

بررسی عددی اثر صدمه ناشی از اصابت گلوله بر روی بال هواپیما

محمد رضا سلیمی^۴

پژوهشکده سامانه‌های فضاوردی
پژوهشگاه هوافضا

امیر حمزه فرج‌الهی^{۱*}، علی اصغر نادری^۲ و محسن رستمی^۳

دانشکده مهندسی
دانشگاه امام علی^(ع)

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۱۲/۰۹؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۱/۲۱)

چکیده

در پژوهش حاضر، با استفاده از نرم‌افزار **Ansys-Fluent**، شبیه‌سازی سه‌بعدی جریان عبوری از روی دو نمونه بال سالم و بال آسیب‌دیده ستاره‌ای شکل ناشی از اصابت گلوله با فرض جریان ناپایا، تراکم-ناپذیر و لزج صورت گرفت تا اثرات ناشی از وجود آسیب روی بال بر روی ضرایب و عملکرد آیرودینامیکی مانند ضرایب برآ و پسا مشاهده گردد. جهت انجام این مطالعه برای بال متشکل از ایرفویل **NACA 4412** مقدار عدد رینولدز برابر با 1×10^6 در نظر گرفته شده است. پس از شبکه‌بندی و استقلال حل از شبکه، اعتبارسنجی نتایج صورت گرفته است. به دلیل آشفته بودن رژیم جریان، جهت بررسی دقیق مساله در نزدیک دیواره و لایه‌های خارجی از مدل توربولانسی **k ω - sst** استفاده شده است. نوآوری تحقیق حاضر، علاوه بر مدل توربولانسی اشاره شده، از مدل‌های توربولانسی **k ω - standard** و **k ω BSL** نیز جهت شبیه‌سازی مساله استفاده گردیده و به بررسی تفاوت‌های ناشی از به‌کارگیری آنان پرداخته شده است. نتایج عددی با نتایج معتبر موجود اعتبارسنجی شده و تطابق خوبی بین این دو مشاهده گردید. سپس نتایج عددی حاصل نشان می‌دهند که صدمه ستاره‌ای روی بال منجر به کاهش نیروی برآ، افزایش نیروی پسا و در نتیجه کاهش عملکرد آیرودینامیکی بال می‌گردد. همچنین نتایج نشان دادند که با افزایش زاویه حمله، صدمه ستاره‌ای روی بال به شدت نیروی پسا را افزایش و نیروی برآ را کاهش می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: اصابت گلوله، بال هواپیما، شبیه‌سازی عددی، مدل ستاره‌ای.

Numerical Study of the Destruction Effects Due to the Collision of Bullet on an Airplane Wing

A. H. Farajollahi, A. A. Naderi and M. Rostami

M. Salimi

Engineering Department of
Imam Ali University

Astronautical Systems Research Institute
Aerospace Research

(Received: 01/March/2021 ; Accepted: 10/April/2021)

ABSTRACT

In the present research, studies were conducted by a three-dimensional simulation of fluid flow passing around both an undamaged wing and a wing damaged by a bullet (namely a star-shaped damaged wing), using the Ansys-Fluent numerical software. We assumed a viscous, unsteady and incompressible flow to observe the effects of wing damage on aerodynamic performance and coefficients such as the lift and drag coefficients. In order to conduct the study, for the wing consisting of NACA 4412 airfoil, the Reynolds number (Re) value was considered equal to 1×10^6 . After meshing and gaining grid independency, the results were validated. Due to the turbulence of the flow regime, we have used the **k ω - sst** turbulence model to properly investigate the problem near the wall and outer layers. As a novelty in the present study, in addition to the mentioned model, **k ω - standard** and **k ω BSL** turbulence models have also been used to simulate the problem and examine the differences resulting from their usage. The numerical results were validated with the valid results available, as a good agreement was observed. The numerical results show that a star-shaped damaged in the wing leads to reducing the lift force, increasing the drag forces and thus reducing the aerodynamic performance of the wing. Also, the results show that by increasing the angle of attack, a severe star-shaped damage on the wing reduces the lift forces and increases the drag forces.

Keywords: Bullet Shot, Aircraft Wing, Numerical Simulation, Star Shape Model.

۱- استاد یار (نویسنده پاسخگو): a.farajollahi@sharif.edu

۲- استاد یار: aa.naderi1@yahoo.com

۳- استاد یار: mohsen.rostami@modares.ac.ir

۴- استاد یار: mohammadsalimi@ari.ac.ir

۱- مقدمه

حساس رو منحنی بال و بسیار حساس نسبت به صدمه‌اند و بیشتر از لبه حمله و فرار بر روی بر روی نیروهای آیرودینامیکی تأثیر می‌گذارند. تغییرات مشخصات آیرودینامیکی در حضور صدمه به‌طور برجسته‌ای به سازه داخلی بال بستگی دارد و در بال‌های توپر این مشخصات بیشتر افت می‌نمایند که این تفاوت‌ها در زوایای حمله بالا بیشتر نمایان می‌گردند. در سال ۱۹۹۸ رابینسون و لی‌شمن [۱۱] در مورد اثرات صدمه بالستیک بر روی آیرودینامیک ایرفویل روتور هلیکوپتر تحقیقی را ارائه کردند. از آنجا که هلیکوپترها با سرعت و ارتفاع کم پرواز می‌نمایند به‌راحتی شناسایی می‌گردند و بیشتر در معرض آسیب قرار دارند و بر خلاف هواپیماها که از یک سیستم پیش‌راننده جدای از بال استفاده می‌نمایند، نیروی پیش‌راننده هلیکوپترها از همان روتور تأمین می‌گردد که پس از اصابت گلوله به روتور اثرات وخیمی در عملکرد آیرودینامیکی آنان مشاهده می‌گردد. رندرا و مانی [۱۲] در تحقیقی تجربی بر روی مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل‌ها اثرات صدمه‌های مثلثی و ستاره‌ای شکل را بررسی نمودند و آزمایش‌های خود را در سه قسمت ارائه نمودند:

- تأثیر کمبر ایرفویل بر آیرودینامیک صدمه
- تأثیر کنترل‌های لبه فرار بر آیرودینامیک صدمه
- تأثیر آیرودینامیکی نمونه‌های تعمیر شده بر

آیرودینامیک صدمه

صدمات به شکل مثلث مستقیم و معکوس و ستاره‌ای در میانه وتر و در زوایای حمله مختلف انجام گردید که با افزایش زاویه حمله، قدرت جت جریان ناشی از حفره روی بال افت بیشتر ضریب برآ، افزایش ضریب پسا و ضریب ممان پیچشی منفی‌تر را به دنبال داشت. نتایج مثلث معکوس نسبت به مثلث مستقیم منفی‌تر گزارش گردید و برای صدمه ستاره‌ای شروع جت قوی جریان تا زاویه حمله ۶ درجه به تأخیر افتاده است. پژوهش‌ها پیرامون بررسی تأثیرات آسیب بر روی بال اجسام پرنده عموماً به‌صورت تجربی صورت می‌پذیرد که بسیار پرهزینه و نیازمند تجهیزاتی نظیر تونل باد است. اما در این بررسی با استفاده از شبیه‌سازی عددی برای آسیب ستاره‌ای با شش رأس انجام گردیده و از آنجا که گلوله هنگام اصابت به بال و عبور از آن شکل و الگوی هندسی خاص و منظمی را ایجاد نمی-

تحقیقات گسترده در زمینه بررسی اثر صدمه بر روی بال اجسام پرنده صورت گرفته است. پژوهش‌ها در این علم در سه شاخه تئوری، عددی و تجربی گسترش یافته است که در مسائل آیرودینامیکی بیشتر متکی بر روش‌های عددی و تجربی است. در روش‌های عددی با تشابه سازی مدل و استفاده از معادلات حاکم بر جریان نظیر ناویر-استوکس و با در نظر گرفتن شرایط مرزی اولیه، جریان هوا در اطراف مدل مورد بررسی قرار می‌گیرد. علیرغم رشد چشم‌گیر رایانه‌ها و افزایش به‌کارگیری روش‌های عددی برای تأیید داده‌های به‌دست‌آمده از روش عددی نیاز به استفاده از روش‌های تجربی است. برای استفاده از روش‌های تجربی دو روش مستقیم و غیرمستقیم وجود دارد که روش اول پرهزینه، پرخطر و مشکل است. اما در روش غیرمستقیم از تونل باد برای اندازه‌گیری نیروها و مشخصات جریان استفاده می‌گردد. مروری بر مطالعات تجربی دهه ۸۰ و پیش از آن نشان می‌دهد که قبل از دهه ۸۰ به‌طور جسته و گریخته کارهای تجربی در زمینه صدمه انجام شده است [۱-۷]. به‌عنوان نمونه در سال ۱۹۶۸ هایس و همکاران [۸] در ناسا تحقیقی در زمینه اثرات صدمه بال شبیه‌سازی شده بر روی مشخصات آیرودینامیکی یک مدل هواپیما با بال پس‌گرا صورت داده است و آن را به‌صورت گزارش ارائه داده است.

اسپرمن و همکاران [۹] در مرکز تحقیقاتی لانگلی ناسا در ویرجینیا تحقیقات خود را تحت عنوان مطالعات تونل باد روی اثرات صدمه شبیه‌سازی شده بر عملکرد آیرودینامیکی هواپیماها و موشک‌ها ارائه کرد که دو هدف بررسی خطرات احتمالی و تعیین محدوده صدمه‌ای که قابل تحمل است و اجازه بازگشت و ادامه پرواز به پرنده را می‌دهد را دنبال می‌نمود. در سال ۲۰۰۵ رندرا و همکارانش [۱۰] به سبب کمبود منابع اطلاعاتی در زمینه اثرات آیرودینامیکی صدمه به فکر انجام تحقیق بر روی خواص آیرودینامیکی بال صدمه‌دیده جنگی بیفتند. در این تحقیق که بال به‌صورت توپر و آسیب توسط اسلحه‌های جنگی رایج ایجاد گردیده بود دریافتند که صدمه‌های با قطر پایین نظیر 0.1C تأثیر چندانی روی مشخصات و ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا ندارند و در صدمه‌های با قطر بالاتر از 0.2C این اثرات قابل ملاحظه است و مکان‌های 0.25C و 0.5C از مکان‌های بسیار

مدل آشفتگی حساسیت زیاد آن به شرایط جریان آزاد است. همچنین این مدل بسته به ω مشخص شده در ورودی، می‌تواند نتایج متفاوتی برای یک شبیه‌سازی ارائه کند. از دیگر مشکلات این مدل می‌توان به تخمین بیش از حد لزجت گردابه‌ای در صورت در نظر نگرفتن انتقال تنش برشی اشاره کرد که به دنبال آن، شروع و مقدار جدایش اندکی زودتر و بیشتر تخمین زده می‌شود. به عبارت دیگر اگر در مدل $k - \omega$ standard، k ، مش نزدیک به دیواره به اندازه کافی ریز نباشد، جدایش را دقیق پیش‌بینی نمی‌کند. البته این مشکل با اصلاح مش در نزدیکی دیواره برطرف خواهد شد [۱۳].

مدل توربولانسی $K - \Omega$ SST مخفف Shear Stress Transport و جزو محبوب‌ترین مدل‌های توربولانس انسیس فلوننت می‌باشد. اغلب مدل‌های توربولانسی دو معادله‌ای در خانواده $k - \epsilon$ تنش‌های توربولانسی را در نواحی k بیشتر از واقعیت پیش‌بینی کرده و از این‌رو در پیش‌بینی لایه مرزی تحت گرادیان فشار معکوس به‌درستی عمل نمی‌کنند. در نتیجه اگر در شبیه‌سازی لایه مرزی اهمیت بالایی داشته باشد این مدل گزینه مناسبی است. مدل توربولانسی SST در دسته بهترین مدل‌های دو معادله‌ای برای محاسبه گذار می‌باشد. ایده اصلی $K - \Omega$ SST ترکیب $k - \omega$ standard در ناحیه مجاور دیوار با $k - \epsilon$ Standard بیرون لایه مرزی است. درحقیقت $k\omega - sst$ ترکیبی از مدل‌های توربولانسی $k - \epsilon$ و $k - \omega$ می‌باشد. مدل توربولانسی $k - \omega$ sst برای عملکرد درست بین دو مدل توربولانسی $K - \epsilon$ و $k - \omega$ نیاز دارد تا فاصله هر سلول از نزدیک‌ترین دیواره به‌درستی محاسبه شود (ارتفاع سلول نزدیک به دیواره). از این‌رو این مدل هزینه محاسباتی بیشتری نسبت به مدل‌های توربولانسی $k - \epsilon$ دارد. همچنین این مدل در اعداد رینولدز بالا گاهی مشکلاتی نظیر همگرایی سخت را به دنبال خواهد داشت [۱۴-۱۶].

مدل آشفتگی $k - \omega$ BSL برای برطرف کردن مشکلات رایج مدل‌های توربولانسی دو معادله‌ای ارائه شده است. همان‌طور که اشاره شد، مدل $k - \omega$ standard نسبت به شرایط جریان آزاد و مقدار ω تعیین شده در ورودی حساس است و در واقع مدل توربولانسی

کند، این شکل از آسیب ایجاد شده به آسیب رندوم شکل ناشی از اصابت گلوله شباهت بیشتری دارد [۱۹]. از طرفی ایرفویل مورد استفاده در این بررسی یعنی ایرفویل NACA 4412 دارای ضخامت مناسبی برای استفاده در صنایع پهبادی است که به دلیل ضخامت قابل قبول آن پرنده طراحی شده نیروی برآ بیشتری تولید می‌نماید، سوخت بیشتری حمل می‌نماید، وزن پرنده کاهش می‌یابد و می‌توان پرنده با طول دهانه بال کمتری ساخت که همگی این پارامترها در طراحی بسیار حائز اهمیت می‌باشند.

از طرفی به دلیل اینکه در سال‌های اخیر پردازش نسبت انجام پژوهش در این زمینه که مساله‌ای متداول و مهم در زمینه هوانوردی می‌باشد کم‌رنگ گردیده به جهت بررسی مسائل تکمیلی، مطالعه پیش رو صورت پذیرفته است.

در روند این مطالعه جهت شبیه‌سازی از سه مدل توربولانسی $k\omega - sst$ ، $k - \omega$ standard و $k\omega$ BSL استفاده گردیده است. مدل توربولانس $k - \omega$ standard یکی از پرکاربردترین مدل‌های توربولانس دو معادله‌ای در انسیس فلوننت است. این مدل توانایی بالایی در انتگرال‌گیری از معادلات نزدیک دیواره دارد. با به کارگیری معادله آشفتگی $k - \omega$ نیاز به استفاده از توابع دمپینگ یا توابع دیواره تجربی برای مدل‌سازی در نزدیکی دیواره‌ها نیست.

معادله آشفتگی $k - \omega$ نسبت به مدل توربولانس $k - \epsilon$ در شبیه‌سازی جریان‌های دارای کاهش سرعت و جدایش ناشی از گرادیان فشار معکوس، بهتر عمل کرده و کاربرد بیشتری در این نوع شبیه‌سازی دارد. به‌طور کلی برای شبیه‌سازی تغییرات آشفتگی در نزدیک دیواره استفاده از مدل توربولانس $k - \omega$ توصیه می‌شود. با استفاده از مدل توربولانسی $k - \omega$ standard می‌توان محاسبات در نزدیکی دیواره‌های مدل (زیر لایه لزج) را برای رینولدزهای پایین، بدون استفاده از توابع دیواره بهبود بخشید. در نتیجه نتایج حاصله دقت و پایداری بالاتری به دنبال خواهد داشت. این مدل عملکرد خوبی در بررسی لایه مرزی جریان‌های محصور به دیواره، جریان برشی آزاد، جریان با گرادیان فشار معکوس و جریان‌های رینولدز پایین دارد. همچنین مدل $k - \omega$ standard، نقطه جدایش را دقیق‌تر پیش‌بینی می‌کند. مشکل اصلی این

۲-۲- معادله مومنتوم، معادله ناویر-استوکس

فرم برداری معادله مومنتوم که از قانون نیوتن نتیجه می‌شود به شکل زیر است:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V} x \vec{V} - \vec{T}) = \vec{S}_v \rho \quad (3)$$

که ρ جرم مخصوص، \vec{V} بردار سرعت سیال، \vec{T} تانسور تنش و S_v عبارت چشمه است که با استفاده از قانون لزجت استوکس به صورت زیر می‌باشد:

$$\vec{T} = -PI + 2\mu\vec{D} \quad (4)$$

که صورت غیر برداری آن در حالت سه‌بعدی بدین گونه است:

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \\ = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} \\ + v \left(\frac{\partial u^2}{\partial x^2} + \frac{\partial u^2}{\partial y^2} \right. \\ \left. + \frac{\partial u^2}{\partial z^2} \right) + f_x \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \\ = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} \\ + v \left(\frac{\partial v^2}{\partial x^2} + \frac{\partial v^2}{\partial y^2} \right. \\ \left. + \frac{\partial v^2}{\partial z^2} \right) + f_y \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \\ = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} \\ + v \left(\frac{\partial w^2}{\partial x^2} + \frac{\partial w^2}{\partial y^2} \right. \\ \left. + \frac{\partial w^2}{\partial z^2} \right) + f_z \end{aligned} \quad (7)$$

BSL $k - \omega$ با ادغام مدل‌های $K - \epsilon$ و $K - \omega$ این مشکلات را برطرف کرده است. این مدل در نواحی نزدیک به دیواره از ویژگی‌های مدل $k - \omega$ و در نواحی دور از دیواره از مدل $k - \epsilon$ بهره می‌برد. موارد استفاده از مدل توربولانس $k - \omega$ BSL شبیه حالت استاندارد است، با این تفاوت که استفاده از این مدل دقت بالاتری برای شبیه‌سازی لایه مرزی دارد. از جمله مشکلات این مدل توربولانسی می‌توان به عدم در نظر گرفتن انتقال تنش برشی اغتشاشی اشاره کرد که باعث تخمین بیش از حد لزجت گردابه‌ای و در نهایت پیش‌بینی زودتر نقطه جدایش است [۱۷-۲۰].

در این مطالعه پس از طراحی مدل سه‌بعدی بال آسیب‌دیده و ایجاد شبکه‌بندی مناسب جهت حل عددی، بررسی‌های لازم پیرامون تغییرات نیروها و بازده آبرودینامیکی و تغییرات رژیم جریان و تشکیل گرداب‌ها [۱۸] برای بال آسیب‌دیده با صدمه ستاره‌ای شکل توسط سه مدل توربولانسی $K - \Omega$ SST، $k - \omega$ standard و $k - \omega$ BSL صورت پذیرفته است.

۲- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان سیال شامل معادلات بقای جرم، مومنتوم یا اندازه حرکت و کمیت‌های نرده‌ای می‌باشند که همگی توسط معادله عمومی انتقال به‌دست می‌آیند که به صورت زیر می‌باشند.

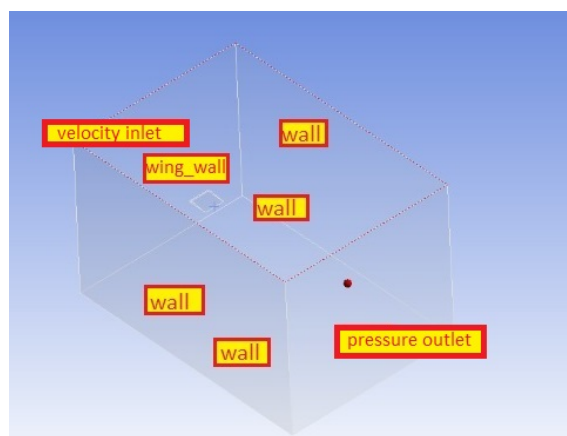
۲-۱- معادله پیوستگی، اصل بقای جرم

شکل برداری معادله پیوستگی که نتیجه اصل بقای جرم است به صورت زیر است:

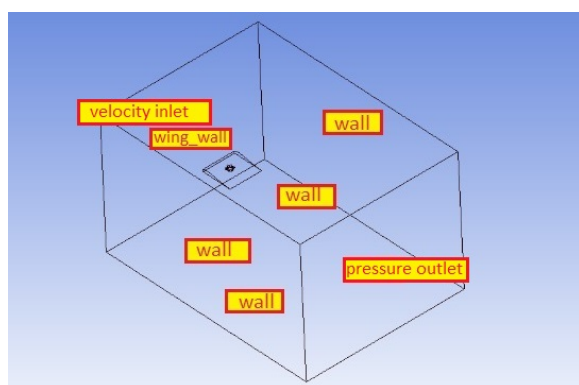
$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{V}) = S_m \quad (1)$$

که ρ جرم مخصوص، \vec{V} بردار سرعت سیال و S_m ترم چشمه می‌باشد. فرم غیر برداری معادله فوق در حالت سه‌بعدی به شکل زیر است:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (2)$$



شکل (۱): دامنه حل برای بال سالم



شکل (۲): دامنه حل برای بال با آسیب ستاره‌ای

جدول (۱): پارامترهای حل عددی به کاررفته در این مساله

الگوریتم حل	SIMPLE
طرح تفاضلی	بالادست مرتبه دوم
رینولدز	1×10^6
گام زمانی	0.0001
تعداد گام زمانی	50
نوع جریان	تراکم ناپذیر، لزج، ناپایا
زویه حمله بال	$[-6.20]$

۴- حل عددی

برای حل عددی در دامنه تعریف شده، شبکه‌بندی برای دو حالت بال سالم و بال آسیب‌دیده انجام گردیده که برای

که اگر در معادلات بالا جریان دائمی باشد عبارات $\frac{\partial}{\partial t}$ و نظایر آن صفر می‌گردد. معادلات حاکم بر جریان سیال، معادلات ناویر-استوکس و پیوستگی می‌باشند [۲۰].

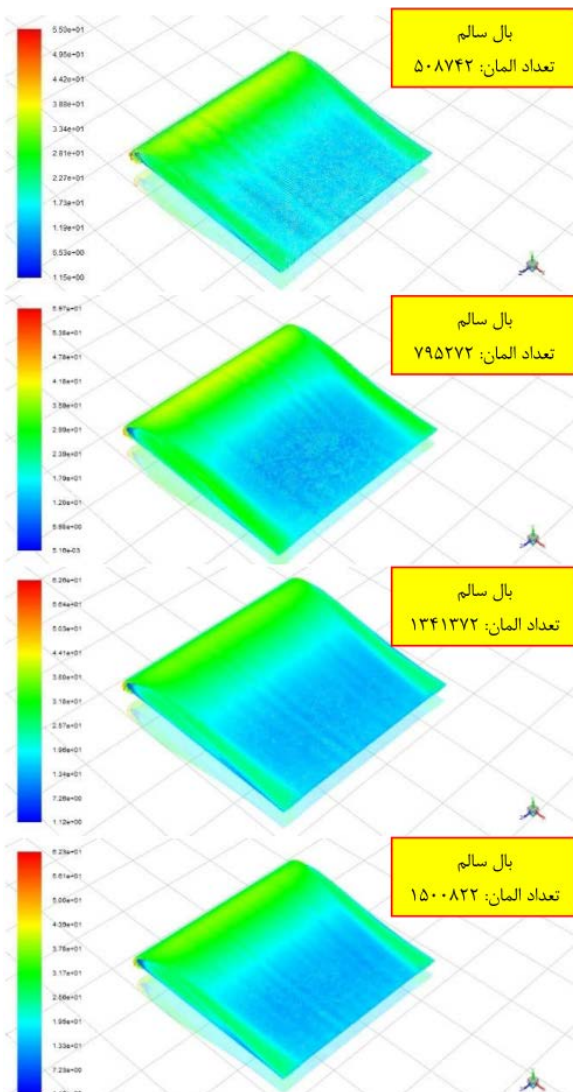
۳- بیان مساله

صدمه بر روی شیء پرنده ممکن است توسط تسلیحات متنوع و به اشکال مختلفی رخ دهد که منجر به ایجاد نقص در ساختار اصلی سازه جسم پرنده و سطوح کنترل پرواز می‌گردد. و این اتفاق تنزل در توانایی پرواز را موجب می‌شود که شانس بازگشت موفقیت‌آمیز را به‌طور چشم‌گیری کاهش می‌دهد. تأثیر آسیب بر روی عملکرد بال بستگی به ماده‌ای که بدنه از آن ساخته شده و سازوکاری که توسط آن صدمه ایجاد گردیده دارد. در اکثر موارد شکل صدمه به‌گونه‌ای است که شامل یک مرکز دایره‌ای به همراه ترک‌هایی است که به شکل شعاع از آن منشعب شده‌اند که این مورد در بدنه‌های فلزی با خمش بیشتر همراه است که فلز خم می‌گردد. اما در بال‌های کامپوزیتی این آسیب با ورقه ورقه شدن همراه است که در صفحه ماده سوراخ شده قرار می‌گیرد. ادوات جنگی که به بدنه برخورد می‌کنند از بدنه گذشته و یک سوراخ نسبتاً کوچک در ورودی و پس از عبور از بدنه یک سوراخ بزرگ‌تر در خروجی ایجاد می‌کنند. از آنجایی که بال‌های هواپیما نازک هستند می‌توان شکل ثابتی برای آن‌ها در نظر گرفت. در این تحقیق به بررسی مشکل صدمه ستاره‌ای بر روی بال هواپیما به‌صورت نامحدود و راه‌کارهای آن پرداخته می‌شود. زیرا توجه به این مساله می‌تواند از خطرات ناشی از سقوط یا انهدام آن‌ها بکاهد.

حال در تحقیق حاضر اثر آسیب ستاره‌ای بر روی بال، برای بال متشکل از ایرفویل NACA 4412 می‌باشد را توسط نرم‌افزار ANSYS 2020 در دامنه حل و شبکه‌بندی مناسب برای شبیه‌سازی فراهم گردید و تغییرات ضرایب آیرودینامیکی را بررسی شده است. در شکل ۱ و ۲ دامنه حل به ترتیب برای بال‌های سالم و آسیب‌دیده می‌شود و در جدول ۱ پارامترهای حل عددی به‌کار گرفته‌شده در مساله را مشاهده می‌شود.

جدول (۳): استقلال از شبکه برای بال سالم و بال آسیب‌دیده

	Mesh independency	
	Damaged	Undamaged
Element number	۸۰۴۵۷۳	۵۰۸۴۷۲
	۱۰۰۵۶۹۲	۷۹۵۲۷۲
	۱۲۹۳۷۱۴	۱۰۴۱۳۷۲
	۱۶۱۲۸۹۳	۱۵۰۰۸۲۲

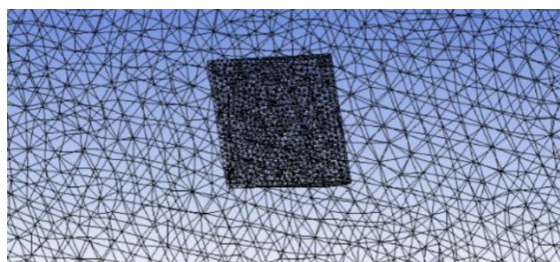


شکل (۳): کانتورهای استقلال از شبکه برای حالت سالم در زاویه حمله صفر درجه

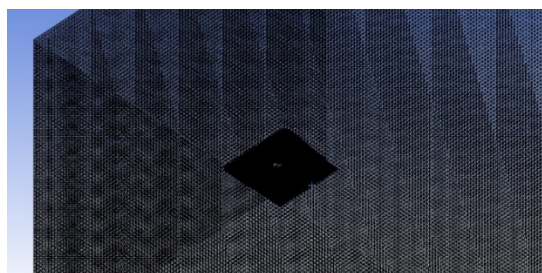
دامنه حل برای اطراف بال به صورت مثلثی بی‌سازمان و شبکه‌بندی چهاروجهی سازمان‌یافته برای اطراف بال ایجاد شده است. تعداد شبکه‌های ایجاد شده برای بال سالم 1041382 عدد بوده است. همچنین برای بال آسیب‌دیده تعداد 1293784 شبکه ایجاد گردیده است. طول وتر بال مورد بررسی را 1m و دامنه حل را نیز مکعب مستطیلی به ابعاد $20 \times 14 \times 14m$ در نظر گرفته شده است. برای بررسی دقیق و بهتر رفتار سیال در لایه‌های مجاور مدل و لایه‌های بیرونی و به جهت وجود جریان دارای گرادیان‌های فشارهای نامطلوب از مدل توربولانسی $k\omega - SST$ استفاده شده است. در مدل‌های سالم و آسیب‌دیده شبکه‌بندی در نزدیکی مدل به صورت لایه مرزی با ضخامت اولین لایه 0.235×10^{-4} نرخ رشد 1.1 و تعداد ۱۲ لایه به صورت چهار وجهی انجام گردید. در سایر نواحی دامنه نیز شبکه به صورت چهاروجهی سازمان‌یافته صورت پذیرفت. برای هر کدام از مدل‌های سالم و آسیب‌دیده تعدادی شبکه‌بندی صورت گرفته است که برای حالت سالم با شبکه‌بندی با بیش از 1041382 سلول و برای حالت آسیب‌دیده با شبکه‌بندی با بیش از 1293784 سلول، نتایج مستقل از تعداد شبکه می‌گردند (جدول ۲). همچنین در مجموعه شکل‌های ۳ و ۴ می‌توان دریافت که نتایج حل از شبکه‌بندی‌های ذکر شده بالا به بعد مستقل از تعداد سلول می‌گردند.

جدول (۲): مقادیر مختلف نیروی پسا برای شبکه‌بندی‌های متفاوت در حالت سالم در زاویه حمله صفر درجه

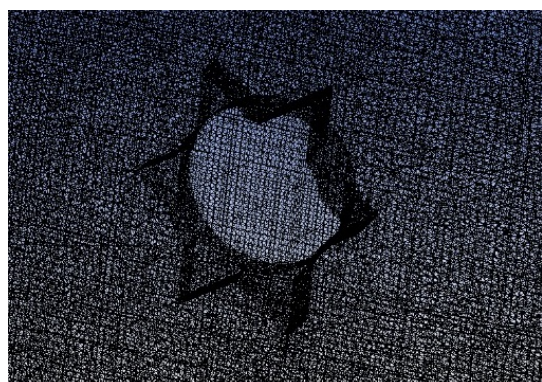
بال سالم	
Element number	C_d
۵۰۸۴۷۲	۰/۰۱۵
۷۹۵۲۷۲	۰/۰۱۱
۱۰۴۱۳۷۲	۰/۰۰۹۵۱
۱۵۰۰۸۲۲	۰/۰۰۹۴۹
Reference [16]	۰/۰۰۹۳۲



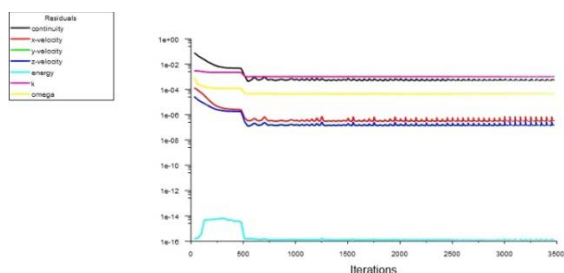
شکل (۵): شبکه ایجادشده برای بال سالم



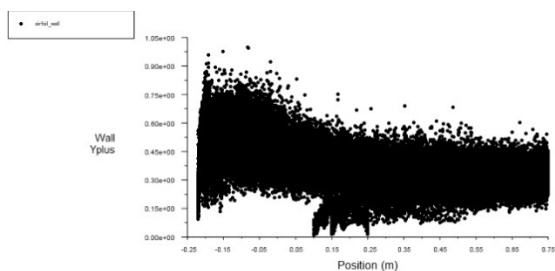
شکل (۶): شبکه ایجادشده برای مدل آسیب‌دیده



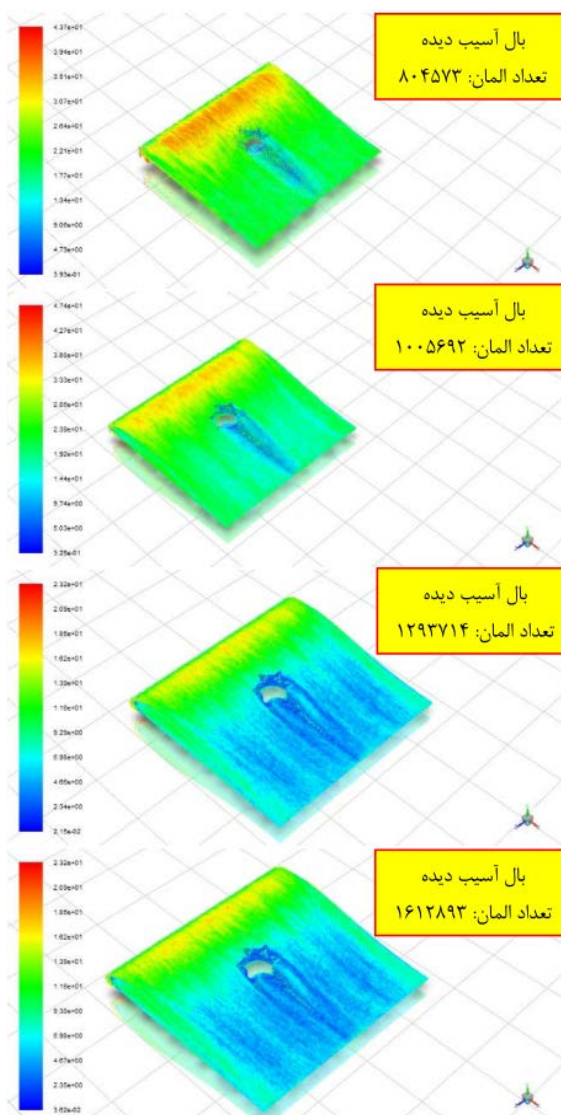
شکل (۷): شبکه ایجادشده برای بال آسیب‌دیده



شکل (۸): استقلال از گام زمانی



شکل (۹): میزان Y^+ و تغییرات آن در دامنه حل بر روی دیواره



شکل (۴): کانتورهای حالت بال آسیب‌دیده برای

شبکه‌بندی‌های مختلف در زاویه حمله صفر درجه

جدول (۴): مقادیر مختلف نیروی پسا برای شبکه‌بندی‌های

متفاوت در حالت آسیب‌دیده در زاویه حمله صفر درجه

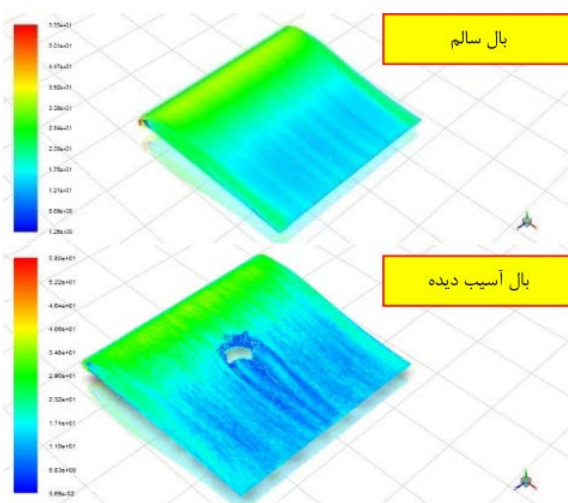
بال آسیب‌دیده	
Element number	C_d
۸۰۴۵۷۳	۰/۰۱۴۸
۱۰۰۵۶۹۲	۰/۰۱۳۵
۱۲۹۳۷۱۴	۰/۰۱۲۲
۱۶۱۲۸۹۳	۰/۰۱۲۱۹

شرایط مرزی اعمال شده برای ورودی سرعت، خروجی فشار و سطوح اطراف مدل و سطح مدل دیوار و شرط عدم لغزش در نظر گرفته شده است. در تصاویر ۴، ۵ و ۶ نمونه‌ای از شبکه‌بندی‌های انجام شده مشاهده می‌گردد.

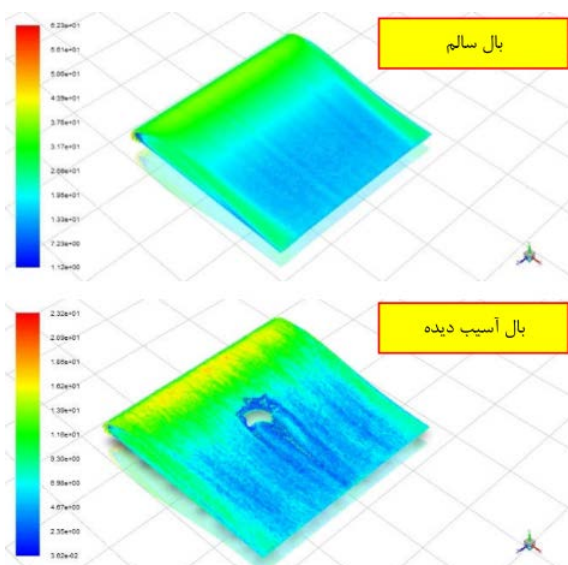
۵- اعتبارسنجی

تشکیل کرده‌اند و جریان معکوس در پشت آسیب قابل ملاحظه است و در لبه فرار جدایش اتفاق می‌افتد (شکل ۱۴). زاویه حمله ۶ درجه زاویه‌ای است که جت جریان قوی‌ای در آن پدید آمده است و گردابه‌هایی با وسعت بیشتر و جریان معکوس قوی‌تر قابل رؤیت است (شکل ۱۵).

در زاویه حمله ۸ درجه علاوه بر وقوع جدایش جریان در رأس پایینی ستاره این جدایش توسط جریان عبوری از رئوس مجاور منحرف می‌گردد (شکل ۱۶).



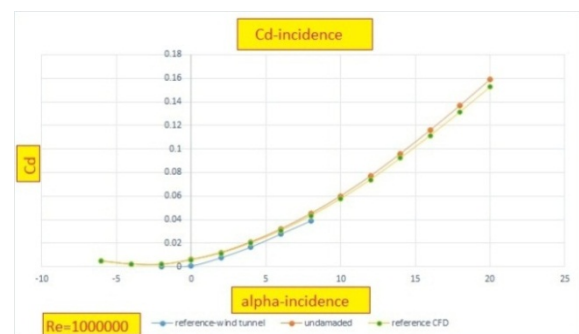
شکل (۱۲): بردارهای سرعت در زاویه حمله منفی ۶ درجه برای بال سالم و آسیب‌دیده



شکل (۱۳): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۲ درجه برای بال سالم و آسیب‌دیده



شکل (۱۰): نمودار تغییرات نیروی برآ بر حسب زاویه حمله برای حل عددی و مرجع عددی و تجربی

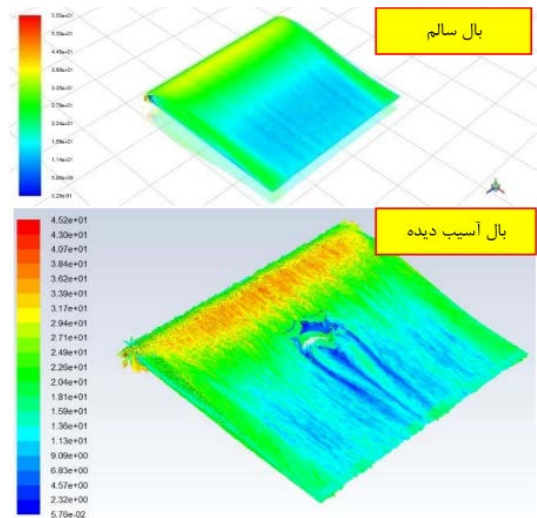


شکل (۱۱): نمودار تغییرات نیروی پسا بر حسب زاویه حمله برای حل عددی و مرجع عددی و تجربی

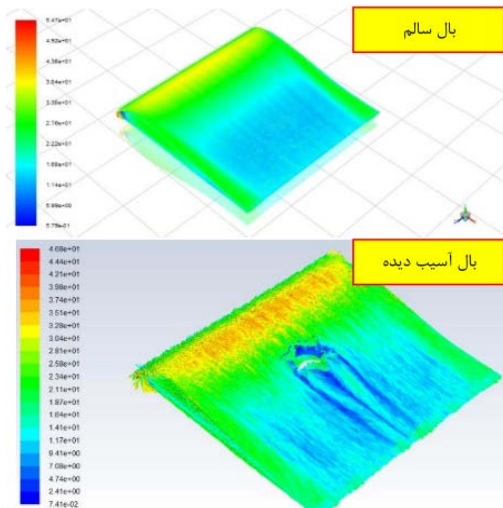
۶- نتایج حل

پس از انجام محاسبات توسط نرم‌افزار، با بررسی کانتور بردارهای سرعت و فشار برای مدل آسیب‌دیده مورد بررسی در زوایای حمله مختلف و مقایسه آنها با نمونه سالم، رفتار متفاوتی از جریان هوای عبوری از روی بال از خود نشان خواهد داد. در زوایای حمله منفی تماس جریان با بال و ناحیه آسیب‌دیده بیشتر است که موجب جدایش جریان در نواحی جلوتر نسبت به زوایای حمله مثبت پایین می‌گردد و جت جریان نسبتاً قوی قابل مشاهده است و حضور پررنگ گردابه‌ها ملموس است (شکل ۱۲). در زوایای حمله پایین تا زاویه دو درجه رفتار سیال به‌گونه‌ای است که نشان‌دهنده پدید آمدن گردابه است و در پایین دست جریان جدایش (شکل ۱۳). در زاویه حمله ۴ درجه حرکت سیال به‌گونه‌ای است که بیانگر است گردابه‌ها در موقعیت‌های بالاتر شروع به

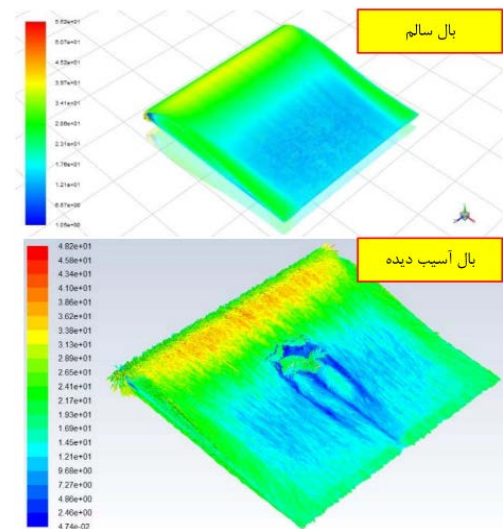
در زوایای حمله بالاتر جریان به شدت آشفته می‌گردد و در اکثر رئوس شاهد تشکیل گردابه‌ها هستیم و جت بسیار قوی جریان از سطوح خارج می‌گردد که سبب افت شدید عملکرد آیرودینامیکی می‌شود (شکل‌های ۱۷ و ۱۸). جریان در هنگام برخورد با لبه حمله بال دارای فشار زیادی است و سرعت جریان در آن نقطه صفر می‌گردد سپس افت ناگهانی فشار و افزایش مجدد آن در طول بال در هنگام عبور از روی بال رخ خواهد داد (شکل ۲۲). تغییرات ضرایب برآ، پسا برحسب زاویه حمله در دو حالت آسیب‌دیده و سالم با داده‌های مرجع [۱۶] مقایسه گردیده است. همان‌طور که در شکل‌های (۲۱-۱۹) قابل مشاهده است (خطوط جریان در صفحه‌ی عبور داده‌شده از مرکز صدمه) پس از ورود آسیب مورد نظر به بال و ایجاد حفره، جت جریان هوای عبوری از حفره علی‌الخصوص در زوایای حمله بالا که جت قوی جریان تشکیل می‌شود، باعث تغییر در وضعیت میدان فشار در قسمت‌های فوقانی، زیرین و پشت بال می‌گردد. هنگام عبور جریان از حفره اختلاف فشار سطح فوقانی و زیرین بال کم می‌گردد که سبب کاهش نیروی برآ می‌شود. برای زوایای حمله پایین نسبت به زوایای حمله بالاتر که جت جریان عبوری هوا از سرعت و قدرت پایین‌تری برخوردار است اختلاف فشار کمتری در سطوح پایین و بالای بال مشاهده است که موجب کاهش کمتر نیروی لیفت می‌شود. همچنین این جریان عبوری و وقوع زودتر جدایش، موجب کاهش فشار در قسمت پشت بال می‌شود که سبب افزایش اختلاف فشار در جلو و پشت بال خواهد شد که این اتفاق حاکی از افزایش نیروی پسا خصوصاً در زوایای حمله بالا دارد. از این‌رو این تغییرات منجر به کاهش بازده آیرودینامیکی در بال آسیب‌دیده نسبت به بال سالم می‌شوند. تمامی این رفتارها را می‌توان در نمودارهای ضرایب آیرودینامیکی بر حسب زاویه حمله برای نمونه‌های سالم و آسیب‌دیده مشاهده کرد که با داده‌های مرجع [۱۶] مقایسه گردیده‌اند (شکل‌های ۲۳-۲۵).



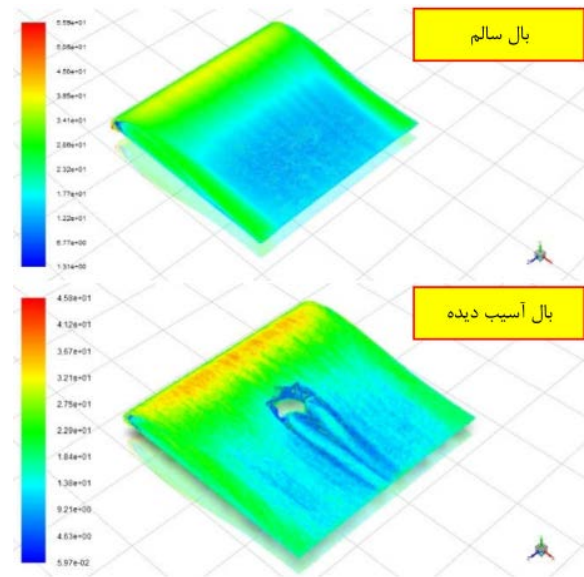
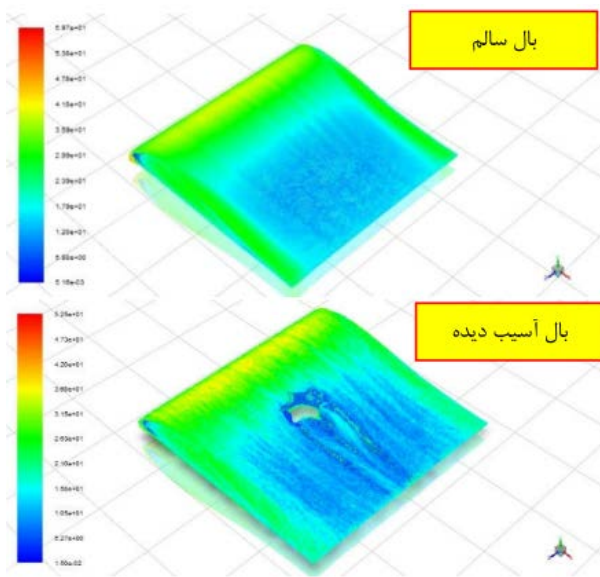
شکل (۱۴): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۴ درجه برای بال سالم و آسیب‌دیده



شکل (۱۵): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۶ درجه برای بال سالم و آسیب‌دیده

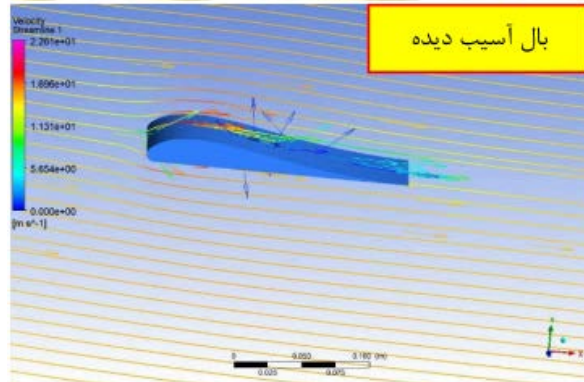
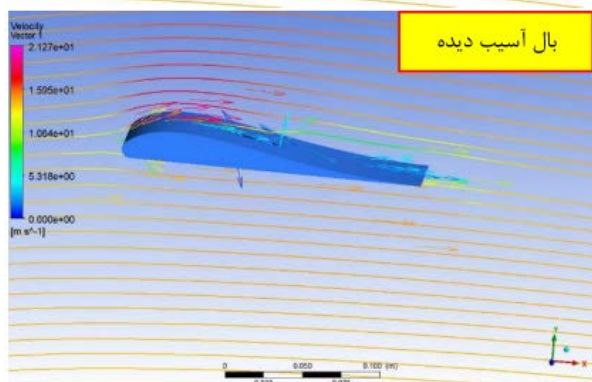
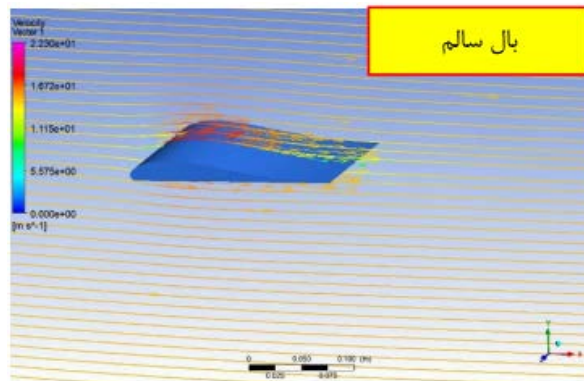
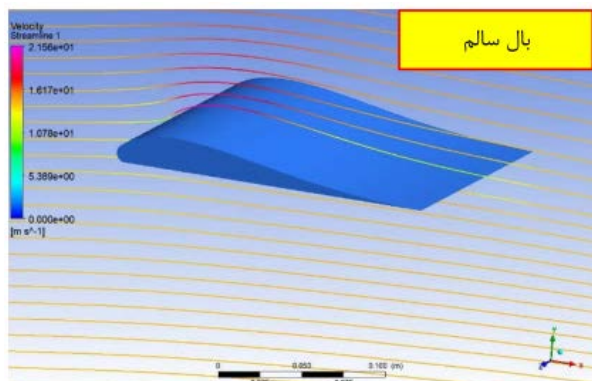


شکل (۱۶): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۸ درجه برای بال سالم و آسیب‌دیده



شکل (۱۸): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۱۴ درجه برای بال سالم و آسیب دیده

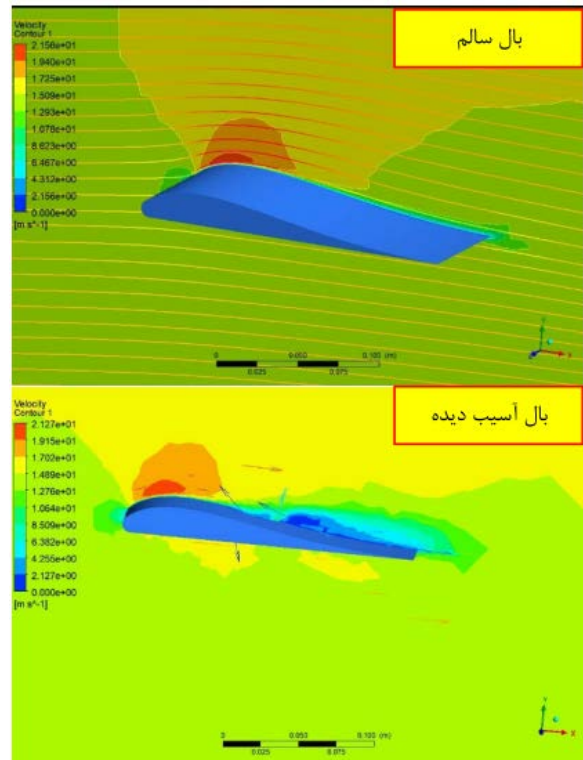
شکل (۱۷): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۱۰ درجه برای بال سالم و آسیب دیده



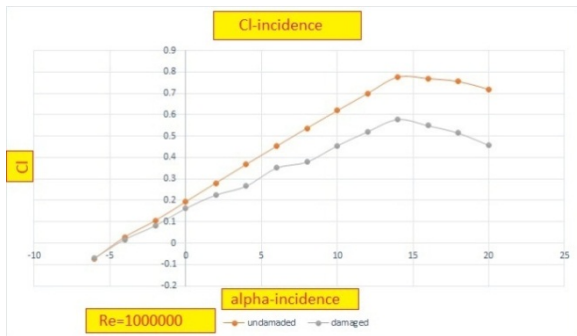
شکل (۲۰): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۱۴ درجه برای بال سالم و آسیب دیده

شکل (۱۹): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۸ درجه برای بال سالم و آسیب دیده

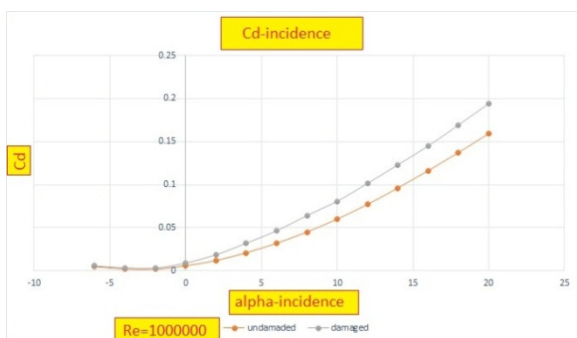
در شکل ۲۶ کانتورهای سرعت برای سه زاویه حمله ۱۴ درجه به ترتیب برای سه مدل توربولانسی $k\omega$ Standard و $k\omega$ BSL, $k\omega - sst$ آورده شده‌اند که تفاوت‌هایی در رفتار سیال با توجه به تغییر در مدل توربولانسی به کار گرفته شده وجود داشته است.



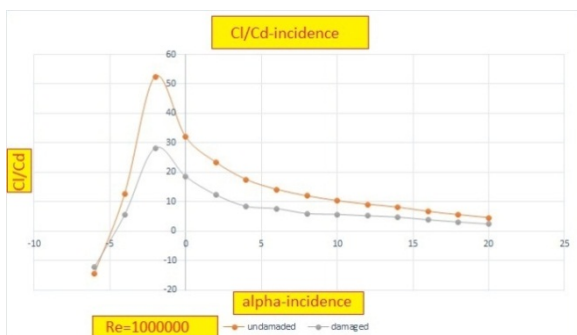
شکل (۲۱): کانتور بردارهای سرعت در زاویه حمله ۱۴ درجه برای بال سالم و آسیب دیده



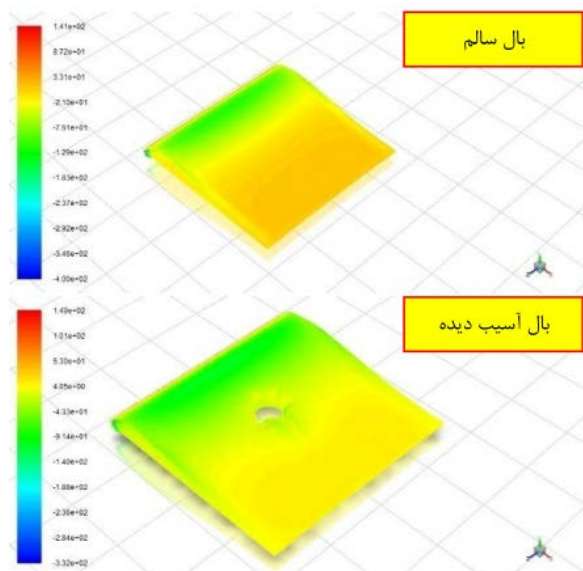
شکل (۲۳): تغییرات نیروی برآ بر حسب زاویه حمله $Re = 1e^6$



شکل (۲۴): تغییرات نیروی پسا بر حسب زاویه حمله $Re = 1e^6$



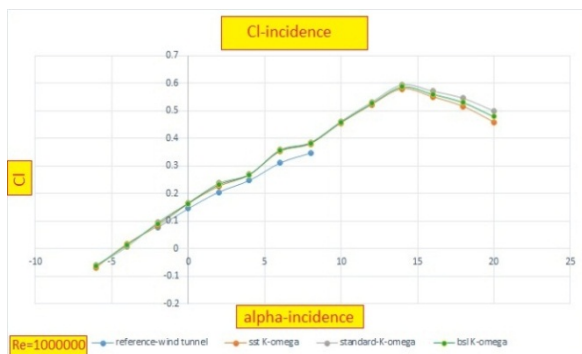
شکل (۲۵): تغییرات بازده آیرودینامیکی بر حسب زاویه حمله $Re = 1e^6$



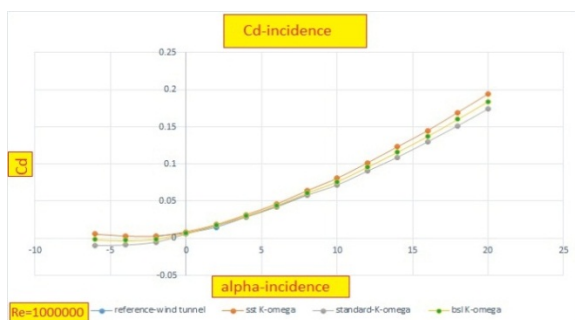
شکل (۲۲): کانتور فشار در زاویه حمله ۶ درجه برای بال سالم و آسیب دیده

حال به بررسی تأثیرات به کارگیری مدل‌های توربولانسی خانواده $k\omega$ پیرامون هندسه مورد مطالعه پرداخته شده است.

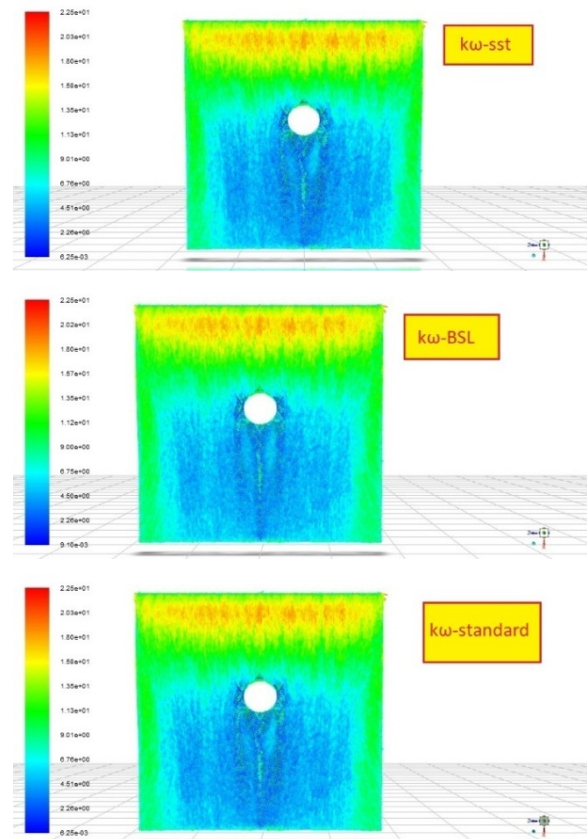
کرده است. نیروی لیفت با به کارگیری مدل‌های توربولانسی ذکر شده در زوایای حمله مختلف (شکل ۲۷) تا قبل از وقوع پدیده استال مقادیر نزدیک به هم را نشان می‌دهند، زیرا در محاسبه لیفت مدل‌های توربولانسی که به دنبال محاسبه دقیق‌تر تنش‌های رینولدز و تنش‌های روی دیواره‌اند تأثیر کمتری دارند زیرا عامل مهم تأثیرگذار در محاسبه این نیرو C_p یا گرادیان فشار است که برای آنها یکسان است اما پس وقوع پدیده واماندگی و جدایش، اثرات ناشی از تنش برشی افزایش پیدا کرده و اختلاف بین مقادیر محاسبه شده توسط مدل‌های توربولانسی وجود داشته و مدلی که این تنش‌ها را بهتر نمایش می‌دهد دارای عملکرد بهتری است که مدل $k\omega - sst$ که نواحی با رینولدز پایین در نزدیک دیواره و رینولدز بالا را در دور از دیواره مدل می‌کند جواب بهتری را نمایش می‌دهد و همچنین دارای اختلاف کمتری نسبت به مقادیر مرجع می‌باشد.



شکل (۲۷): تغییرات نیروی برآ در زوایای حمله مختلف با مدل‌های توربولانسی $k\omega - sst$, $k\omega - BSL$, $k\omega - standard$



شکل (۲۸): تغییرات نیروی پسا در زوایای حمله مختلف با مدل‌های توربولانسی $k\omega - sst$, $k\omega - BSL$, $k\omega - standard$



شکل (۲۶): کانتورهای سرعت برای مدل‌های توربولانسی $k\omega - standard$, $k\omega - BSL$, $k\omega - sst$

با توجه به شکل ۲۸ در این شبیه‌سازی مدل $k\omega - sst$ نشان‌دهنده نیروی پسا بیشتری است، زیرا این مدل نواحی نزدیک دیواره را بهتر مدل می‌کند در نتیجه ضریب نیروی درگ را بهتر نمایش می‌دهد. در زوایای حمله پایین‌تر اثر لایه مرزی و تنش‌های مومنتومی روی جریان اصلی کمتر است در نتیجه اختلاف به کارگیری مدل‌های توربولانسی چندان قابل ملاحظه نمی‌باشد زیرا در این نواحی هنوز مقادیر تنش برشی زیادی را ایجاد نشده اما در زوایای حمله بالاتر به دلیل افزایش گرادیان فشار تأثیرات لایه مرزی زیاد گردیده و مدلی که تأثیرات لایه مرزی را بهتر نشان می‌دهد مدلی است که در نزدیک دیواره تنش برشی را بهتر لحاظ می‌کند و دور از دیواره جریان اصلی را بهتر مدل می‌نماید در نتیجه مدل $k\omega - sst$ جواب‌های بهتر و دقیق‌تری را نمایش می‌دهد. همچنین با توجه به اینکه در زوایای حمله بالا گرادیان فشار افزایش پیدا کرده اختلاف و نحوه مدل‌سازی تنش‌های رینولدز حائز اهمیت است و دارای تفاوت می‌باشد که اختلاف مقادیر نیروی درگ را بیشتر

Vol. 17, no. 5, pp. 3395-405, 2010.

5. Djellal, S. and Ouibrahim, A. "Aerodynamic Performances of Battle-Damaged and Repaired Wings of an Aircraft Model", *Journal of Aircraft*, Vol. 45, no. 6, 2008.
6. Yahyavi, M., Mani, M. and Naddaf, H. "Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics of Damaged Infinite Wings with Variation in Penetration Angle", *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 12, no. 4120, 2020.
7. Render, P. M. and Pickhaver, T. W. "The Influence of Hole Orientation on the Aerodynamics of Battle Damaged Wings", Paper presented 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. AIAA; New Orleans, USA, 2012.
8. Hayes, C. "Effects of Simulated Wing Damage on the Aerodynamic Characteristic of Swept Wing Airplane Model", *Hardpress, NASA, TMX-1550, United States, 1968.*
9. Spearman, M. L. "Wind Tunnel Studies of the Effects of Simulated Damage on the Aerodynamic Characteristics of Aeroplanes and Missiles", *Hardpress, NASA Tm-84588, United States, 1982.*
10. Render, P. M. "Aerodynamics of Battle Damaged Wings-the Influence of Flaps, Camber and Repair Schemes", *AIAA-2005 4721, 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conf., Toronto, Ontario, 2005.*
11. Robinson, K. W. and Leishman, J.G. "The Effect of Ballistic Damage on the Aerodynamic of Helicopter of Rotor Airfoils", *J. Aircraft*, Vol. 35, n. 5, pp.695-703, 1998.
12. Mani, M. and Render, P. M. "Experimental Investigation Into the Aerodynamics Characteristics of Airfoils with Triangular and star Shaped through Damage", *AIAA-2005-4978, The 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conf., Toronto, Ontario, 2005.*
13. Wilcox, D. C. "Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries", Los Angeles, Calif, USA, 2nd edition, 2004.
14. Yin, J.-L., Wang, D.-Z., Wu, Y.-L. and Walters, D. K. "A Modified $k-\varepsilon$ Model for Computation of Flows with Large Streamline Curvature", *Adv. Mech. Eng.*, Vol. 5, p. 592420, 2013.
15. Gu, X., Yin, J., Liu, J. and Wu, Y. "A Nonlinear $k-\varepsilon$ Turbulence Model Applicable to High Pressure Gradient and

۷- نتیجه گیری

هنگامی که بال اجسام پرنده مورد آسیب قرار می‌گیرد، اگر این آسیب به گونه‌ای باشد که گلوله‌ای از سطح زیرین بال وارد و از سطح فوقانی بال خارج گردد و تونلی در هنگام عبور از بال ایجاد کند، موجب عبور جریان از این تونل خواهد شد که به سبب سرعت بالای جریان گذرنده از آن، این جریان عبوری به صورت جت در می‌آید. با توجه به شکل صدمه مورد بررسی یعنی صدمه ستاره‌ای شکل با شش رأس، در زوایای حمله منفی و مثبت بالا، جریان به شدت آشفته گردیده و جت جریان عبوری از حفره ایجاد شده قوی می‌باشد. اما در زوایای حمله پایین، این جت جریان از قدرت چندانی برخوردار نیست و گردابه‌ها وسعت زیادی ندارند. از این رو توصیه می‌گردد هنگام مواجه گردیدن با صدمه در بال، جهت بقا و تداوم پرواز، پرواز در زوایای حمله پایین دنبال گردد تا پرنده از شانس بیشتری برای بازگشت موفق برخوردار باشد. همچنین در بررسی مدل‌های توربولانسی خانواده $k-\omega$ در شبیه‌سازی این تحقیق استفاده شد که مدل توربولانسی $k\omega-sst$ به سبب بررسی دقیق‌تر تنش‌های رینولدز و تنش‌های روی دیواره مقدار نیروی پسای بیشتری را در زوایای حمله بالاتر نمایش می‌دهند و نیروی برآ محاسبه شده توسط این مدل در زوایای حمله بالا نیز به همین دلیل پس از واماندگی کمتر از سایر مدل‌های به کار گرفته شده است.

۸- مراجع

1. Scott, D., Westkaemper, J., Sigal, A., and Stearman. R. "The Influence of Ballistic Damage on the Aeroelastic Characteristics of Lifting Surfaces", *AFOSR TR-80-0220, 1979.*
2. Render, P. M., Silva, S., Walton, A.J. and Mani, M. "Experimental Investigation Into the Aerodynamics of Battle Damaged Airfoils", *J. Aircraft*, Vol. 44, no. 2, pp. 539-549, 2007.
3. Saeidi, M., Ajalli, F. and Mani, M. "A Comprehensive Numerical Study of Battle Damage and Repairs Upon the Aerodynamic Characteristics of an Aerofoil", *Aeronaut. J.*, Vol. 114, no. 1158, pp. 469-484, 2010.
4. Marzabadi, F., Boroumand, B., Mani, M. and Ajalli, F. "Aerodynamic Investigation of a Damaged Airfoil with Wall Effects", *Transaction B: Mechanical Engineering,*

- Large Curvature Flow”, Math. Probl. Eng. 2014.
16. Körpe, D. S., Kanat, Ö. Ö. and Oktay, T. “Başlangıç γ Plus Değerinin Etkileri: γ -Re θ SST Türbülans Modeli Kullanılarak 3D NACA 4412 Kanadının Sayısal Analizi”, European Journal of Science and Technology, Vol. 17, no. 3, pp. 692–702, 2019.
 17. Farajollahi, A. H., Yazdani, Kh. and Naderi, A.A. “The Effect of the Geometric Parameters of the Fin on Aerodynamic Performance of Missile”, Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal, Vol. 8, no. 2, pp. 141-151, 2020, (In Persian).
 18. Ramezanizadeh, M. and Mohammadi, H. “Numerical Investigation of Aeroacoustic Phenomenon Flow over Tailless, Double, and Diamond Delta Wings, Using Large Eddy Simulation”, Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal, Vol. 5, no. 1, pp. 1-15, (In Persian).
 19. Dehghan Manshadi, M. Hejranfar K. and Farajollahi, A. H. “Effect of Vortex Generators on Hydrodynamic Behavior of an Underwater Axisymmetric Hull at High Angles of Attack”, J. Vis., Vol. 20, no. 3, p.p. 559-579, 2017.
 20. Heydari, A. and Pirhayati, Y. ““The Effect of Oscillating Flows on Aerodynamic of Two Airfoils in Tandem, Journal of Mechanical Engineering and Vibration, JVIBME_Vol. 6, no. 3, pp. 24-29, 2015, (In Persian).