  و اسلت  $16^\circ$

در شکل ۲۶، شبکه‌بندی بی‌سازمان برای بال سه‌بعدی در حالت Clean نشان داده شده است.



شکل (۲۶): شبکه‌بندی بی‌سازمان بال سه‌بعدی در حالت Clean

### ۳-۵-۲- تولید شبکه محاسباتی

هدف تولید شبکه‌ای است که نتایج عددی حاصله از آن بیشترین شباهت ممکن را به واقعیت داشته باشد پس باید تمرکز نقاط باید بر اساس دقت مورد نیاز تعیین شده و در نقاطی از جریان با گرادیان سرعت بالا به تمرکز بالاتری از گره‌ها نسبت به نقاطی با گرادیان پایین لازم است. از لحاظ فیزیکی امکان پذیر است که تمام نواحی دقت بالایی داشته باشیم ولی با توجه به محدودیت‌های محاسباتی کامپیوتر امکان پذیر نیست. راستای قرارگیری گره‌ها باید در مسیر جریان باشد تا حل عددی زودتر همگرا شود. رفتار لایه مرزی به عنوان ناحیه‌ای با گرادیان بالا باید در نظر گرفته شود. شبکه‌بندی مورد استفاده در این مقاله از نوع بی‌سازمان و المان‌ها در هنگام شکل‌گیری شبکه به صورت

<sup>۱</sup> C shape

<sup>۲</sup> Unstructure

پژوهش دارای Ram 16 Gigabyte و از نوع پردازشگر هشت هسته‌ای با سرعت پردازش CPU برابر با ۲/۸۸ GHz بوده‌است.

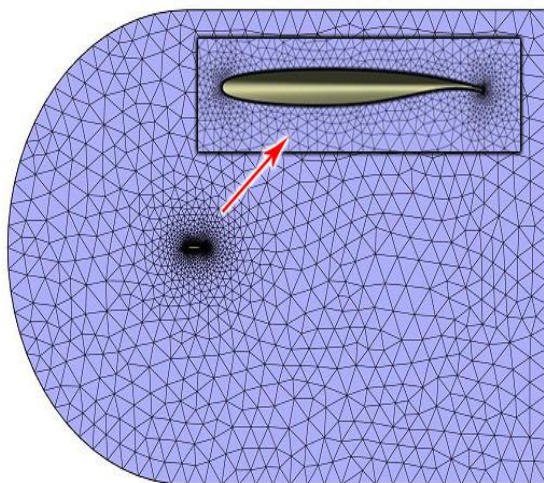
جدول (۴): تعداد المان‌ها و گره‌ها در ایرفویل

وضعیت بال	تعداد المان‌ها	تعداد گره‌ها
Clean	۷۶۹۰۴	۶۴۶۴۲
S5-F0	۱۰۶۸۴۲	۹۰۱۴۰
S16-F16	۱۱۴۵۵۷	۹۶۷۲۶
S16-F34	۱۱۴۱۵۷	۹۶۷۰۶

جدول (۵): تعداد المان‌ها و گره‌ها در بال سه‌بعدی

وضعیت بال	تعداد المان‌ها	تعداد گره‌ها
Clean	۲۴۲۶۷۵۹	۷۸۳۹۳۹
S5-F0	۳۵۸۱۹۷۰	۱۲۳۳۱۸۳
S16-F16	۵۶۵۵۳۱۲	۲۰۰۲۸۷۵
S16-F34	۵۶۵۸۸۰۲۱	۲۰۰۸۱۹۶

در شکل ۲۸ شبکه‌بندی بال سه‌بعدی در حالت Clean نشان داده شده است.



شکل (۲۸): شبکه‌بندی بال سه‌بعدی در حالت Clean

معادلات بر اساس الگوریتم با روش چگالی مینا<sup>۱</sup> و روش گسسته‌سازی مکانی برای معادلات اندازه حرکت و آشفستگی مرتبه دوم بالادست<sup>۲</sup> حل شده است. عدد کورانت برای این جریان ۵ در نظر گرفته شده است. بعد از نواحی لایه مرزی، شبکه به صورت بی‌سازمان با نرخ رشد ۱/۱۵ تولید شده است. میزان انحراف در مش اطلاعات مهمی در مورد کیفیت مش ارائه می‌دهد که مقدار آن در این تحقیق ۰/۸ بوده که مقدار قابل قبولی است.

انتخاب مدل آشفستگی همواره یکی از مسائل چالش برانگیز در حل جریان به صورت عددی بوده است. مدل آشفستگی اسپالارت-آلماراس از نظر هزینه و دقت بر دیگر مدل‌های آشفستگی در اثر سطح ارجحیت دارد. از سوی دیگر، برای گرفتن بهتر شوک بر روی سطوح ایرفویل مدل آشفستگی اسپالارت-آلماراس مورد استفاده قرار گرفته است. لازم به ذکر است که این مدل توانایی مدل‌سازی جریان‌های با گرادیان فشار معکوس بر روی سطوح خارجی را به خوبی دارد و نیز برای جریانات تراکم پذیر بر روی ایرفویل این مدل آشفستگی مناسب بوده و زمان بسیار کمتری را جهت تحلیل نیاز دارد. در این تحقیق با توجه به اینکه حالت‌های مختلف مورد تحلیل که در آنها با تغییر سطح مقطع مواجه شده تعداد شبکه در حالت‌های مختلف متفاوت بال و ایرفویل متفاوت بوده‌اند. در این تحقیق ضریب برآ، ضریب پسا و ضریب فشار و باقیمانده‌های حل تا  $10^{-5}$  به عنوان معیار همگرایی حل در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که نتایج مستقل از باقیمانده‌های حل نیز مورد بررسی قرار گرفته و زمانی که باقیمانده‌های حل کمتر از  $10^{-5}$  در نظر گرفته شده‌اند تاثیری در نتایج نهایی رخ نداده است. در جدول ۴ و جدول ۵ تعداد المان‌ها و تعداد گره‌ها در کلیه حالات تحلیل شده به ترتیب برای ایرفویل دوبعدی و بال سه‌بعدی ارائه شده‌اند. لازم به ذکر است که حرف S به اختصار نمایانگر اسلت و حرف F بیانگر فلپ می‌باشد. مشخصات سخت‌افزاری کامپیوتر مورد استفاده برای این

<sup>1</sup> Density base

<sup>2</sup> Second order upwind

برای بررسی استقلال از شبکه برای بال سه‌بعدی هواپیما در حالت Clean، در جدول ۶ مشخصات شبکه تولید شده با سه اندازه المان مش در نظر گرفته شده ارائه شده است.

باید خاطر نشان گردد که چون ضخامت لایه اول در کل دیواره‌ها به اندازه‌ای در نظر گرفته شده که  $Y^+ < 1$  که شرایط استفاده از مدل اسپالات-آلماراس ارضا شده، در نتیجه ناحیه زیر لایه لزج با به صورت صحیح مدل شده است. همچنین، برای تولید مش استاندارد، بدون پرش و کیفیت بالا از نظر Skewness در این مطالعه نرخ رشد شبکه  $1/15$  در نظر گرفته شده که ناحیه بافر و در پی آن لایه بیرونی آشفته با دقت خوب شبیه‌سازی شود (نرخ رشد برای مش بی‌سازمان و عدد ماخ زیر  $0.8$  بایستی کمتر از  $1/2$  در نظر گرفته شود، مرجع [۱۰] را ببینید). این موارد نشان‌دهنده آن است که جریان داخل لایه مرزی به خوبی تسخیر شده و برای زیرلایه لزج، لایه بافر و لایه آشفته بیرونی، به تعداد کافی المان استفاده شده است. نتایج استقلال از شبکه نیز به منظور مستقل شدن حل از سایز شبکه نیز تأکیدی بر این مطلب است.

**جدول (۶):** المان‌ها و تعداد گره‌های مورد استفاده در

بررسی استقلال از شبکه

تعداد گره‌ها	تعداد المان‌ها	نوع مش
۵۹۱۹۹۳	۱۵۴۶۹۹۱	Coarse
۷۰۰۳۱۴	۱۸۱۳۷۳۴	Medium
۸۰۳۲۰۶	۲۰۶۰۵۱۸	Fine

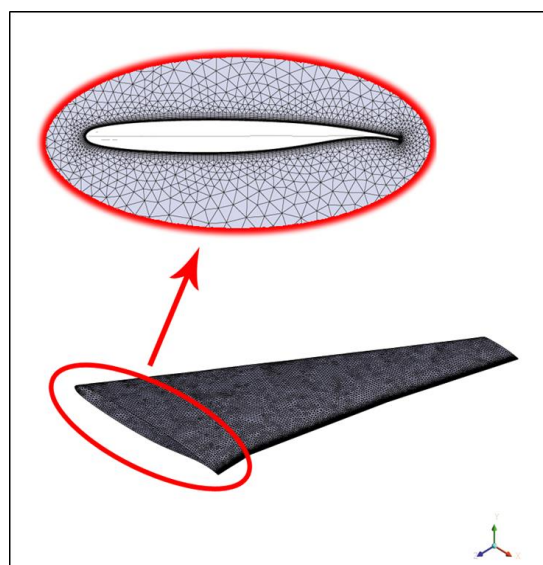
در شکل ۳۰ نمودارهای مربوط به نتایج استقلال از شبکه برای تغییرات ضریب فشار  $C_p$  برحسب طول وتر به عنوان پارامتر کنترلی در نتایج استقلال از شبکه در دو مقطع از بال به فاصله ۳ m و ۲۵ m از محل اتصال بال به بدنه هواپیما نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۳۰ مشاهده می‌شود نتایج به دست آمده برای ضریب فشار با تغییر اندازه المان‌ها از مش با اندازه متوسط بسیار نزدیک به

#### ۴- تحلیل CFD بال ایرباس A380 و بحث و بررسی نتایج

برای رسیدن به نتایج مطلوب و صحت در حل عددی دینامیک سیالات محاسباتی، مراحل زیر در ارائه نتایج حل CFD در نظر گرفته شده است: الف- نتایج مستقل از شبکه‌بندی، ب- نتایج اعتبار آزمایی، پ- نتایج شبیه‌سازی برای شبکه‌بندی در حالت دوبعدی، ت- نتایج شبیه‌سازی برای شبکه‌بندی در حالت سه‌بعدی.

##### ۴-۱- نتایج مستقل از شبکه‌بندی

در این بخش نتایج مستقل از شبکه برای بال سه‌بعدی در شبیه‌سازی‌ها ارائه شده است. سرعت هواپیما  $280 \text{ km/h}$  برای تمام موارد فرض شده است. به علت پیچیدگی‌های موجود در هندسه بال سه‌بعدی برای تولید مش از شبکه بی‌سازمان در انجام شبیه‌سازی‌های عددی استفاده شده است. همچنین در نواحی دیواره بال از ده لایه به عنوان لایه مرزی و از مش پنج وجهی (پریسم<sup>۱</sup>) استفاده شده است (شکل ۲۹ را ببینید).



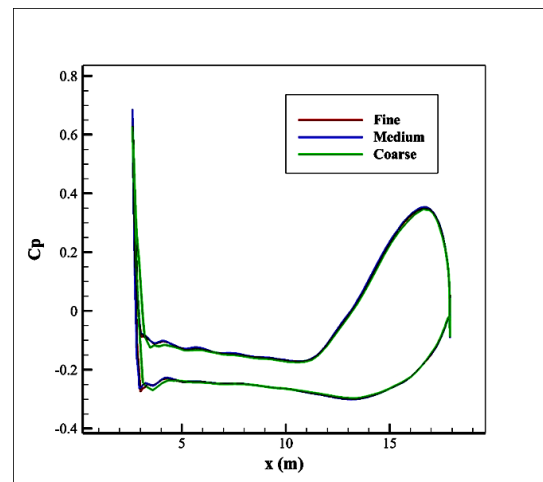
شکل (۲۹): بال سه‌بعدی شبکه‌بندی شده در حالت Clean

<sup>1</sup> Prism

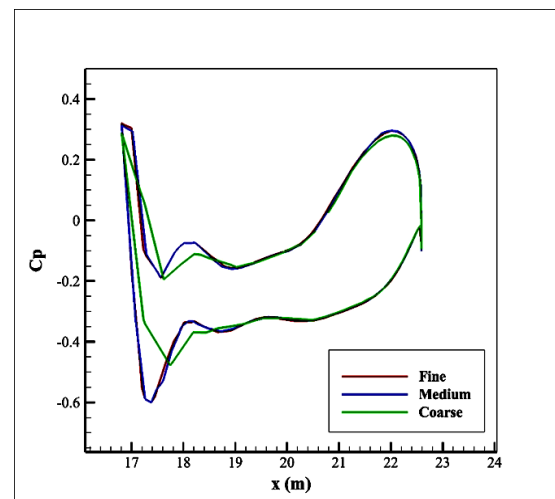


سنجی مش با سازمان از نوع شش وجهی مکعبی<sup>۱</sup> به صورت C شکل انتخاب شده است. پس از آن مرز دور دست<sup>۲</sup> مورد نیاز برای تحلیل در Fluent به صورت مرز اطراف و دور تا دور ایرفول مطابق با استانداردهای مربوطه به صورت Interior Part رسم شد و در نهایت هندسه کلی جهت ایجاد شبکه بندی به نرم افزار ANSYS Meshing فراخوانی شد. در نزدیکی مرزها، مش ها ریز انتخاب شده اند. سیال عبوری از اطراف ایرفول سیال هوا می باشد که به صورت پیش فرض در محیط ماده<sup>۳</sup> تعریف شده است. سرعت سیال هوای ورودی برابر با ماخ ۰/۲ در نظر گرفته شد. جریان تراکم پذیر انتخاب شد که در این تحلیل با توجه به ماهیت جریان از حل گر Density Based و به صورت پایا استفاده شده و به دلیل تراکم پذیر بودن جریان، چگالی هوا به صورت قانون گاز ایده آل تعریف شده است. در تحلیل از مدل اسپالارت-آلماراس برای حل جریان آشفته استفاده شده است. با توجه به تراکم پذیر بودن سیال و متغیر بودن دما معادله انرژی برای این تحلیل فعال شده است. زوایای حمله در نظر گرفته شده در تحلیل ۱/۵°، ۴°، ۸°، ۱۶°، ۱۲° و ۲۰° و دما ۲۸۳/۲۴ K در نظر گرفته شده است. همچنین روش گسسته سازی مکانی معادلات اندازه حرکت و آشفته گی مرتبه دوم بالادست می باشد. عدد کورانت با توجه به چگالی مینا بودن و روش حل ضمنی برابر با ۵ توسط حل گر در نظر گرفته شده و  $y^+ < 2.5$  است. نتایج حل عددی برای محاسبه ضریب پسا و ضریب برآ در جدول ۷ ارائه شده است. همچنین، تغییرات ضریب برآ و ضریب پسا بر حسب زاویه حمله ایرفویل بال در شکل ۳۱ نشان داده شده است. با توجه به نتایج به دست آمده از حل مشاهده می گردد که نتایج حل عددی دارای اختلاف کمی با نتایج تجربی [۱۳] بوده و جواب های مناسبی به دست آمده است [۱۳ و ۲۶].

نتایج به دست آمده با مش با اندازه ریز می باشد. در نتیجه می توان از اندازه مش متوسط در شبیه سازی ها استفاده کرد.



(الف)



(ب)

شکل (۳۰): تغییرات ضریب فشار بر حسب طول، الف-در مقطع اول (در فاصله ۳ m از ابتدای بال) و ب- در مقطع دوم (در فاصله ۲۵ m از ابتدای بال)

#### ۲-۴- اعتبار سنجی نتایج

برای اعتبار سنجی نتایج در این پروژه از هندسه ایرفویل NACA0012 که دارای داده های تجربی مناسبی است به صورت سه بعدی استفاده شده است [۱۳ و ۲۶]. طول وتر به اندازه ۱ m و عمق آن ۵ m در نظر گرفته شده است. مش مورد استفاده در صحت

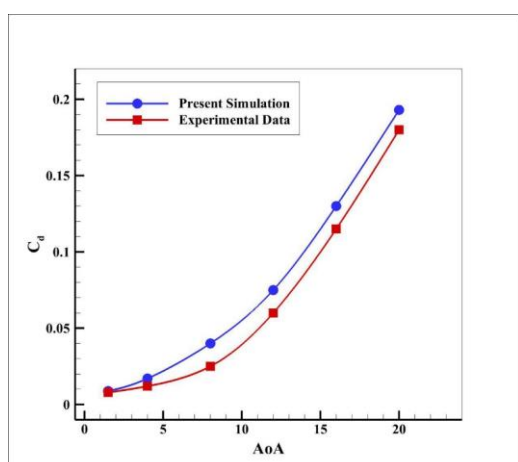
<sup>1</sup> Hexahedral

<sup>2</sup> Pressure far field

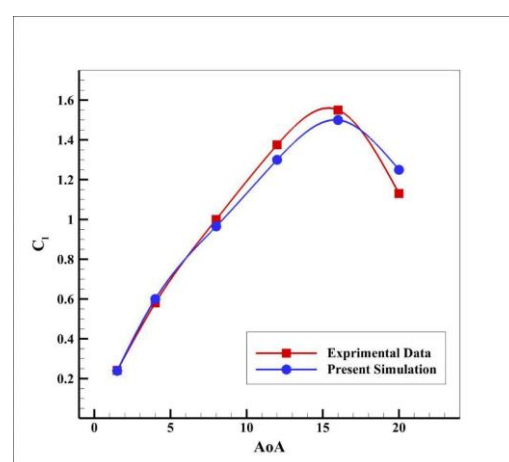
<sup>3</sup> Material

جدول (۷): نتایج اعتبار سنجی حل

خطای نسبی $C_L$ برحسب %	$C_L$ تحقیق کنونی	$C_L$ تجربی [۱۳]	خطای نسبی $C_D$ برحسب %	$C_D$ تحقیق کنونی	$C_D$ تجربی [۱۳]	زاویه حمله ایرفویل NACA 0012
۰/۸۳	۰/۲۳۹	۰/۲۴۱	۱۱/۳	۰/۰۰۸۸	۰/۰۰۷۹	۱/۵°
۳/۴۴	۰/۶	۰/۵۸	۴۱/۶	۰/۰۱۷	۰/۰۱۲	۴°
۴/۱	۰/۹۶۵	۱	۱۶	۰/۰۴	۰/۰۳۵	۸°
۵/۷	۱/۳	۱/۳۷۵	۲۰	۰/۰۷	۰/۰۶	۱۲°
۳/۳	۱/۵	۱/۵۵	۱۸/۱	۰/۱۳	۰/۱۱۵	۱۶°
۱۰/۶	۱/۲۵	۱/۱۳	۵/۵	۰/۱۹۳	۰/۱۸	۲۰°



(ب)



(الف)

شکل (۳۱): نمودار حاصل از اعتبار سنجی برحسب زاویه حمله ایرفویل بال، الف- ضریب برآ و ب- ضریب پسا

هوایمای A380 در فازهای مختلف پروازی تا جای ممکن یک شبکه با کیفیت به گونه‌ای تولید شده تا مقدار خطاهای دیفیوژن مجازی و ناپایداری‌های حل آن کاهش یافته و از سوی دیگر زمان حل مساله سه‌بعدی جریان حول بال، افزایش غیرقابل امکان‌پذیری برای حلگر نرم‌افزار و امکانات سخت افزاری کامپیوتر به کار گرفته شده برای تحلیل مساله نداشته باشد.

#### ۴-۳- نتایج شبیه‌سازی دوبعدی آیرودینامیکی برای

##### ایرفویل بال هوایمای ایرباس A380

جریان حول ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0610 در محدوده عدد ماک  $0.12$  بررسی شده و چگونگی تغییرات ضریب برآ، ضریب پسا و ضریب فشار در زاویه حمله ایرفویل  $8.53^\circ$ ،  $12^\circ$ ،  $15^\circ$  و  $20^\circ$  در Fluent با توجه به فازهای پروازی و موقعیت هندل

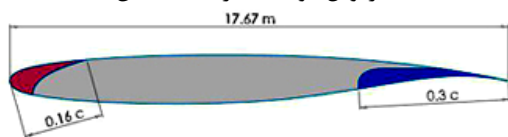
لازم به ذکر است که به طور کلی استفاده شبکه بی‌سازمان منجر به ایجاد خطاهای دیفیوژن مجازی<sup>۱</sup> در تحلیل‌های عددی می‌شوند. همچنین، با توجه به نتایج موجود و موارد گزارش شده (مرجع [۹ و ۱۰] را ببینید) اختلاف چندانی بین شبکه باسازمان و شبکه بی‌سازمان در شبیه‌سازی جریان حول بال هوایمما وجود نداشته است. در حالی که ایجاد شبکه باسازمان برای حالت‌های مختلف قرارگیری فلپ و اسلت بسیار پیچیده بوده و زمان تحلیل عددی فیزیک جریان حول بال را افزایش می‌دهد. از سوی دیگر، با استفاده از نتایج به‌دست آمده از Benchmark اجرا شده در این مقاله (یعنی جریان حول ایرفویل NACA0012) جهت اجتناب از پیچیدگی‌های بسیار زیاد و سخت به دلیل تولید شبکه باسازمان برای تمامی حالات مختلف قرارگیری اسلت و فلپ (مرجع [۹] را ببینید) بال

<sup>۱</sup> False Diffusion

**جدول (۸):** نتایج تحلیل ایرفویل در حالت کلین

موقعیت Flap Lever	فاز پروازی A/C	زاویه حمله (AoA)	زاویه اسلت (Slat)	زاویه فلپ (Flap)	$C_L$	$C_D$
۱	T. off	۸/۵۳°	۰°	۰°	۰/۷۴۱	۰/۰۳۷
۱	T. off	۱۲°	۰°	۰°	۰/۸۲۱۹	۰/۰۸۷
۱	T. off	۱۵°	۰°	۰°	۰/۸۹۲	۰/۰۹۸۷
۱	T. off	۲۰°	۰°	۰°	۰/۹۷۸	۰/۱۹۵

ایرفویل دوبعدی در حالت کلین



ب- زمانی که هندل فلپ در موقعیت دوم خود قرار دارد اسلت در زاویه  $۵^\circ$  قرار گرفته ولی فلپ با توجه به شرایط طراحی در جای خود باقی می‌ماند. برای این حالت نتایج تحلیل درموقعیت دوم هندل فلپ در چهار زاویه حمله مختلف در جدول ۹ ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در فاز پروازی برخاستن با افزایش حمله از  $۸/۵۳^\circ$  به زاویه حمله  $۱۲^\circ$  افزایش برآ و افزایش پسای بیشتری نسبت به حالت اول مشاهده می‌گردد. همچنین، با افزایش زاویه حمله از  $۱۲^\circ$  به  $۱۵^\circ$ ، برآ افزایش یافته ولی مقدار افزایش آن نسبت به حالت اول بیشتر می‌باشد. در زاویه حمله  $۲۰^\circ$  بیشترین مقدار برآ و بیشترین مقدار پسا به دست آمده است (بخش ۱-۳-۴ را نیز ببینید).

**جدول (۹):** نتایج تحلیل ایرفویل در حالت اسلت  $۵^\circ$  و فلپ  $۰^\circ$ 

موقعیت Flap Lever	فاز پروازی A/C	زاویه حمله (AoA)	زاویه اسلت (Slat)	زاویه فلپ (Flap)	$C_L$	$C_D$
۲	T. off	۸/۵۳°	$۵^\circ$	۰°	۰/۷۷۷	۰/۰۴۸
۲	T. off	۱۲°	$۵^\circ$	۰°	۰/۸۸۴۸	۰/۰۸۷۶
۲	T. off	۱۵°	$۵^\circ$	۰°	۰/۹۷۸	۰/۰۱۲۲
۲	T. off	۲۰°	$۵^\circ$	۰°	۱/۰۳۲	۰/۱۹۸

ایرفویل دوبعدی در موقعیت دوم فلپ هندل



فلپ بال شبیه‌سازی شده است [۲۱]. نتایج عددی به دست آمده علاوه بر محاسبه توزیع فشار روی ایرفویل، ضرایب آیرودینامیکی و فیزیک جریان اعم از تشکیل گردابه در میدان حل و نیز خطوط جریان اطراف آن را نشان می‌دهد و کانتورهای فشار، سرعت و عدد ماخ جریان نمایش داده شده‌اند. سپس نتایج با هم مقایسه شده و نمودارهای ضریب برآ و پسا برحسب زوایای مختلف با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همچنین، نمودارهای تغییرات ضریب فشار در حالت دوبعدی نیز مورد بررسی قرار گرفته است. سرعت ورودی تونل باد برابر با  $۲۸۰ \text{ km/h}$  با توجه به سرعت تقرب<sup>۱</sup> و برخاست به‌طور یکسان برای فازهای پروازی مورد تحلیل در نظر گرفته شده است.

**الف-** در اولین موقعیت آهنگل فلپ<sup>۲</sup> با توجه به شرایط باند ممکن است هواپیما در حالت برخاست باشد یعنی زمانی که هم اسلت و هم فلپ ایرفویل در جای خود آرمیده‌اند (ایرفویل در حالت کاملاً Clean یا بدون اسلت و فلپ) در چهار زاویه حمله مورد تحلیل قرار گرفت که نتایج به دست آمده در جدول ۸ ارائه شده است. با توجه به این جدول نتایج تحلیل دوبعدی زمانی که که فلپ و اسلت در محل اولیه خود هستند در فاز پروازی برخاستن با افزایش زاویه حمله از  $۸/۵۳^\circ$  به زاویه حمله  $۱۲^\circ$  برآ و پسا افزایش می‌یابند. با افزایش زاویه حمله از  $۱۲^\circ$  به  $۱۵^\circ$  برآ افزایش یافته و به تبع آن پسا نیز افزایش یافته است. سپس در زاویه حمله  $۲۰^\circ$  که نزدیک به زاویه واماندگی ایرفویل انتخاب شده برآ مقداری افزایش داشته که نسبت به سه زاویه قبل دارای بیشینه مقدار خود بوده ولی به نسبت آن پسا افزایش چشمگیری داشته است. علت رخداد این شرایط را می‌توان به پدیده جدایش جریان در این زاویه حمله دانست. بروز این پدیده را می‌توان با تحقیق و جستجو بر روی کانتورهای ارائه شده در بخش ۱-۳-۴ نیز مشاهده نمود.

<sup>۱</sup> Approach speed<sup>۲</sup> First knotch<sup>۳</sup> Flap Lever

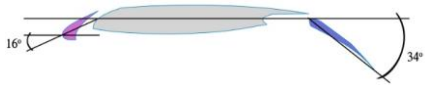
این فاز با محدودیت سرعت روبرو می‌شود تا در ارتفاعی که تقرب را آغاز نموده دچار واماندگی (استال) نشود، خلبان باید میزان سرعت را تنظیم نماید اما با توجه به اینکه در این تحقیق سعی شده ضرایب آیرودینامیکی با یکدیگر مقایسه گردند مقدار سرعت یکسان و بدون تغییر در نظر گرفته شده است. با توجه به مقدار سرعت و شکل بال که تاثیر بسزایی در مقادیر به‌دست آمده از تحلیل در این تحقیق دارد مقدار برآ نسبت به حالت‌های قبل بیشینه مقدار را دارد. خلبان پرواز در فاز نشستن سرعت را کاهش داده و از فلپ نیز برای این مورد استفاده خواهد کرد. هرچند فلپ در هواپیماهای مدرن امروزی دارای محدودیت سرعت می‌باشد و مقدار سرعتی که می‌توان در شرایط مختلف استفاده کرد تعریف شده است.

#### جدول (۱۱): نتایج تحلیل ایرفویل در حالت

اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $34^\circ$

موقعیت Flap Lever	فاز پروازی A/C	زاویه حمله (AoA)	زاویه اسلت (Slat)	زاویه فلپ (Flap)	$C_L$	$C_D$
Full	Landing	$8/53^\circ$	$16^\circ$	$34^\circ$	۲/۱۱۳	۱/۱۰۳

ایرفویل دوبعدی در فاز نشستن



از نتایج ارائه شده در جدول ۸ ( و یا جداول ۹ تا ۱۱) مشاهده می‌گردد که با افزایش زاویه حمله، نحوه رفتار تغییرات برآ برحسب زاویه حمله غیرخطی است. به بیان دیگر، انتظار اولیه این بود که به عنوان نمونه با دو برابر شدن زاویه حمله، اندازه برآ در حدود ۱۰۰ درصد افزایش یابد، اما تنها در حدود ۲۰ درصد افزایش یافته‌است. لازم به ذکر است که این رفتار غیرخطی در نتایج به‌دست آمده از تحلیل عددی با نتایج تجربی گزارش شده در مراجع دیگر نیز همخوانی دارد (مرجع [۱۱] را ببینید).


ب- وقتی هندل فلپ در موقعیت سوم قرار داده شده و اسلت در زاویه  $16^\circ$  و فلپ در زاویه  $16^\circ$  قرار دارد. نتایج تحلیل در موقعیت سوم هندل فلپ در چهار زاویه حمله مختلف در جدول ۱۰ ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در فاز پروازی برخاستن در زاویه حمله از  $8/53^\circ$  مقدار ضریب برآ مطلوب می‌باشد [۲۱] و با افزایش زاویه حمله از  $8/53^\circ$  به زاویه حمله  $12^\circ$  ضریب برآ نسبت به زاویه حمله قبل کاهش ولی ضریب پسا نسبت به حالت قبلی خود افزایش یافته‌است. به این ترتیب با افزایش زاویه حمله در حالتی که هر دو سطوح برآزا در زاویه  $16^\circ$  قرار دارند با افزایش زاویه حمله مقدار برآ کاهش پیدا کرده و پسا افزایش یافته‌است. علت را می‌توان در افزایش وتر بال و وجود اسلت و فلپ در این حالت دانست. در این حالت بیشینه مقدار برآ با توجه به انحنای انتهایی بال در زاویه حمله  $8/53^\circ$  است.

#### جدول (۱۰): نتایج تحلیل ایرفویل در حالت

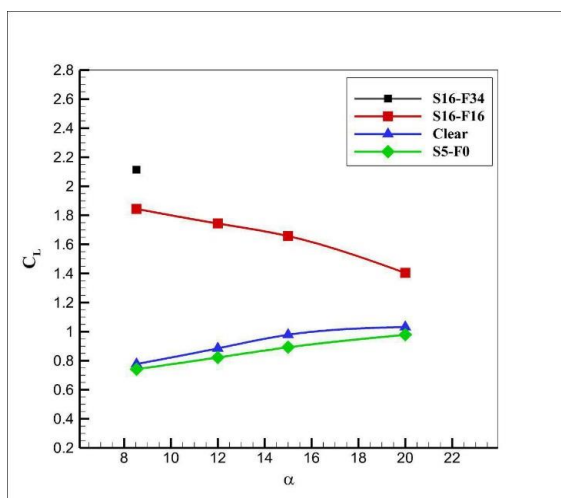
اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $16^\circ$

موقعیت Flap Lever	فاز پروازی A/C	زاویه حمله (AoA)	زاویه اسلت (Slat)	زاویه فلپ (Flap)	$C_L$	$C_D$
۳	T. off	$8/53^\circ$	$16^\circ$	$16^\circ$	۱/۸۴۴	۰/۱۰۵
۳	T. off	$12^\circ$	$16^\circ$	$16^\circ$	۱/۷۴۳	۰/۱۴۸
۳	T. off	$15^\circ$	$16^\circ$	$16^\circ$	۱/۶۵۷	۰/۱۸۷
۳	T. off	$20^\circ$	$16^\circ$	$16^\circ$	۱/۴۰۴	۰/۲۶۱

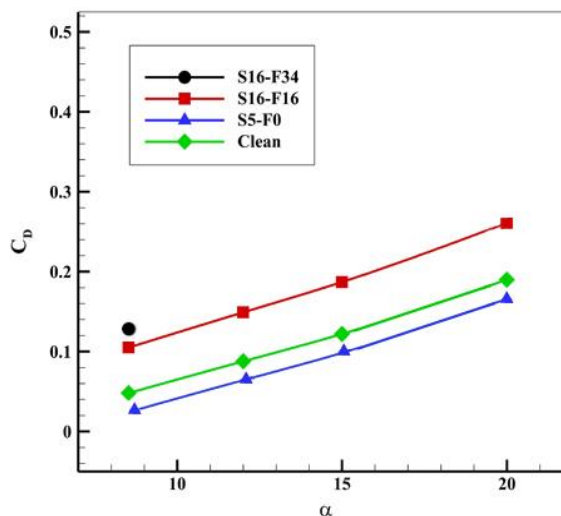
ایرفویل دوبعدی در موقعیت سوم فلپ هندل



ت- وقتی هندل فلپ در موقعیت چهارم قرار داده شده و اسلت زاویه  $16^\circ$  و فلپ  $34^\circ$  قرار دارد و هواپیما در فاز نشستن قرار دارد. در این حالت فلپ بیشترین مقدار زاویه خود را داراست. نتایج تحلیل در موقعیت چهارم هندل فلپ در فاز نشستن فقط در زاویه حمله  $8/53^\circ$  (مرجع [۲۱]) در جدول ۱۱ ارائه شده است. در این حالت زاویه قرارگیری فلپ به بیشترین مقدار خود رسیده و به عبارت دیگر فلپ در پایین‌ترین سطح خود رسیده‌است. با توجه که هواپیما در



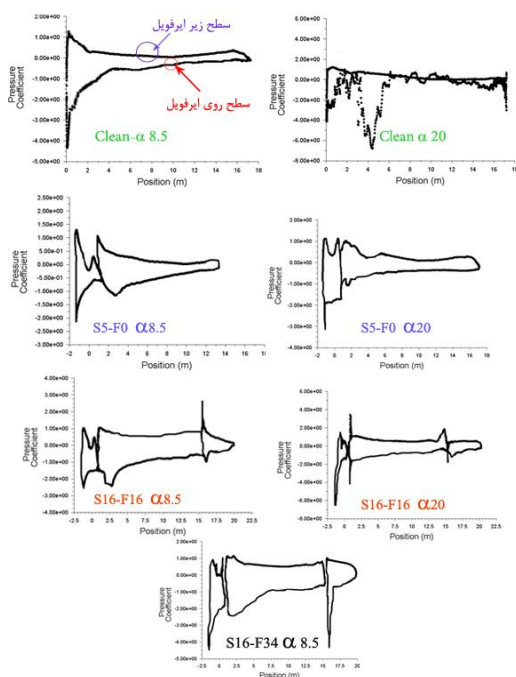
(ب)



(الف)

شکل (۳۲): نمودار تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بر حسب زاویه حمله در حالت دوبعدی،

الف- ضریب برآ و ب- ضریب پسا



شکل (۳۳): نمودار تغییرات ضریب فشار با توجه به

موقعیت هندسه در ایرفویل با زوایای مختلف

#### ۴-۳-۱- کانتورهای استخراج شده برای بال دوبعدی (ایرفویل)

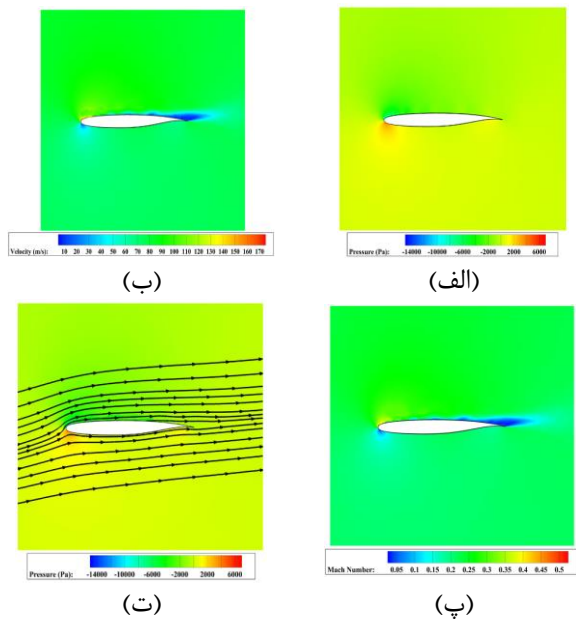
در این بخش با توجه به کانتورهای استخراج شده از نرم‌افزار Fluent به بحث و بررسی درباره شدت آشفتگی، جدایش لایه مرزی و نواحی افزایش فشار و افت آن و نیز تغییرات سرعت و محدوده ماخ با توجه به زاویه حمله و هندسه مدل پرداخته شده است. لازم به ذکر است با توجه به تعدد تعداد

در شکل ۳۲، نمودارهای تغییرات ضریب برآ و ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در ایرفویل دوبعدی نشان داده شده است. با توجه به تغییرات زاویه حمله و نیز منحنی‌های ارائه شده در شکل ۳۲ می‌توان میزان ضریب برآ و ضریب پسا را در حالت‌های مختلف اسلت و فلپ در زوایای منحصر به فرد خود مورد مطالعه قرار داد. لازم به ذکر است که در شکل نشانه<sup>۱</sup> با دایره مشکی رنگ نمایانگر فاز نشست<sup>۲</sup> می‌باشد که فقط در زاویه حمله ۸/۵۳° نتایج آن ارائه شده است [۲۱].

در شکل ۳۳ تغییرات ضریب فشار بر حسب طول وتر نشان داده شده است. قسمت بالای منحنی نمودار نتایج نشانگر سطح زیرین ایرفویل و قسمت پایین منحنی نمودار نتایج نشاندهنده تغییرات ضریب فشار در بالای ایرفویل می‌باشد. لازم به ذکر است به علت تعداد زیاد نمودارها در شرایط مختلف هندسه، ضرایب فشار فقط در زوایای حمله کمینه و بیشینه نشان داده شده است.

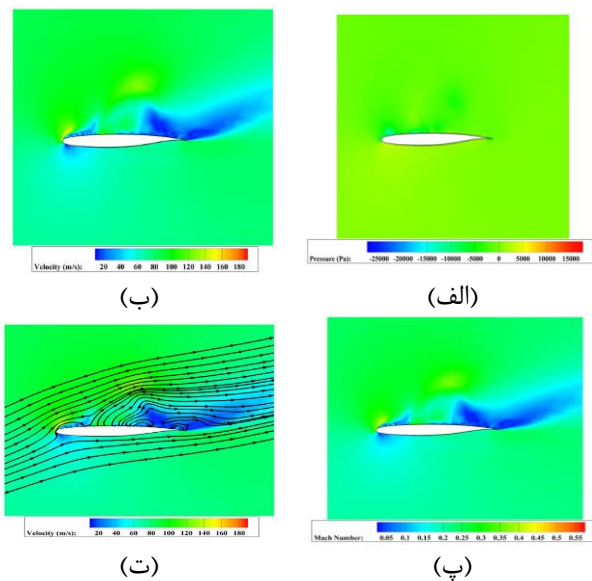
<sup>۱</sup> Sybmol

<sup>۲</sup> Landing



**شکل (۳۴): الف- کانتور فشار، ب- کانتور سرعت، پ- کانتور عدد ماخ و ت- کانتور بردار جریان ایرفویل در حالت زاویه حمله  $8/53^\circ$  و حالت Clean (بدون فلپ و اسلت)**

در شکل ۳۵-ب، همانطور که در کانتور سرعت در حالت Clean و زاویه حمله  $20^\circ$  مشخص است با توجه به افزایش زاویه حمله جدایش لایه مرزی به سمت لبه حمله حرکت کرده و دنباله و جریان برگشتی ایجاد می‌شود که سبب کاهش برآ و افزایش پسا شده است.



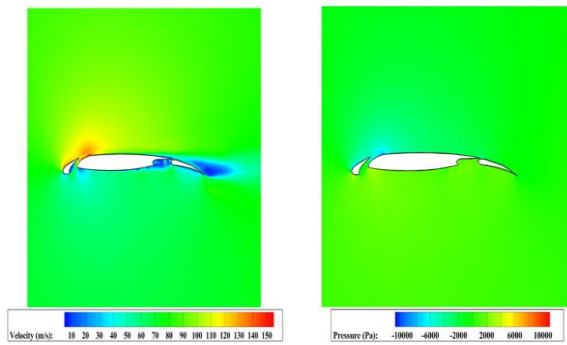
**شکل (۳۵): الف- کانتور فشار، ب- کانتور سرعت، پ- کانتور عدد ماخ و ت- کانتور بردار جریان ایرفویل در حالت زاویه حمله  $20^\circ$  و حالت Clean**

خروجی‌های این کانتورها از قرار دادن کانتورهای مربوط به زاویه حمله  $12^\circ$  و  $15^\circ$  در این بخش صرفنظر شده و فقط نتایج مربوط به زوایای حمله کمینه و بیشینه  $8/53^\circ$  و  $20^\circ$  ارائه شده‌اند.

از شکل ۳۴-الف مشاهده می‌شود زمانی که ایرفویل در حالت Clean در زاویه حمله  $8/53^\circ$  قرار دارد فشار در ناحیه زیر ایرفویل بیشترین مقدار و در روی ایرفویل کمترین مقدار را داشته و طبق قانون برنولی<sup>۱</sup> سبب می‌شود سرعت روی ایرفویل به شدت افزایش یابد. در نتیجه این اختلاف فشار نیروی برآ ایجاد می‌شود. لازم به ذکر است که در ایرفویل فوق بحرانی مدل شده، قسمت انحنای انتهایی در لبه فرار نقش مهمی در ایجاد برآی مجدد دارد. همانگونه که مشخص است در قسمت ابتدایی و انتهایی ایرفویل که فشار بیشترین مقدار خود را دارد تولید برآ را فراهم می‌سازد. با توجه به شکل ۳۴-ب، سرعت در برخورد با لبه حمله بال کمترین مقدار خود را دارد و هر اندازه بر روی سطح بالای ایرفویل پیش می‌رویم این سرعت بیشتر شده تا در قسمت انتهایی ایرفویل، کاهش سرعت اتفاق افتاده است. علت این مسئله را می‌توان به جدایش جریان در اثر پدیده گرادیان فشار معکوس<sup>۲</sup> دانست. به بیان دیگر، در قسمت انتهایی ایرفویل شاهد جریان برگشتی بوده به طوری که در این قسمت کمترین میزان سرعت و فشار را دارا بوده و در نتیجه تولید نیروی برآ کم می‌شود. از شکل ۳۴-پ مشاهده می‌شود محدوده تغییرات عدد ماخ جریان بر روی ایرفویل بین مقدار کمینه  $0/5$  تا مقدار بیشینه  $0/5$  می‌باشد. همانطور که از تحلیل CFD و آیرودینامیک انتظار می‌رود با توجه به اینکه تحلیل جریان در ماخ  $0/2$  دهم بوده ولی سرعت جریان به صورت موضعی در برخی نقاط از سرعت جریان آزاد نیز فراتر رفته است.

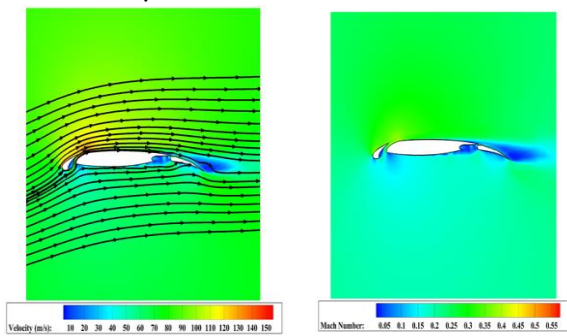
<sup>1</sup> Bernoulli law

<sup>2</sup> Adverse Pressure Gradient



(ب)

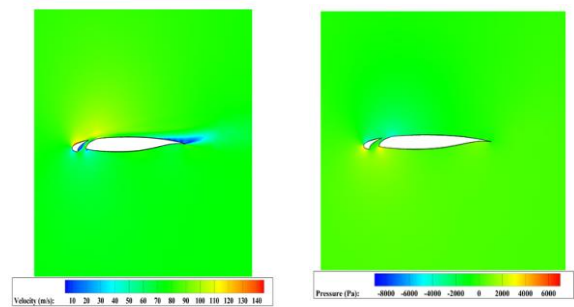
(الف)



(ت)

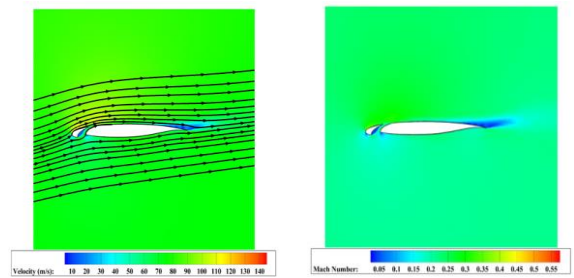
(پ)

شکل (۳۸): الف- کانتور فشار، ب- کانتور سرعت، پ- کانتور عدد ماخ و ت- کانتور بردار جریان ایرفویل در حالت زاویه حمله  $8/53^\circ$ ، اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $16^\circ$



(ب)

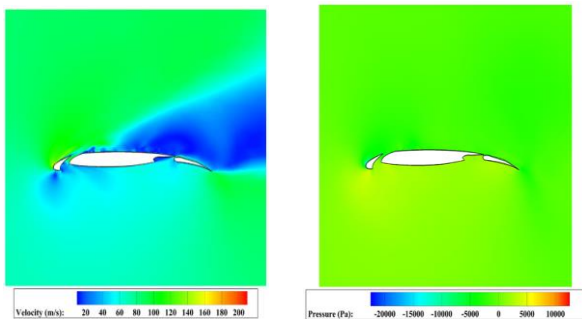
(الف)



(ت)

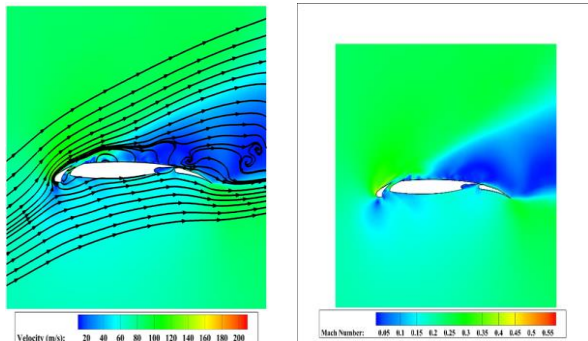
(پ)

شکل (۳۶): الف- کانتور فشار، ب- کانتور سرعت، پ- کانتور عدد ماخ و ت- کانتور بردار جریان ایرفویل در حالت زاویه حمله  $8/53^\circ$ ، اسلت  $5^\circ$  و فلپ  $0^\circ$



(ب)

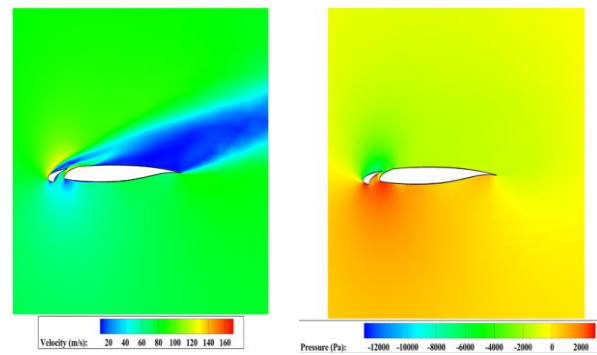
(الف)



(ت)

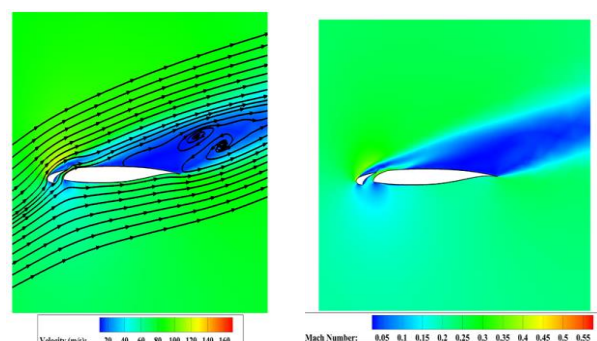
(پ)

شکل (۳۹): الف- کانتور فشار، ب- کانتور سرعت، پ- کانتور عدد ماخ و ت- کانتور بردار جریان ایرفویل در حالت زاویه حمله  $20^\circ$ ، اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $16^\circ$



(ب)

(الف)



(ت)

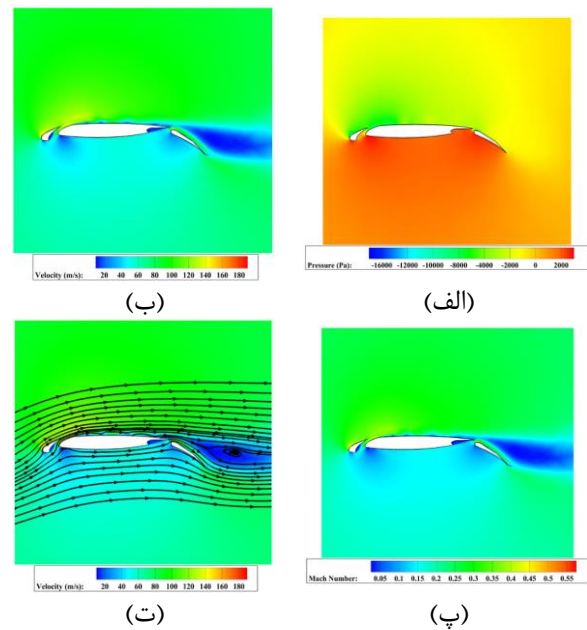
(پ)

شکل (۳۷): الف- کانتور فشار، ب- کانتور سرعت، پ- کانتور عدد ماخ و ت- کانتور بردار جریان ایرفویل در حالت زاویه حمله  $20^\circ$ ، اسلت  $5^\circ$  و فلپ  $0^\circ$

در میدان حل و نیز خطوط جریان اطراف آن را نیز نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که برای نشان دادن کانتورهای فشار، سرعت، ماک در دو صفحه (Plane) در نظر گرفته شده در فاصله ۳ m از ریشه بال (صفحه ۱) و دیگری در فاصله ۲۸/۵ m از صفحه اولیه (صفحه ۲) ارائه شده‌اند. سپس نتایج با یکدیگر مقایسه شده و نمودارهای ضرایب برآ و ضریب پسا برحسب زوایای حمله مختلف با یکدیگر مقایسه شده است. علاوه بر این نمودارهای ضریب فشار در حالت سه بعدی نیز مورد بررسی قرار گرفته است. سرعت ورودی تونل باد برابر با ۲۸۰ km/h با توجه به سرعت تقرب و برخاست به طور یکسان برای فازهای پروازی هواپیما در نظر گرفته شده است.

نتایج حاصل از تحلیل عددی سه بعدی برای بال در حالت Clean در اولین موقعیت هندل فلپ در چهار زاویه حمله مختلف در جدول ۱۲ ارائه شده است. با توجه به این جدول زمانی که که اسلت و فلپ در جای خود قرار دارند در فاز پروازی برخاستن با افزایش زاویه حمله از  $۸/۵۳^\circ$  به زاویه حمله  $۱۲^\circ$  ضریب برآ و ضریب پسا افزایش می‌یابند. همچنین با محاسبه میانگین ضریب فشار نیز کاهش یافته است. همچنین، با افزایش زاویه حمله از  $۱۲^\circ$  به  $۱۵^\circ$  ضریب برآ افزایش یافته و به تبع آن ضریب پسا نیز افزایش یافته و میانگین ضریب فشار نیز افزایش داشته است. سپس، در زاویه حمله  $۲۰^\circ$  که نزدیک به زاویه واماندگی بال انتخاب شده ضریب برآ مقداری کاهش داشته ولی به نسبت آن ضریب پسا با نمو افزایشی همراه است. علت آن می‌تواند افزایش بیش از اندازه زاویه حمله و نزدیکی به وضعیت واماندگی بال به علت کاهش فشار روی بال و جدایش لایه مرزی و حرکت آن به سمت لبه حمله دانست. بروز این پدیده را می‌توان با تحقیق و جستجو بر روی کانتورهای ارائه شده در بخش ۱-۴-۴ نیز مشاهده نمود. با توجه به نتایج حالت بال کلین مشاهده می‌شود که بیشینه مقدار ضریب برآ در زاویه حمله  $۱۵^\circ$  حاصل شده و بیشینه مقدار ضریب پسا نیز در زاویه حمله  $۲۰^\circ$  رخ داده که این نتیجه با نتایج گزارش شده در مرجع [۲۱] در تطابق است.

نتایج تحلیل حاصل از قرار دادن بال در موقعیت دوم هندل فلپ با زاویه اسلت  $۵^\circ$  و زاویه فلپ  $۰^\circ$  در چهار زاویه حمله مختلف در جدول ۱۳ ارائه شده است. از این جدول



شکل (۴۰): الف- کانتور فشار، ب- کانتور سرعت،

پ- کانتور عدد ماک و ت- کانتور بردار جریان ایرفویل در حالت زاویه حمله  $۸/۵۳^\circ$ ، اسلت  $۱۶^\circ$  و فلپ  $۳۴^\circ$

به طور کلی لازم به ذکر است که برای بررسی و تحلیل دقیق تر پدیده رفتار جدایشی رخ داده در جریان (شکل ۳۹ را ببینید) نسبت به مدل‌های کلاسیک RANS مناسب تر است که از مدل‌های LES و DES استفاده شود. ولی استفاده از این مدل‌ها با توجه به زمان محاسباتی مورد نیاز و هزینه محاسباتی آن، نیاز به بکارگیری از کامپیوترهای قدرتمند دارد. از سوی دیگر، در شبیه‌سازی‌های انجام شده با استفاده از مدل تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس (و یا دو معادله‌ای) در روش عددی RANS، نحوه رفتار فیزیک جریان حول ایرفویل و بال نشان‌دهنده محاسبه قابل قبول و تخمین درست ضرایب آیرودینامیکی می‌باشد.

#### ۴-۴- نتایج شبیه‌سازی سه بعدی آیرودینامیکی برای بال هواپیمای A380

در این بخش نتایج شبیه‌سازی حل عددی سه بعدی ارائه شده است. جریان حول بال مدل شده سه بعدی تا عدد ماک  $۰/۲$  بررسی شده و نحوه تغییرات ضرایب برآ، ضریب پسا و ضریب فشار در زوایای مختلف حمله  $۸/۵۳^\circ$ ،  $۱۲^\circ$ ،  $۱۵^\circ$  و  $۲۰^\circ$  تا قبل از واماندگی بال [۲۱] با توجه به فازهای پروازی و موقعیت هندل فلپ در Fluent مدل‌سازی شده‌اند. نتایج عددی به دست آمده علاوه بر محاسبه فشار میانگین بال، ضرایب آیرودینامیکی و فیزیک جریان اعم از تشکیل گردابه



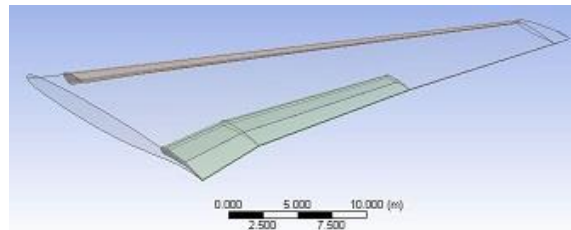
در زاویه حمله  $20^\circ$  بیشترین مقدار ضریب برآ و مقدار ضریب پسا به دست آمده است. لازم به ذکر است که این مقدار ضریب برآ در محدوده ضرایب برآی بیشینه  $C_{Lmax}$  بال هواپیما قرار دارد [۲۱].

مشاهده می‌شود در فاز پروازی برخاستن با افزایش زاویه حمله از  $8/53^\circ$  به زاویه حمله  $12^\circ$  ضریب برآ و ضریب پسا افزایش یافته و میانگین ضریب فشار کاهش یافته است. همچنین، با افزایش زاویه حمله از  $12^\circ$  به  $15^\circ$  ضریب برآ افزایش یافته و ضریب پسا افزایش جهشی پیدا کرده است.

جدول (۱۲): ضرایب آیرودینامیکی بال در حالت کلین

موقعیت Flap Lever	فاز پروازی A/C	زاویه فلپ (Flap)	زاویه اسلت (Slat)	زاویه حمله (AoA)	$C_L$	$C_D$	$C_p$
۱	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$8/53^\circ$	۰/۸۷۶	۰/۰۶۵	-۰/۷۰۸۷
۱	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$12^\circ$	۱/۱۰۹۶	۰/۱۲۹	-۰/۶۹۷۸
۱	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$15^\circ$	۱/۲۱۸۵	۰/۲۲۲	-۰/۶۶۹۷
۱	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$20^\circ$	۱/۱۹۴۸	۰/۳۶۲	۰/۵۹۸۸

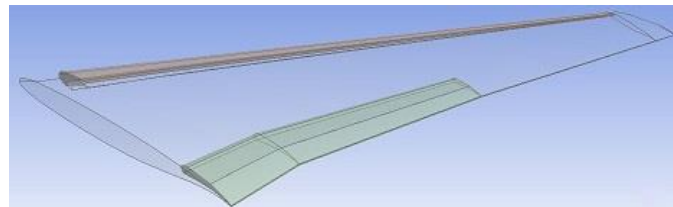
بال سه‌بعدی در حالت Clean



جدول (۱۳): ضرایب آیرودینامیکی بال در موقعیت دوم هندل فلپ با زاویه اسلت  $5^\circ$  و زاویه فلپ  $0^\circ$ .

موقعیت Flap Lever	فاز پروازی A/C	زاویه فلپ (Flap)	زاویه اسلت (Slat)	زاویه حمله (AoA)	$C_L$	$C_D$	$C_p$
۲	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$8/53^\circ$	۰/۰۸۶۱	۰/۰۷۳۷	-۰/۷۴۱۸
۲	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$12^\circ$	۱/۴۱۷۹	۰/۰۹۸	-۱/۴۴۳۱
۲	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$15^\circ$	۱/۶۱۱۵	۰/۱۵۷	-۲/۰۳۰۶
۲	T. off	$0^\circ$	$5^\circ$	$20^\circ$	۱/۷۸۰۹	۰/۲۷۹	-۲/۴۹۷۵

بال سه‌بعدی در موقعیت دوم فلپ هندل



زاویه حمله  $12^\circ$  ضریب برآ و ضریب پسا نسبت به زاویه حمله قبل افزایش یافته‌اند. به این ترتیب با افزایش زاویه حمله در حالتی که هر دو سطوح برآزای بال در زوایای  $16^\circ$  قرار دارند با افزایش زاویه حمله ضریب برآ افزایش خوبی نسبت به افزایش مقدار ضریب پسا داشته‌است. علت این اتفاق را می‌توان در تاثیر افزایش کمر بال و وجود اسلت و فلپ در این حالت دانست که با توجه به نتایج گزارش شده

نتایج تحلیل حاصل از قرار دادن هندل فلپ بال در موقعیت سوم با زاویه اسلت  $16^\circ$  و زاویه فلپ  $16^\circ$  در چهار زاویه حمله مختلف در جدول ۱۴ ارائه شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌شود در فاز پروازی برخاستن در زاویه حمله  $8/53^\circ$  مقدار ضریب برآی به دست آمده مطلوب است. (مرجع [۲۱]). با افزایش زاویه حمله از  $8/53^\circ$  به

سرعت را تنظیم نماید اما در این تحقیق برای مقایسه ضرایب آیرودینامیکی سرعت برای همه حالت‌ها یکسان در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه مقدار سرعت و شکل بال تاثیر بسزایی در مقادیر به دست آمده از تحلیل دارد بنابراین مقدار ضریب برآ نسبت به حالات قبل در زاویه حمله  $۸/۵۳^\circ$  بیشینه مقدار را دارد. لازم به ذکر است که فلپ در هواپیماهای مدرن امروزی دارای محدودیت سرعت می‌باشد و مقدار سرعتی که می‌توان در شرایط مختلف استفاده کرد کاملاً تعریف شده است.

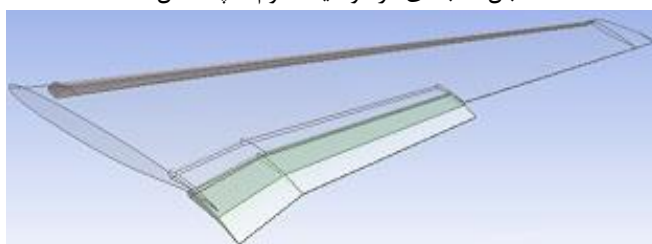
در [۲۰] مناسب است. در زاویه حمله  $۲۰^\circ$  ضریب برآ بیشینه مقدار را دارد. میانگین ضریب فشار نیز با افزایش زاویه حمله در این حالت با کاهش همراه می‌باشد.

نتایج تحلیل حاصل از قرار دادن هندل فلپ بال در موقعیت چهارم با زاویه اسلت  $۱۶^\circ$  و زاویه فلپ  $۳۴^\circ$  وقتی هواپیما در فاز نشست قرار دارد در زاویه حمله  $۸/۵۳^\circ$  [۲۱] در جدول ۱۵ ارائه شده است. با توجه که هواپیما در این فاز با محدودیت سرعت روبرو است تا در ارتفاعی که تقرب را آغاز نموده دچار واماندگی نشود، خلبان باید میزان

جدول (۱۴): نتایج ضرایب آیرودینامیکی بال در موقعیت سوم هندل فلپ

$C_p$	$C_D$	$C_L$	زاویه حمله ( $AoA$ )	زاویه اسلت ( $Slat$ )	زاویه فلپ ( $Flap$ )	فاز پروازی A/C	موقعیت Flap Lever
-۰/۹۲۰۲	۰/۱۸۳	۱/۷۳۴۳	$۸/۵۳^\circ$	$۱۶^\circ$	$۱۶^\circ$	T. off	۳
-۱/۳۹۷۱	۰/۲۲۸	۲/۰۶۴۴	$۱۲^\circ$	$۱۶^\circ$	$۱۶^\circ$	T. off	۳
-۱/۹۲۱۳	۰/۳۰۵	۲/۲۵۶۶	$۱۵^\circ$	$۱۶^\circ$	$۱۶^\circ$	T. off	۳
-۲/۵۶۴۳	۰/۴۳۸۷	۲/۴۵۰۵	$۲۰^\circ$	$۱۶^\circ$	$۱۶^\circ$	T. off	۳

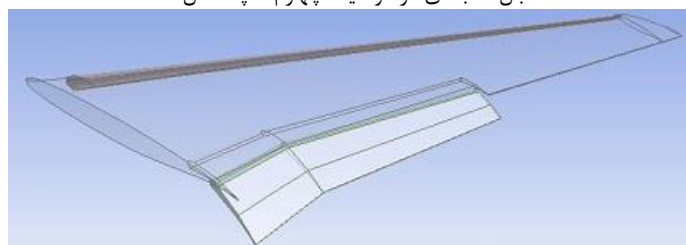
بال سه‌بعدی در موقعیت سوم فلپ هندل



جدول (۱۵): نتایج ضرایب آیرودینامیکی بال در موقعیت چهارم هندل فلپ

$C_p$	$C_D$	$C_L$	زاویه حمله ( $AoA$ )	زاویه اسلت ( $Slat$ )	زاویه فلپ ( $Flap$ )	فاز پروازی A/C	موقعیت Flap Lever
-۱/۵۶۰۶	۰/۲۹۰	۲/۰۹۱۸	$۸/۵۳^\circ$	$۱۶^\circ$	$۳۴^\circ$	Landing	Full

بال سه‌بعدی در موقعیت چهارم فلپ هندل



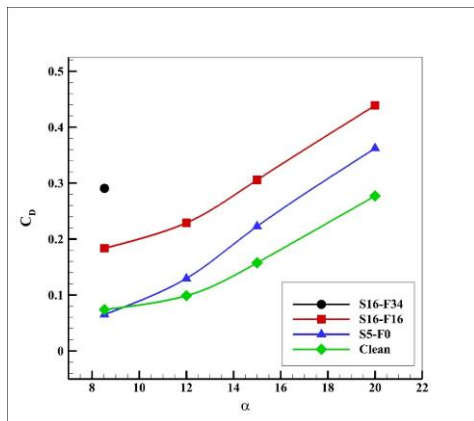
سه‌بعدی وقتی که اسلت باز است سبب افزایش ضریب برآ می‌شود.

در شکل ۴۱ نمودارهای تغییرات ضرایب آیرودینامیکی ضریب برآ، ضریب پسا و میانگین ضریب فشار برای بال سه‌بعدی برحسب زاویه حمله در فازهای مختلف پروازی در

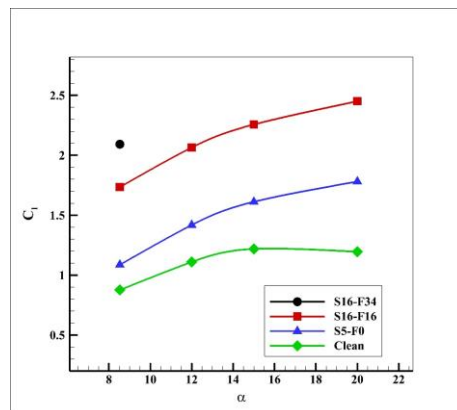
با توجه به نتایج ارائه شده در جداول ۸-۱۱ برای بال دوبعدی (ایرفویل) و جداول ۱۲-۱۵ برای بال سه‌بعدی در فاز برخاستن هواپیما و در زاویه حمله کم ضریب برآ برای بال دوبعدی زمانی که اسلت باز باشد نسبت به زمانی که اسلت بسته است کاهش می‌یابد در صورتی که برای بال

حمله  $8/53^\circ$  مورد شبیه‌سازی قرار گرفته است (مرجع [۲۱]). با توجه به نمودارها در حالت Clean زاویه ای که بیشینه مقدار ضریب برا را دارد بین زوایای حمله  $12^\circ$  تا  $15^\circ$  قرار دارد. به طوری که بعد از آن نمودارها سیر تقریباً نزولی داشته و به بیان دیگر می‌توان نتیجه گرفت که بال به سمت واماندگی برده شده است

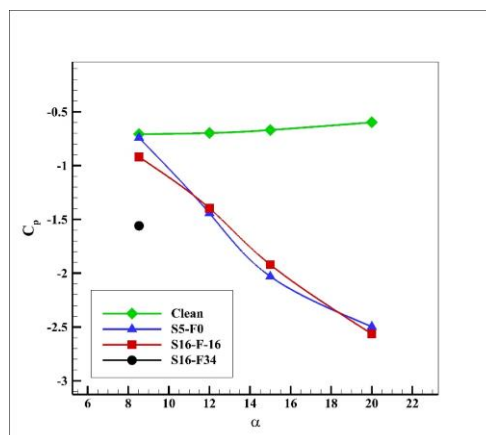
تمامی حالات تغییر هندسه (در حالت‌های مختلف اسلت و فلپ با زوایای منحصر به فرد خود) نشان داده شده‌اند. لازم به ذکر است که نشانه دایره مشکی رنگ مربوط به حالتی است که هواپیما در فاز نشست قرار دارد و فقط در زاویه حمله  $8/53^\circ$  مورد شبیه‌سازی قرار گرفته‌است حالتی است که هواپیما در فاز نشست قرار دارد و فقط در زاویه



(ب)

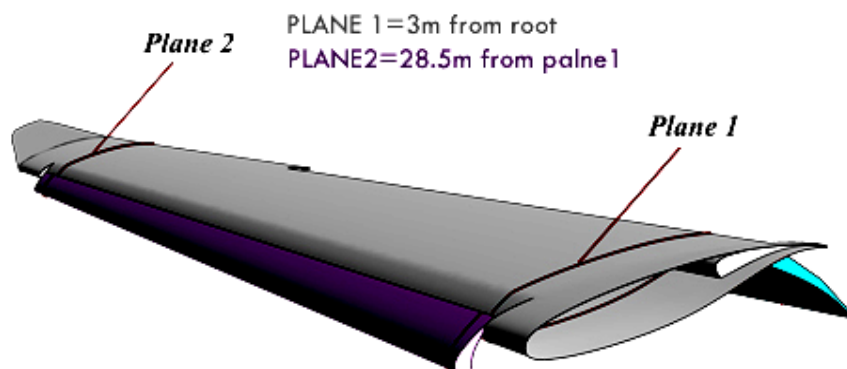


(الف)

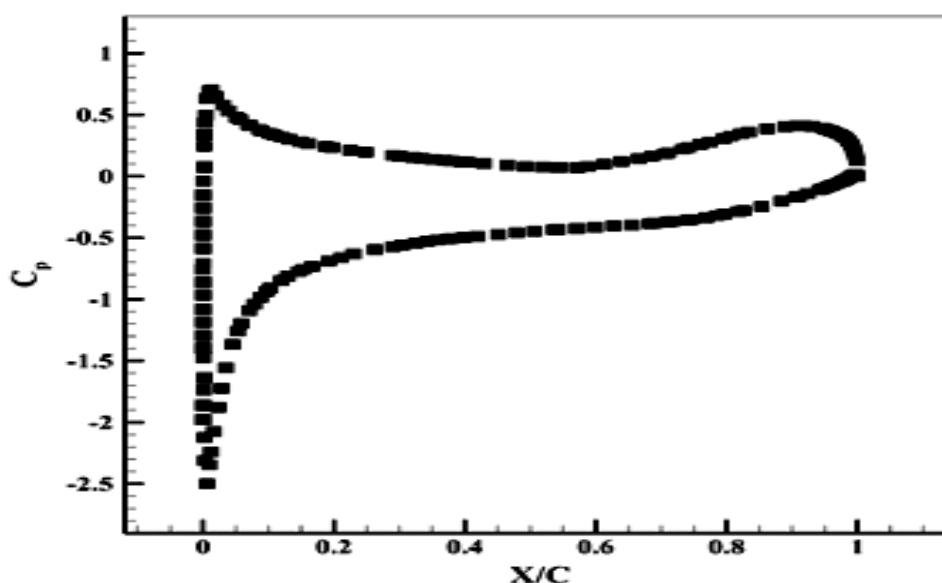


(پ)

شکل (۴۱): تغییرات الف- ضریب برآ، ب- ضریب پسا و پ- ضریب فشار بر حسب زاویه حمله در بال سه‌بعدی



شکل (۴۲): محل صفحه شماره ۱ و صفحه شماره ۲ بر روی بال سه‌بعدی برای نمایش کانتورهای مورد نظر



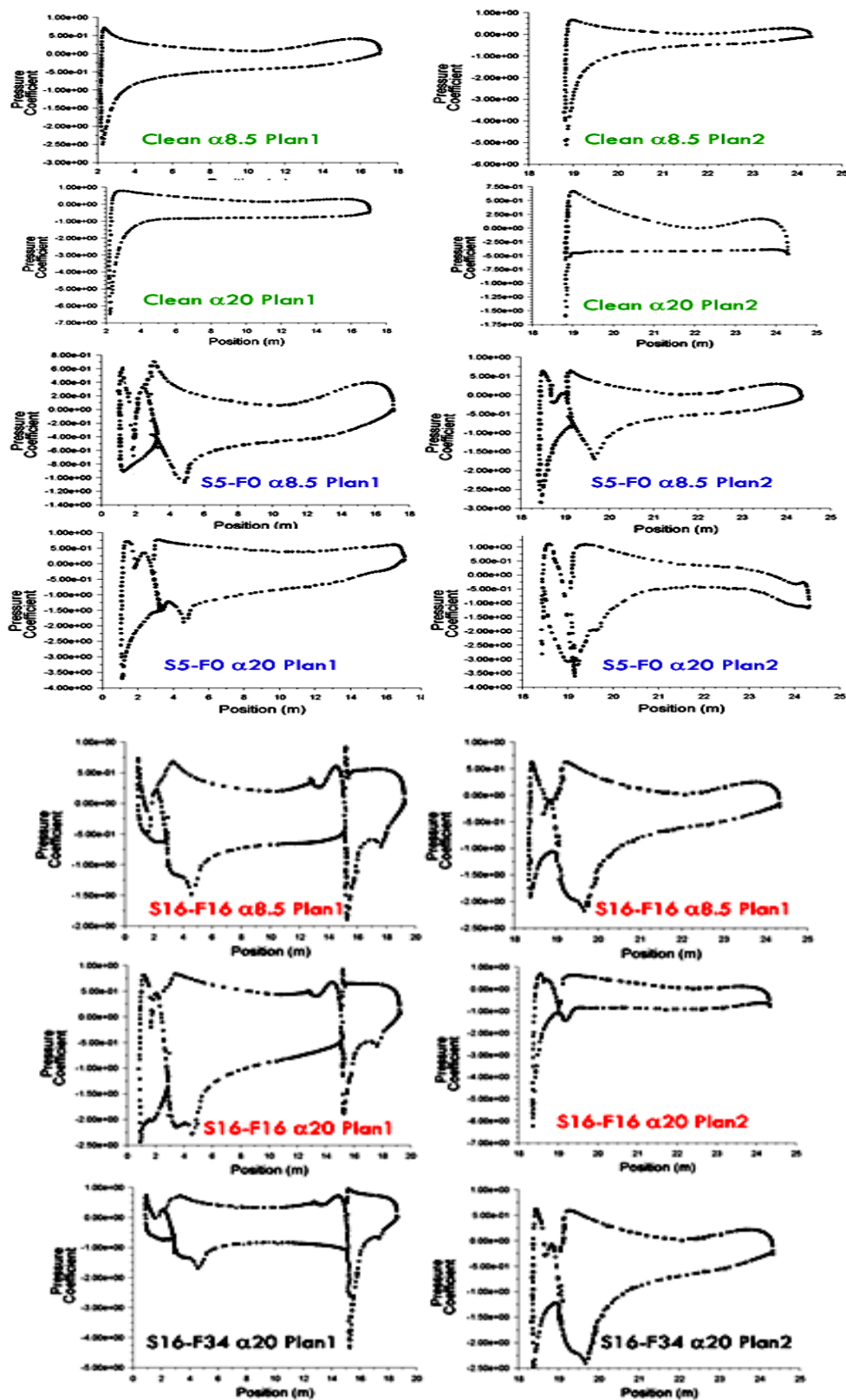
شکل (۴۳): نمودار ضریب فشار در حالت کلین بال

برای توضیح رفتارهای بعضاً نوسانی و دارای پرش در گراف‌های مندرج در شکل ۳۳ و نیز در شکل ۴۴، در شبیه‌سازی‌ها و تحلیل‌های انجام شده لازم به ذکر این مطلب است که شرایط همگرایی علاوه بر باقیمانده‌ها برای تمامی ضرایب آیرودینامیکی در تمامی حالات برای مقادیر کمتر از  $10^{-5}$  صورت گرفته‌است. همچنین، در بررسی ضرایب برآ، پسا و فشار (شکل‌های ۳۰، ۳۱، ۳۲ و ۴۱ را ببینید) تا زمانی که به یک مقدار همگرا نشده باشند حل جریان ادامه یافته‌است. نمودار ضریب فشار مربوط به حالت کلین در شکل ۳۳ و شکل ۴۴ به صورت یکپارچه نشان داده شده‌است. در نمودارهای شکل ۳۳ و شکل ۴۴، ضریب فشار برای هر سه قسمت بال شامل بدنه اصلی بال، اسلت و فلپ نشان داده شده‌اند. در شکل ۳۳ و شکل ۴۴، نمودارها در حالتی که اسلت از بال جدا شده به صورت دو تکه بوده که ناحیه جلویی نمودار نشان‌دهنده ضریب فشار مربوط به قسمت اسلت بوده که از نمودار جدا شده است. همچنین، در حالتی که فلپ و اسلت از بال جدا شده‌اند نمودار به صورت سه تکه می‌باشد به طوری که قسمت اول از سمت چپ نمودار مربوط به اسلت، قسمت وسط مربوط به بدنه اصلی بال و قسمت سمت راست نمودار مربوط به فلپ می‌باشد.

در ادامه ارائه نتایج تحلیل CFD، برای استخراج ضریب فشار نسبت به موقعیت بال و نیز کانتورهای فشار، سرعت، ماخ و خطوط جریان در حالت سه‌بعدی این نتایج در صفحه‌های<sup>۱</sup> برش زده شده دلخواهی ارائه شده‌اند. لازم به ذکر است این صفحه در هر ناحیه‌ای در هر قسمت بال می‌تواند در نظر گرفته شود. در این تحقیق صفحه شماره ۱ در ۳ m از ریشه بال و برش دوم در ۲۸/۵ m از برش اول در نظر گرفته شده و ضریب فشار و کانتورهای مورد نظر در این پژوهش بر روی آنها استخراج و مطالعه شده است. در شکل ۴۲ موقعیت این دو صفحه (صفحه ۱ و صفحه ۲) بر روی بال نشان داده شده است. با توجه به زوایای مختلف اسلت و فلپ در زوایای حمله مختلف، جهت اجتناب از طولانی شدن متن مقاله، نتایج تحلیل سه‌بعدی بال فقط در زوایای حمله کمینه  $8/53^\circ$  و بیشینه  $20^\circ$  ارائه شده‌اند.

در شکل ۴۳ نمودار بی‌بعد شده میانگین ضریب فشار بال در حالت کلین نشان داده شده است. نمودارهای میانگین ضریب فشار در حالت‌های مختلف زاویه اسلت و فلپ در زوایای حمله مختلف برای بال در شکل ۴۴ نشان داده شده است.

<sup>۱</sup> Plane

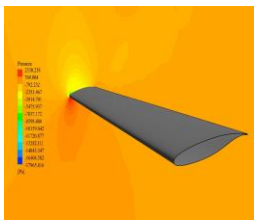


شکل (۴۴): نمودار تغییرات ضریب فشار در بال در صفحات ۱ و ۲ در حالت‌های مختلف زاویه اسلت و فلپ در زوایای حمله مختلف

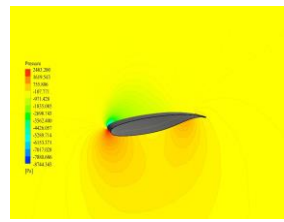
#### ۴-۴-۱- کانتورهای استخراج شده برای بال سه‌بعدی

در این بخش، در شکل‌های ۴۵ تا ۵۱ برای بال سه‌بعدی نتایج تحلیل CFD شامل کانتور فشار، کانتور سرعت، کانتور عدد ماخ و بردارهای جریان در زوایای  $۸/۵۳^\circ$  و نیز  $۲۰^\circ$  ارائه شده‌اند. لازم به یادآوری است برای دو زاویه حمله مذکور در بالا با توجه به موقعیت صفحه ۱ و صفحه ۲ مشخص شده (شکل ۴۲ را ببینید) بر روی بال سه‌بعدی برای هر کمیت دو کانتور ارائه می‌شوند. با توجه به شکل ۴۵ در زاویه حمله  $۸/۵۳^\circ$  در حالتی که فلپ و اسلت در جای خود آرمیده‌اند همانطور که در شکل صفحه ۱ که مربوط به قسمت ابتدایی بال از ریشه مشاهده می‌شود فشار در قسمت زیر بال در دو ناحیه یک سوم ابتدایی و یک سوم انتهایی آن بیشینه مقدار خود را دارد. همچنین، می‌توان مشاهده نمود که بر روی بال مقدار فشار به کمترین مقدار خود رسیده و این سبب ایجاد اختلاف فشار شده و با توجه به قانون برنولی، نیروی برآ تولید می‌شود به‌طوری که سرعت روی ناحیه بالایی بال افزایش یافته و در قسمت زیر بال با کاهش همراه است. با توجه به شکل ۴۵ در صفحه شماره ۱ مشاهده می‌شود که مقدار سرعت در لبه حمله بال کمترین مقدار خود را دارد و یا می‌توان اینگونه بیان کرد که نقطه سکون در این ناحیه بوده و با توجه به شکل بیشترین مقدار سرعت بر روی بال را دارد و با توجه به قانون برنولی بر روی بال مقدار فشار کم شده است. برای بال در حالت Clean و زاویه حمله  $۸/۵۳^\circ$  محدوده عدد ماخ در صفحه شماره ۱ مابین  $۰/۰۳$  تا  $۰/۴$  می‌باشد که کمترین مقدار آن در زیر بال و بیشینه آن بر روی بال اتفاق افتاده است. اشاره می‌گردد که در زاویه حمله  $۱۵^\circ$  عدد ماخ تا بیش از  $۰/۲$  نیز رسیده است.

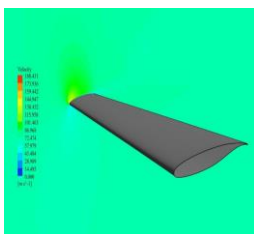
از شکل ۵۲ مشاهده می‌شود که خطوط جریان حول بال در حالتی که هواپیما در فاز نشست قرار دارد به‌صورت کاملاً مطلوبی در جریان بوده و از فواصل مابین اسلت و فلپ از رو و زیر بال در جریان است.



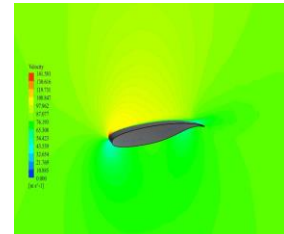
(ب)



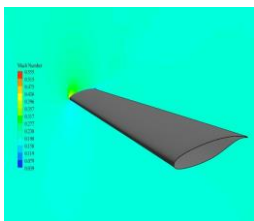
(الف)



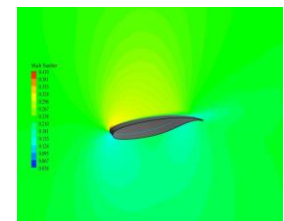
(ت)



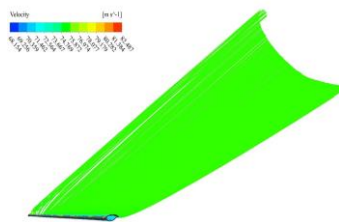
(پ)



(ج)

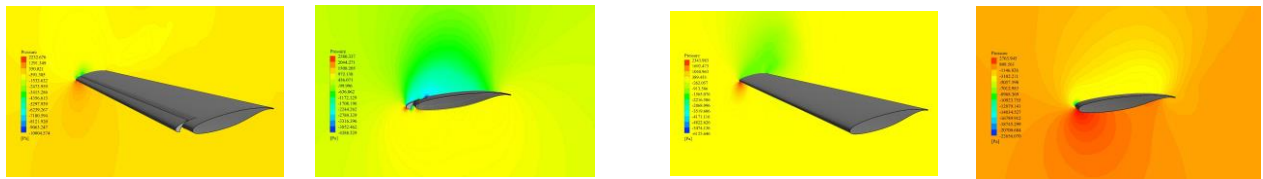


(ث)



(چ)

شکل (۴۵): بال در زاویه حمله  $۸/۵۳^\circ$  و در حالت Clean. الف و ب- کانتور فشار به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، پ و ت- کانتور سرعت به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، ث و ج- کانتور عدد ماخ به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، چ- کانتور سرعت جریان بر روی بال

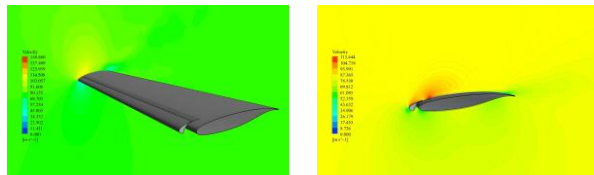


(ب)

(الف)

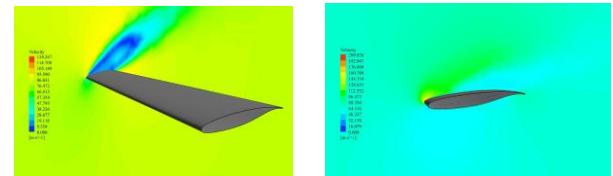
(ب)

(الف)



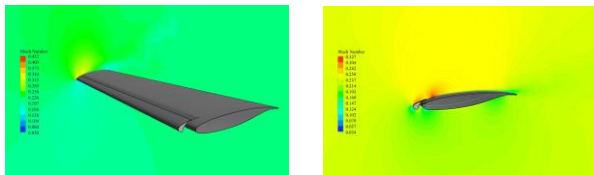
(ب)

(پ)



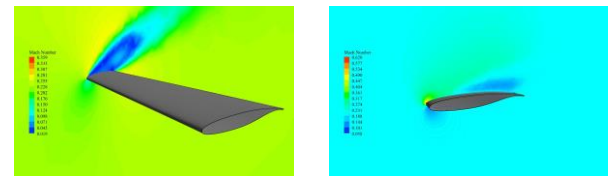
(ب)

(پ)



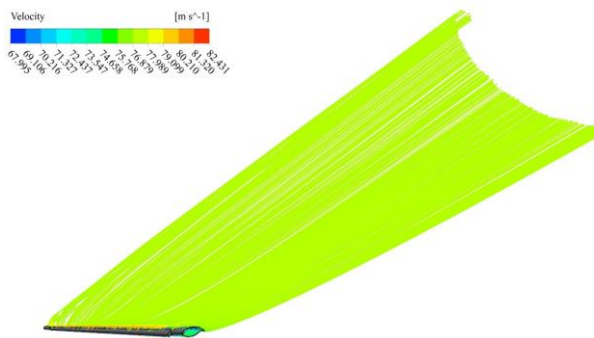
(ب)

(پ)

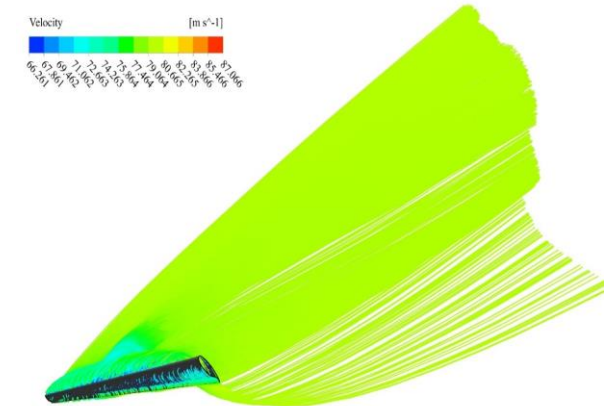


(ب)

(پ)



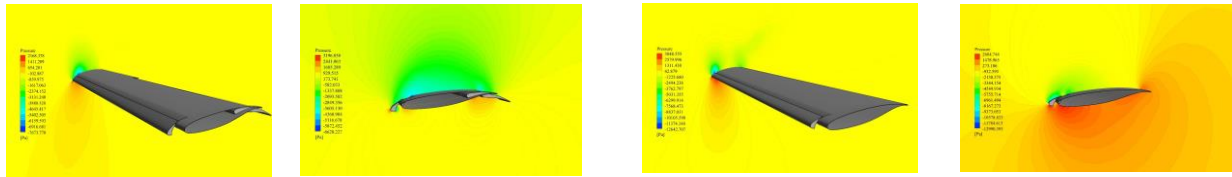
(ج)



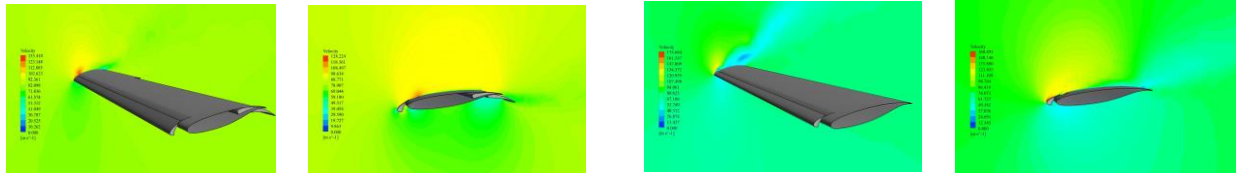
(ج)

شکل (۴۷): بال در زاویه حمله  $8/53^\circ$  و در حالت اسلت  $5^\circ$  و فلپ  $0^\circ$ ، الف و ب- کانتور فشار به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، پ و ت- کانتور سرعت به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، ث و ج- کانتور عدد ماخ به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، چ- کانتور سرعت جریان بر روی بال

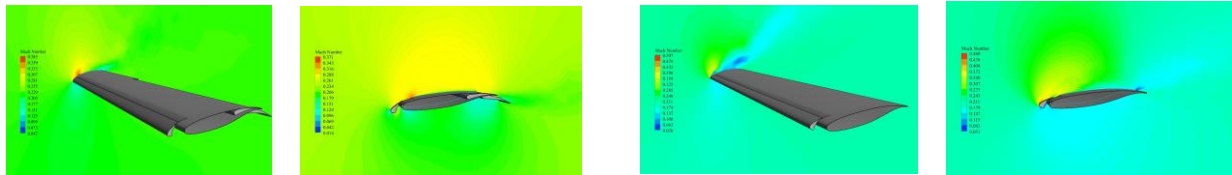
شکل (۴۶): بال در زاویه حمله  $20^\circ$  و در حالت Clean، الف و ب- کانتور فشار به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، پ و ت- کانتور سرعت به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، ث و ج- کانتور عدد ماخ به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، چ- کانتور سرعت جریان بر روی بال



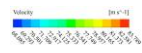
(ب) (الف) (ب) (الف)



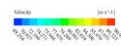
(ت) (پ) (ت) (پ)



(ج) (ث) (ج) (ث)



(چ)

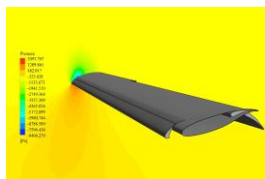


(چ)

شکل (۴۹): بال در زاویه حمله  $8/53^\circ$  و در حالت اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $16^\circ$ ، الف و ب- کانتور فشار به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، پ و ت- کانتور سرعت به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، ث و ج- کانتور عدد ماخ به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، چ- کانتور سرعت جریان بر روی بال

شکل (۴۸): بال در زاویه حمله  $20^\circ$  و در حالت اسلت  $5^\circ$  و فلپ  $0^\circ$ ، الف و ب- کانتور فشار به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، پ و ت- کانتور سرعت به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، ث و ج- کانتور عدد ماخ به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، چ- کانتور سرعت جریان بر روی بال

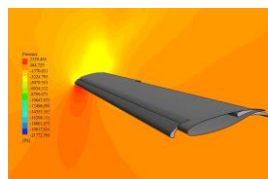




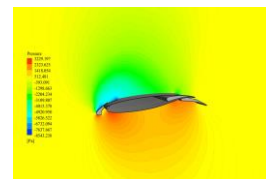
(ب)



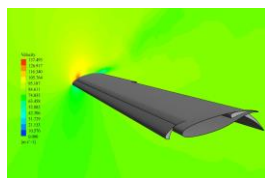
(الف)



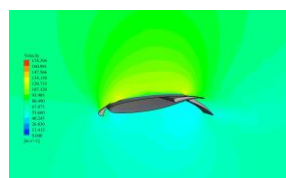
(ب)



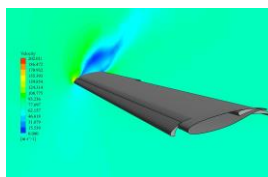
(الف)



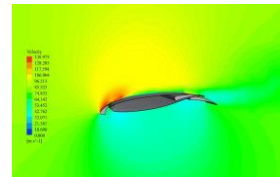
(ت)



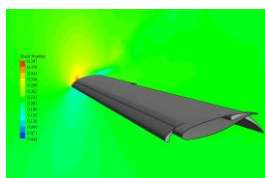
(پ)



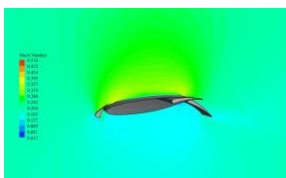
(ت)



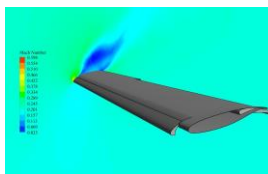
(پ)



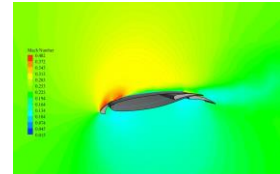
(ج)



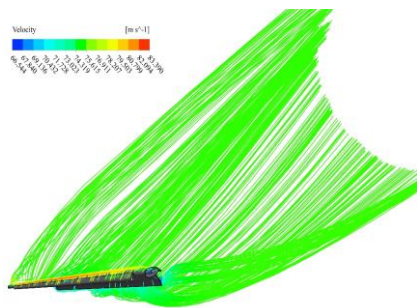
(ث)



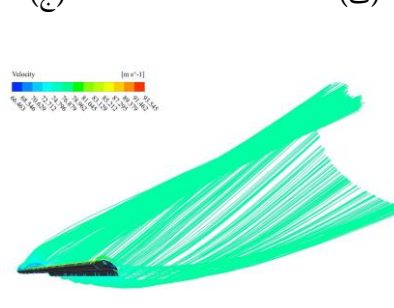
(ج)



(ث)



(چ)



(چ)

شکل (۵۱): بال در زاویه حمله  $8.53^\circ$  و در حالت اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $34^\circ$ ، الف و ب- کانتور فشار به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، پ و ت- کانتور سرعت به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، ث و ج- کانتور عدد ماخ به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، چ- کانتور سرعت جریان بر روی بال

شکل (۵۰): بال در زاویه حمله  $20^\circ$  و در حالت اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $16^\circ$ ، الف و ب- کانتور فشار به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، پ و ت- کانتور سرعت به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، ث و ج- کانتور عدد ماخ به ترتیب در صفحه ۱ و ۲، چ- کانتور سرعت جریان بر روی بال

انجام گرفت. سپس، نتایج خروجی تحلیل شامل ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و فشار استخراج شد. اثر تغییر زاویه حمله بر روی هندسه‌های مختلف بال سه‌بعدی در فازهای مختلف پروازی شامل برخاست، کروز و نشست بر روی نتایج در حالت دوبعدی و سه‌بعدی بررسی شدند. در ادامه تاثیر زاویه قرارگیری سطوح برآزای متحرک بال بر روی این نتایج مقایسه شدند. خلاصه‌ای از نتایج به‌دست‌آمده عبارتند از:

۱- برای بال دوبعدی با پایین آمدن سطوح برآزا در زوایای حمله کم، ضریب برآ و ضریب پسا با روند مناسبی افزایش یافته ولی در زوایای حمله بالا در همان شرایط، ضریب برآ و ضریب پسا روند نزولی دارند.

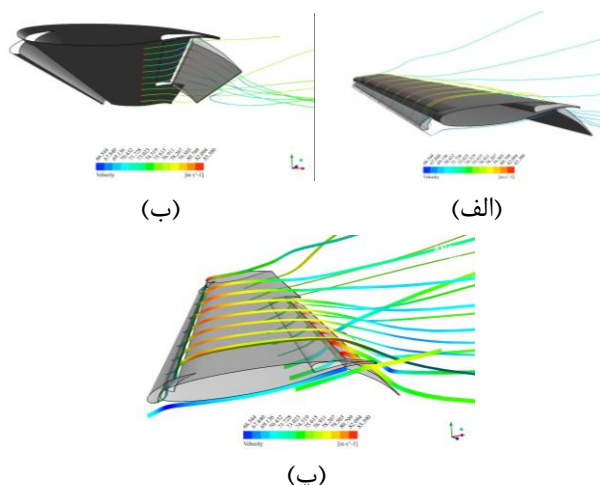
۲- برای بال سه‌بعدی با افزایش زاویه حمله و نیز اضافه شدن سطوح برآزا به بال، ضرایب برآ و ضریب پسا با روند مناسبی در زوایای حمله‌ی بالاتر افزایش داشتند.

۳- وجود فلپ در لبه فرار بال باعث افزایش کمر بال شده که به افزایش برآ کمک می‌کند. در زمان جمع شدن فلپ در لبه فرار بال ضریب برآ کاهش می‌یابد. پس در حین برخاستن برای به‌دست آوردن برآی مناسب نیاز است زاویه حمله بال هواپیما افزایش یابد.

۴- در زمان استفاده از فلپ سرعت واماندگی<sup>۱</sup> کاهش می‌یابد به طوری که نسبت به زمانی که بال در حالت Clean قرار دارد سبب کاهش بیشینه زاویه حمله می‌شود.

۵- اسلت و فلپ علاوه بر افزایش برآ در بال، پسا را نیز افزایش داده‌اند که این در شرایط مختلف فازهای پرواز متفاوت است. وجود اسلت باعث زیاد شدن زاویه حمله بحرانی می‌شود. وجود اسلت در برخاستن هواپیما سبب می‌شود که با زاویه حمله بیشتری بتوان برخاست.

۶- وجود شکاف ناشی از وجود اسلت در لبه حمله بال باعث انتقال جریان هوای پر فشار زیر بال به بالای آن شده و پدیده جدایش در لایه مرزی را به تعویق انداخته‌است. همچنین در زمان نشست وجود اسلت باعث کاهش مقدار ضریب برآ شده است.



شکل (۵۲): نمایش خطوط جریان بال در زاویه حمله  $8/53^\circ$  و در حالت اسلت  $16^\circ$  و فلپ  $34^\circ$ ، الف- پیرامون بال، ب- زیر بال و پ- بالای بال

## ۵- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، ابتدا با طراحی هندسه ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0610، بال هواپیمای تجاری سنگین ایرباس A380 با استفاده از نرم‌افزار سه‌بعدی SolidWorks با ابعاد کاملاً واقعی و با در نظر گرفتن سطوح برآزای بال یعنی اسلت و فلپ مدل‌سازی شد. پس از تعیین زوایا و فواصل محاسبه شده و ساده‌سازی‌های مورد نظر و تولید هندسه، هندسه‌های دوبعدی و سه‌بعدی به نرم‌افزار ANSYS Workbench فراخوانی شده و مش‌بندی با کیفیت مناسب انجام شد. سپس، ایرفویل و بال هواپیمای ایرباس A380 برای شبیه‌سازی CFD جریان در شرایط آشفستگی برای فازهای مختلف پرواز با استفاده از برنامه FLUENT انجام شد. برای تحلیل از روش‌های موجود برای حل عددی معادلات ناویر-استوکس در دینامیک سیالات محاسباتی با فرض جریان غیرلزج از مدل آشفستگی تک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس بر مبنای چگالی که دارای دقت خوبی می‌باشد استفاده شد. تحلیل جریان آشفته در حالت دوبعدی تراکم پذیر، پایا و زیر صوت حول این ایرفویل در زوایای حمله مختلف تا قبل از اسلت بال با توجه به زاویه‌های سطوح متحرک برآزای بال شامل اسلت و فلپ در فازهای مختلف در عدد ماخ در نظر گرفته شده با اعمال شرایط مرزی در شبکه غیرساختار یافته بر روی ایرفویل

<sup>1</sup> Stall speed

## ۵- مراجع

10. Mitsuhiro, M. and Yamamoto, K. "Comparison Study of Drag Prediction by Structured and Unstructured Mesh Method", *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 3, pp. 799-822, 2008.
11. Wirachman, W., Mohd Nasir, R.E., Kuntjoro, W., and Ihsan Mamat, A.M. "Wind Tunnel Experiments and CFD Analysis of Blended Wing Body (BWB) Unmanned Aerial Vehicle (UAV) at Mach 0.1 and Mach 0.3", *International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology*, Vol. 13, Aerospace Sciences & Aviation Technology, ASAT-13, The Military Technical College, pp. 1-15, 2009.
12. Olason, M.L. and Norton, D.A. "Aerodynamic Design Philosophy of the Boeing 737", *Journal of Aircraft*, Vol. 3, No. 6, pp. 524-528, 1966.
13. Harris, C.D. "Two-Dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil in the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel", *NASA Technical report*, April 1981.
14. Smith, A.M.O. "High-Lift Aerodynamics", *Journal of Aircraft*, Vol. 12, No. 6, pp. 501-530, 1975.
15. Valarezo, W.O., Dominik, C.J., McGhee, R.J., Goodman, W.L., and Paschal, K.B. "Multi-Element Airfoil Optimization for Maximum Lift at High Reynolds Numbers", *AIAA paper 91-3332*, 1991.
16. Chin, V.D., Peters D.W., Spaid, F.W., and McGhee, R.J. "Flow Field Measurements About a Multi-Element Airfoil at High Reynolds Numbers", *AIAA paper 93-3137*, 1993.
17. Nakayama, A., Kreplin, H.P., and Morgan, H.L. "Experimental Investigation of Flow Field About a Multi-Element Airfoil", *AIAA Journal*, Vol. 26, pp. 14-21, 2007.
18. Yan Dam, C.P. "The Aerodynamic Design of Multi-Element High-Lift Systems for Transport Airplanes", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 38, pp. 101-144, 2008.
19. Abramowski, T. "Numerical Investigation of Airfoil in Ground Proximity", *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, Vol. 45, pp. 425-436, 2007.
20. Rozhdestvensky, K.V. "Wing in Ground Effect Vehicles", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 42, pp. 211-283, 2006.
21. Olson, E.D. "Three-Dimensional Modeling of Aircraft High-Lift Components with Vehicle Sketch Pad", *AIAA-NASA Langley Research Center*, Hampton, USA, VA 23681, 2007.
1. Wedrapson, J.V., Valarezo, W.O., Dominik C.J., and McGhee R.J. "Reynolds and Mach Number Effects on Multi-Element Airfoils of A320", *Proceedings of the Fifth Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows*, California State University, 1992.
2. Meyson, A., Jung, J., Yoon, H.S., Chun, H.H., Hung, P.A., and Elsamni, O.A. "Mean Flow Characteristics of Two-Dimensional Wings in Ground Effect", *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, Vol. 4, pp. 151-161, 2011.
3. Shreyas N., Pomeroy, B.W., and Selig, M.S. "CFD Analysis of Multielement Airfoils for Wind Turbines", *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, New Orleans, Louisiana, 25-28 June 2012, USA, paper No. 2012-2781, pp. 1-18, 2012.
4. Murayama, M., Yokokawa, Y., and Yamamoto, K. "CFD Validation Study for a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model", *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Miami, Florida, USA, 2007.
5. Soufiane, E., El Maani, R., Radi, B., and Limii, F.S.T. "Probabilistic Study of the Aerodynamic Around a 3D Wing", *Advances in Theoretical and Applied Mechanics*, Vol. 11, No. 1, pp. 49-59, 2018.
6. Yang, W. and Zha, G. "Study of 3D Co-Flow Jet Wing Induced Drag and Power Consumption At Cruise Conditions", *AIAA Scitech 2019 Forum*, p. 0034, 2019.
7. Knut, N., Holdahl, R., Kvamsdal, T., Kvarving, A.M., and Rasheed, A. "Simulation of Airflow Past A 2D NACA0015 Airfoil Using an Isogeometric Incompressible Navier-Stokes Solver with the Spalart-Allmaras Turbulence Model", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 290, pp. 183-208, 2015.
8. Rui, V., Morgado, J., Pascoa, J., and Silvestre, M. "Analysis of Transitional Flow in 3D Geometries Using a Novel Phenomenological Model", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 45, pp. 431-441, 2015.
9. Mitsuhiro, M., Yamamoto, K., and Tanaka, K. "CFD Comparison Study for Trapezoidal High-Lift Wing Configurations by Structured and Unstructured Mesh Method", *149th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, paper 937, 2011.

- and Meeting and Exhibit, 10-13 January 2005, Reno, Nevada, USA, paper No. AIAA 2005-1226, 2005.
26. Abbott, I.H. and von Doenhoff, A.E. "Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data", Dover Publications Inc., New York, USA, 1960.
27. Andersson, B., Andersson, R., Hakanson, L., Mortensen, M., Sudiyo, R., and van Wachem, B. "Computational Fluid Dynamics for Engineers", Cambridge University Press, UK, 2012.
28. Hoffmann K.A. and Chiang, S.T. "Computational Fluid Dynamics for Engineers", Engineering Education System, Kansas, USA, 1993.
29. Anderson, J.D. "Fundamentals of Aerodynamics", 6th edition, McGraw-Hill, New York, USA, 2011.
22. Justin, S., Henry, G., and James S. "The Validation of an Airfoil in the Ground Effect Regime Using 2-D CFD Analysis", 26th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
23. Jung, K., Chun, H., and Kim, H. "Experimental Investigation of Wing in Ground Effect with a NACA6409 Section", Journal of Marine Science and Technology, Vol. 13, pp. 317-327, 2008.
24. Molina, J. and Zhang, X. "Aerodynamics of a Heaving Airfoil in Ground Effect", AIAA Journal, Vol. 49, pp. 1168-1179, 2011.
25. Murayama, M., Yamamoto, K., and Kobayashi, K. "Validation of Flows on High-Lift Configurations by Structured and Unstructured Mesh Method", 43rd AIAA Aerospace Sciences