



## مطالعه تجربی و عددی اثر صدمه ستاره‌ای شکل بر عملکرد آیرودینامیکی بال یک پهپاد

سهیلا عبدالمهی پور<sup>۱</sup>، محمود مانی<sup>۲</sup><sup>۱</sup> پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران  
<sup>۲</sup> دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

## تاریخچه داوری:

دریافت: ۲۸ دی ۱۳۹۴  
بازنگری: ۹ فروردین ۱۳۹۵  
پذیرش: ۲۳ فروردین ۱۳۹۵  
ارائه آنلاین: ۱۸ آبان ۱۳۹۵

## کلمات کلیدی:

بال صدمه‌دیده  
مشخصات آیرودینامیکی  
صدمه ستاره‌ای شکل  
آزمایش تونل باد  
تکنیک آشکارسازی جریان  
حل عددی

**چکیده:** این مقاله عملکرد آیرودینامیکی بال یک پهپاد را که به دلیل برخورد یک جسم مانند گلوله جنگی دچار صدمه شده است، با دو روش شبیه‌سازی عددی و تجربی مورد مطالعه قرار می‌دهد. به منظور شبیه‌سازی اثر برخورد گلوله و ایجاد گوشه‌های تیز در صدمه واقعی، از یک حفره ستاره‌ای شکل برای شبیه‌سازی صدمه استفاده شده است. مقطع بال مورد مطالعه، ایرفویل نامتقارن با شماره NACA 64<sub>1</sub>-412 در نظر گرفته شده است. در این تحقیق، اثر موقعیت صدمه در راستای دهانه بال در سه مکان مختلف سر، میانه و ریشه بال بر روی عملکرد آیرودینامیکی بال تحت زوایای حمله مختلف مطالعه شده است. در بخش تجربی این مقاله، مشخصات جریان عبوری از روی بال و صدمه، با تکنیک رنگ استاندارد آشکارسازی شده و اثرات آن بر ضرایب آیرودینامیکی ارائه شده است. به منظور بررسی قابلیت حل عددی در پیش‌بینی عملکرد آیرودینامیکی بال صدمه‌دیده، جریان اطراف بال به صورت عددی تحلیل شده و نتایج حاصل با نتایج آزمایشگاهی اعتبارسنجی و مقایسه شده است. در نتایج آشکارسازی جریان، یک جریان جت قوی و دو گردابه با چرخش خلاف جهت، متصل به صدمه ستاره‌ای شکل، در سطح مکش بال مشاهده می‌شود. نتایج نشان می‌دهد صدمه ستاره‌ای که مساحت آن حدود ۱ درصد مساحت کل بال است می‌تواند ضریب برآی بال را حدود ۶ درصد در مقایسه با بال سالم کاهش و ضریب پسا را حدود ۱۵/۷ درصد نسبت به بال سالم، افزایش دهد. همچنین صدمه باعث می‌شود بال ضریب ممان‌پیمایی منفی تری را تجربه کند. نتایج صدمه در مکان‌های مختلف نشان داد که صدمه در نزدیکی نوک بال تأثیر کمتری بر کاهش کارایی آیرودینامیکی بال دارد.

## ۱- مقدمه

یکی از مهم‌ترین مسائلی که در طراحی یک پهپاد در نظر گرفته می‌شود سالم ماندن و قابلیت نجات آن در شرایط اضطراری است. بقای یک هواپیما در شرایط آسیب فیزیکی بستگی به میزان آسیب‌پذیری آن نسبت به صدمه‌ای دارد که بر آن ایجاد شده است [۱-۲]. صدمه ممکن است به وسیله سلاح‌های کوچک و یا آتش‌بارهای ضد هوایی، بر بال هواپیما ایجاد شده باشد [۳]. بی‌شک صدمه‌ای که باعث از دست رفتن بخش فیزیکی بال یا سطوح کنترل پرواز شود، در کاهش عملکرد آیرودینامیکی بال و کارایی سطوح کنترل پرواز مؤثر است و باعث کاهش توانایی پرواز خواهد شد به طوری که شانس بازگشت موفقیت‌آمیز و فرود سالم آن در حد قابل‌توجهی کاهش می‌یابد. بنابراین انجام آزمایش‌های تونل باد و بهره بردن از روش‌های عددی در طراحی بهینه سطوح آیرودینامیکی یک پهپاد، می‌تواند به پیش‌بینی تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بال صدمه‌دیده و در نهایت حفظ بقای هواپیما و کاهش خسارات جبران‌ناپذیر کمک نماید. تاکنون تحقیقات محدودی در زمینه تأثیرات صدمه روی بال بر ضرایب آیرودینامیکی انجام شده است و عمده کارهای ارائه شده محدود به داده‌های منتشر شده توسط چند تیم تحقیقاتی می‌باشد.

از اولین مطالعات اثرات صدمه بال می‌توان به نتایج حاصل از تحقیقات

هایس [۴] در سال ۱۹۶۸ اشاره نمود که مشخصات آیرودینامیکی بال صدمه دیده یک مدل هواپیما با بال پس‌گرا در ناسا را انجام داده و نتایج آن را به صورت گزارش فنی ارائه نمود. پس از هایس نیز مطالعاتی در زمینه تأثیرات صدمه گلوله جنگی واقعی بر مشخصات آیرودینامیکی [۵]، مشخصات آیرودینامیکی بال هواپیما [۶-۷] و همچنین مشخصات پایداری و کنترل هواپیما [۸] انجام گرفت. اسپیرمن [۹] در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا، نتایج مطالعاتش را که نشان‌دهنده اثرات صدمه بر عملکرد آیرودینامیکی هواپیماها و موشک‌ها بود، ارائه کرده و در آن صدمه روی مدل‌های تونل باد را که به صورت از بین رفتن همه و یا بخشی از بال و دم‌های عمودی و افقی بود، شبیه‌سازی نمود. این تحقیقات دو هدف اصلی داشت، اول بررسی خطرات احتمالی و دوم تعیین محدوده صدمه‌ای که برای موشک یا هواپیما قابل تحمل باشد و به آنها اجازه بازگشت به قلمروی شخصی و یا اتمام مأموریت را می‌دهد. ایروین و همکاران [۳] در دانشگاه لافبورو انگلستان تحقیقاتی را روی خواص آیرودینامیکی بال صدمه‌دیده ناشی از گلوله انجام دادند. در این تحقیق، بال نامحدود توپر و صدمه با هندسه دایروی برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شد. صدمه در وسط دهانه بال و در موقعیت‌های مختلف روی وتر بال مدل‌سازی شد. در این آزمایش‌ها استقلال نتایج از طول وتر بال، ابعاد صدمه و محل قرارگیری صدمه روی بال مورد بررسی قرار گرفت. نتایج

که شکل سوراخ تأثیر زیادی روی جریان جت خروجی از آن دارد و مقاطع جت با هندسه غیر دایروی، بیشترین اثر اختلاطی را در جریان دارند [۲۴]. از اینرو تحقیقی در زمینه صدمه مثلی نیز انجام شده و نتایج آن ارائه شده است [۲۵]. با توجه به این موارد و ذکر این موضوع که گلوله‌های جنگی و اثرات ترکش آنها، گوشه‌های تیزی در بدنه ایجاد می‌کنند، در این تحقیق از صدمه ستاره‌ای شکل برای صدمه استفاده شده است تا شکلی نزدیک به واقعیت برای مطالعه در نظر گرفته شود و حساسیت نتایج نسبت به هندسه سوراخ صدمه و جت عبوری از آن بررسی شود. در کار حاضر برای مطالعه اثرات صدمه، از هر دو روش تجربی و عددی استفاده و روش عددی با نتایج آزمایش تونل باد صحنه‌گذاری شده است. همچنین به منظور مطالعه بهتر جریان اطراف صدمه در حالت سه‌بعدی، موقعیت صدمه در مکان‌های مختلف ریشه، میانه و نوک دهانه بال تحقیق شده است.

## ۲- تجهیزات آزمایشگاهی و مشخصات مدل و تونل باد

در این تحقیق به منظور بررسی اثر صدمه بر مشخصات آیرودینامیکی بال نسبت به بال سالم، دو نمونه بال سالم و بال صدمه‌دیده، در تونل باد مورد آزمایش قرار گرفته و ضرایب آیرودینامیکی آن استخراج شده است. مطالعات آزمایشگاهی مورد نظر در یک تونل باد مدار باز واقع در دپارتمان مهندسی خودرو و هوانوردی دانشگاه لافورور در انگلستان انجام شده است. محفظه آزمون این تونل باد دارای ابعاد  $۱/۳۲ \times ۱/۹۲$  متر و درجه اغتشاشات آن  $۰/۱۵$  درصد می‌باشد [۲۶]. اندازه‌گیری نیروی مورد نظر توسط یک بالانس شش مؤلفه‌ای که در زیر مقطع آزمایش قرار دارد، انجام شده است. دقت هر مؤلفه  $۰/۰۱$  درصد در اندازه‌گیری نیرو می‌باشد. آزمایش‌ها روی دو مدل بال سالم و بال صدمه‌دیده، در سرعت  $۴۰$  متر بر ثانیه و با عدد رینولدز حدود  $۵۷۰۰۰۰$  انجام شده است. مقطع بال از نوع ایرفویل نامتقارن ناکا با شماره  $NAACA64_412$  است و ابعاد وتر بال به طول  $۲۰۰$  میلی‌متر و نیم‌دهانه بال به طول  $۸۰۰$  میلی‌متر می‌باشد. مدل بال در وسط عرض و طول محفظه آزمون تونل باد قرار گرفته است به طوری که یک سمت به دیواره تونل متصل بوده و از سمت دیگر  $۰/۵۲$  متر از دیواره فاصله دارد.

به منظور شبیه‌سازی صدمه گلوله بر روی بال، صدمه به شکل یک سوراخ گذرنده از بال مدل شده است. همچنین به منظور بررسی اثر گوشه‌های تیز، هندسه مقطع صدمه به شکل ستاره‌ای در نظر گرفته شده است. از آنجایی که مطالعات قبلی نشان داده است که صدمات دایروی با قطر کمتر از  $۲۰$  درصد وتر، اثر قابل‌ملاحظه‌ای بر ضرایب آیرودینامیکی ایجاد نمی‌کند [۱۴]. مساحت این ستاره برابر مساحت مقطع دایره به قطر  $۴۶$  میلی‌متر ( $۲۳$  درصد وتر) در نظر گرفته شده است. مرکز هندسه این ستاره در میانه وتر قرار دارد. در این آزمایش‌ها از تکنیک رنگ استاندارد که ترکیبی از دی‌اکسید تیتانیوم، پارافین و روغن بذر کتان است، برای آشکارسازی جریان روی بال استفاده شده است. در شکل ۱، محفظه آزمون و مدل نصب شده در آن نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود بال از یک طرف به

نشان داد مکان‌های  $۲۵$  درصد و  $۵۰$  درصد از وتر، مکان‌های بسیار حساس نسبت به صدمه هستند و بر ضریب برآ، پسا و ممان‌پیچشی بیشتر از صدمه لبه حمله و لبه فرار تأثیر می‌گذارند و تأثیرات صدمه در این محدوده مستقل از اعداد رینولدز جریان است. در ادامه این تحقیقات، ایروین و همکاران [۱۰] تأثیر سازه داخلی را بر مشخصات آیرودینامیکی بال‌های صدمه‌دیده جنگی تحقیق کردند. رابینسون و لیمن [۱۳-۱۱] اثرات آیرودینامیکی صدمه بر روی پره هلیکوپتر را مطالعه نمودند. نتایج تحقیقات آنها نشان داد بیشترین افت آیرودینامیکی در زمانی که صدمه روی ناحیه جلویی پره قرار گرفته باشد، اتفاق می‌افتد. ایروین و رندر [۱۴] روش‌های تجربی قابل استفاده در شبیه‌سازی صدمات جنگی بر روی بال و همچنین فرضیات پایه و کلیدی مورد استفاده در این مدل‌سازی را ارائه نمودند. تحقیقاتی در زمینه تأثیر فلپ و انتحالی پروفیل بال بر روی مشخصات آیرودینامیکی بال‌های صدمه‌دیده انجام شد [۱۵]. مانی و رندر [۱۶]، تأثیر صدمه‌هایی با اشکال مختلف را بر مشخصات آیرودینامیکی یک بال نامحدود با استفاده از اندازه‌گیری فشار و نیرو، در مکان‌های مختلفی از وتر بال، مورد تحقیق قرار داده و نتایج را با یکدیگر و همچنین با ایرفویل بدون صدمه مقایسه نمودند. شاه [۱۷] نیز ضرایب آیرودینامیکی سطوح مختلف آیرودینامیکی یک هواپیمای صدمه دیده را به منظور بررسی تغییر پایداری پرواز بررسی نمود. در سال‌های اخیر، روش‌های عددی نیز برای پیش‌بینی اثر صدمه بر مشخصات آیرودینامیکی یک ایرفویل مورد استفاده قرار گرفته و اثرات دیواره تونل باد بر نتایج بررسی شد [۱۸-۱۹]. علاوه بر این مطالعه‌ای در خصوص اثر تعمیر صدمه بر احیاء مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل صورت گرفته است که در آن، صدمه به سه روش تعمیر و میزان اثرگذاری تعمیر بر کارایی بال مورد بررسی قرار گرفته است [۲۰]. کی چون کیم و همکاران [۲۱-۲۲] اثر صدمه بال روی مشخصه‌های دینامیک پروازی یک وسیله پرنده بی‌سرنشین را مورد بررسی قرار دادند. آنها نشان دادند که صدمه به شکل نامتقارن بر روی بال پرنده بی‌سرنشین سبب کند شدن حرکت رول و همچنین ناپایداری محوری می‌شود.

عمده کارهای انجام‌شده در زمینه مطالعه صدمه بال، تا به امروز به بال‌هایی با جریان دوبعدی و یا شکل‌های ساده دایروی [۲۳]، محدود می‌شوند که البته تأثیرات آیرودینامیکی جریان عبوری از صدمه، در یک بال دوبعدی به خوبی تشریح نمی‌شود. لذا در تحقیق حاضر برای تجزیه و تحلیل دقیق‌تر، اثرات صدمه روی جریان عبوری از یک بال سه‌بعدی مطالعه شده است. بدین وسیله تأثیر صدمه به صورت سه‌بعدی، برخی از مشخصه‌های جریان مثل گردابه‌های القایی سربال و جریان عرضی روی بال را در اختیار قرار می‌دهد که در حالت دوبعدی دیده نمی‌شوند. از موارد دیگری که در این تحقیق بررسی شده است شکل سوراخ صدمه است. در حقیقت باید گفت که صدمه جنگی واقعی تصادفی است و شکل آن به زاویه نسبی برخورد، سرعت برخورد و محل برخورد بستگی دارد و شکل‌های متفاوتی در عمل می‌توان برای شکل صدمه متصور شد. آزمایشات تجربی نشان می‌دهند

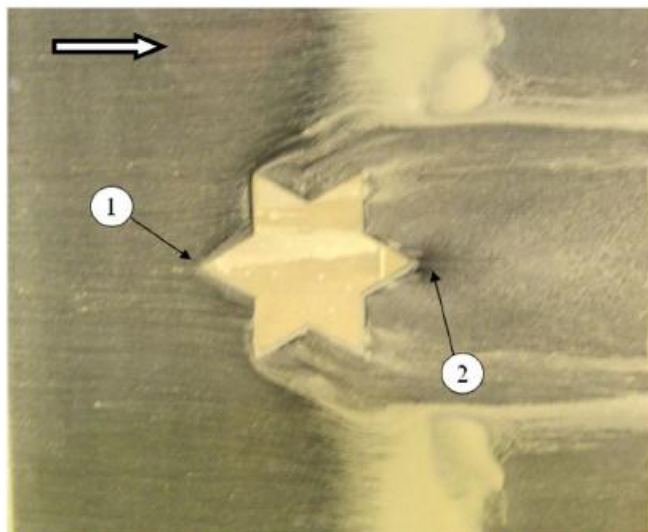


Fig. 2. Flow visualization on upper side of wing at 0° angle of attack

شکل ۲: خطوط مسیر جریان از نمای بالایی بال در زاویه حمله صفر درجه

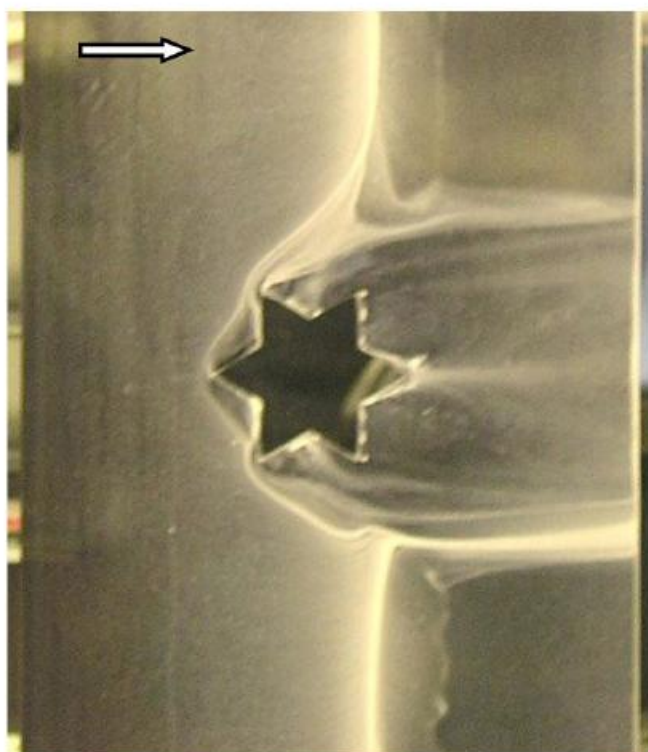


Fig. 3. Flow visualization on upper side of wing at 2° angle of attack

شکل ۳: خطوط مسیر جریان از نمای بالایی بال در زاویه حمله ۲ درجه

شکل جاری می‌شود. در زاویه حمله صفر درجه این اختلاف فشار کم است و در نتیجه جریان کمی به طرف سطح مکش بال کشیده می‌شود و در نتیجه گردابه تشکیل شده در ناحیه پشت صدمه ستاره‌ای شکل کوچک است. در این نوع صدمه تحت زوایای حمله کم، جت خروجی از صدمه جت ضعیف است. با توجه به شکل ۲ یک جدایش اولیه ضعیف در نقطه ۱ به وجود می‌آید که ناشی از گرادیان فشار مثبت ناشی از نشت کردن جریان به روی بال است. همچنین در پشت نقطه انتهایی تیز صدمه، جت خروجی ضعیف در

دیواره محدود شده و از طرف دیگر آزاد است تا شرایط یک بال سه‌بعدی فراهم شود.

کلیه داده‌برداری‌های نیرو و ممان مورد نظر به منظور تکرارپذیری نتیجه‌ها حدود ۳ بار در هر مرحله تکرار شد. با این تکرار یک خطای نسبی کمتر از ۲/۵ درصد برای متوسط مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در هر نقطه تخمین زده شد.



Fig. 1. Installed model in the wind tunnel test section

شکل ۱: محفظه آزمون تونل باد و مدل بال نصب شده در آن

### ۳- آشکارسازی جریان عبوری روی بال صدمه‌دیده

در این بخش مشخصات جریان عبوری روی بال صدمه‌دیده در زوایای حمله صفر تا ۷ درجه آشکارسازی شده است. برای این منظور از تصاویر آزمایش تونل باد که با استفاده از تکنیک رنگ استاندارد آشکارسازی شده استفاده شده است.

شکل‌های ۲ تا ۵ آشکارسازی جریان عبوری روی بال صدمه‌دیده در زوایای حمله صفر تا ۷ درجه را از نمای روی بال برای صدمه میانه در مکان ۴۵۰ میلی‌متری از ریشه بال، نشان می‌دهد. در تمامی این تصاویر همان‌طور که جهت پیکان نشان می‌دهد، جریان آزاد از سمت چپ به سمت راست تصویر در حرکت است. به علت بیشتر بودن فشار در زیر بال نسبت به فشار در روی بال، جریانی از زیر بال به طرف روی بال در قسمت صدمه ستاره‌ای

در زاویه حمله ۷ درجه در شکل ۵، با توجه به اختلاف فشار بیشتر در زیر و روی بال، جریان نفوذپذیر از زیر بال به طرف سطح مکش بال قوی‌تر شده و دو گردابه در پشت صدمه ستاره‌ای شکل تشکیل می‌شود. همان‌گونه که از شکل مشاهده می‌شود جدایش اولیه‌ای در نقطه ۱ حاصل می‌شود که خط جدایش جلویی<sup>۱</sup> نام دارد و در نقطه ۲ جدایش ثانویه‌ای در اثر قوی شدن جت خروجی در قسمت انتهایی صدمه ایجاد می‌شود. این ناحیه خط جدایش ثانویه<sup>۲</sup> نام دارد. جریان بعد از صدمه با ایجاد دو گردابه بزرگ در ناحیه ۳ ادامه می‌یابد. این دو گردابه به نام گردابه با چرخش خلاف جهت<sup>۳</sup> نام گرفته است. قدرت و موقعیت مرکز این گردابه‌ها با قدرت جت ایجاد شده توسط صدمه متناسب است. این دو گردابه بزرگ که دارای جریان برگشتی است، جریان ناشی از سطح فشاری بال را به طرف سطح مکش بال می‌کشد و تحت برخوردش با جریان آزاد ناحیه ۴ را ایجاد می‌کند. به محض برخورد دو گردابه با جت صدمه، این جریان برگشتی (معکوس) در مکان ۵ جدا می‌شود و به سمت داخل جت کشیده می‌شود. خط جدایش جریان در مکان ۵ در زاویه حمله بالا، به طور واضح مشخص شده است و دو جت جدایی که در زوایای حمله پایین مشخص شده بودند، هم اکنون به طور مؤثری با هم ترکیب شده‌اند و تشکیل یک جت واحد را داده‌اند. عرض جت به وسیله دو گردابه کوچکی که در پشت دو رأس کناری پشتی ستاره در مکان ۶ واقع شده‌اند، نمایان می‌شود. در پایین دست صدمه، جریان در جهت جریان آزاد حرکت می‌کند و از ناحیه حباب جدایش آرام<sup>۴</sup> که ویژگی این نوع ایرفویل است، عبور می‌کند.

همان‌طور که مشاهده شد در زوایای حمله بالاتر گردابه‌های بزرگ ایجاد شده و در نتیجه حباب بزرگی در روی سطح بال و ناحیه پشت صدمه تشکیل می‌شود که بلافاصله از پشت صدمه به سمت لبه فرار بال گسترده شده است. در این ناحیه، جریانی کاملاً سه‌بعدی با یک جریان برگشتی وسیع پدید می‌آید. این نوع جریان، جت قوی نامیده شده است.

#### ۴- مدل‌سازی عددی و تولید شبکه محاسباتی

به منظور شبیه‌سازی عددی اثر صدمه بر عملکرد ایرودینامیکی بال، دو نمونه بال سالم و بال صدمه‌دیده مدل‌سازی و مورد حل قرار گرفته است. از آنجایی که در این تحقیق نتایج حل عددی با نتایج آزمایش تونل باد مقایسه شده، ابعاد بال در شبیه‌سازی عددی با ابعاد مدل آزمایش شده در تونل باد یکسان است و ابعاد وتر بال به طول ۲۰۰ میلی‌متر و نیم‌دهانه بال به طول ۸۰۰ میلی‌متر می‌باشد. هندسه مقطع ایرفویل نامتقارن بال ناکا با شماره NACA 64<sub>1</sub>-412 می‌باشد که به کمک مشخصات ۱۴۰ نقطه ایجاد شده است. به منظور مقایسه بهتر نتایج عددی و تجربی، دیواره‌های طرفین مقطع آزمایش تونل باد نیز در مدل‌سازی لحاظ شده است. ابعاد هندسی مقطع

قسمت ۲ مشخص است. با افزایش زاویه حمله تا ۲ درجه در شکل ۳ حالت گذار به آشفتگی دیده می‌شود و در زاویه حمله ۴ درجه در شکل ۴، آشفتگی در جریان به خوبی مشاهده می‌شود.

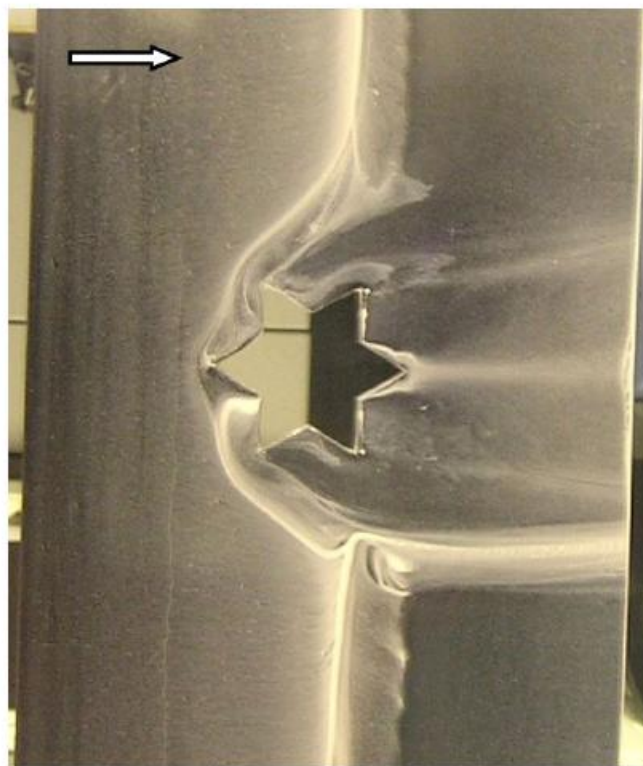


Fig. 4. Flow visualization on upper side of wing at 4° angle of attack  
شکل ۴: خطوط مسیر جریان از نمای بالایی بال در زاویه حمله ۴ درجه

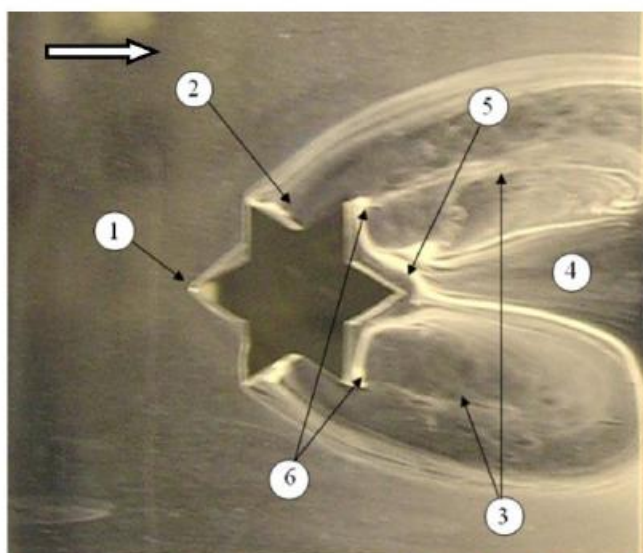


Fig. 5. Flow visualization on upper side of wing at 7° angle of attack  
شکل ۵: خطوط مسیر جریان از نمای بالایی بال در زاویه حمله ۷ درجه

- 1 Forward separation line
- 2 Secondary separation line
- 3 Contra rotating vortex
- 4 Laminar separation bubble

استفاده شده است. فاصله اولین گره شبکه لایه مرزی تا سطح دیواره بال معادل  $0.00085$  متر در نظر گرفته شده که  $Y^+$  حدود ۳۰ را نتیجه می‌دهد. کیفیت شبکه محاسباتی از نمای جانبی و داخل سوراخ صدمه در شکل ۸ و ۹ نشان داده شده است.

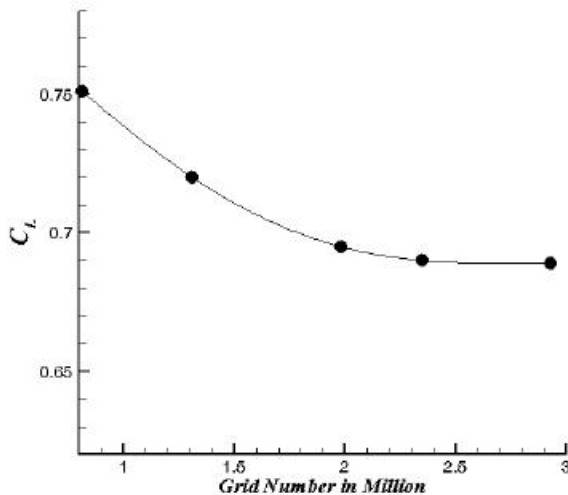


Fig. 7. Grid independency study at 6° angle of attack

شکل ۷: بررسی استقلال از شبکه در زاویه حمله ۶ درجه برای یک بال صدمه دیده

شبیه‌سازی عددی به صورت جریان پایا و سه‌بعدی و با استفاده از معادلات ناویر-استوکس، توسط نرم‌افزار فلونت نت انجام شده است. در این شبیه‌سازی از حل‌کننده فشار مینا و روش گسسته‌سازی مرتبه دوم استفاده شده است. از آنجایی که جریان با عدد ماخ کمتر از  $0.3$  مدنظر است، معادلات جریان و مدل‌های فیزیکی در این مسئله بر اساس جریان غیرقابل تراکم در نظر گرفته شده است. مقادیر فشار شرایط کاری معادل  $101325$  پاسکال در نظر گرفته شده است. از آنجایی که جریان هوا غیرقابل تراکم است، تغییرات دما در آن مطرح نیست بنابراین، استفاده از چگالی ثابت  $1/225$  کیلوگرم بر متر مکعب مناسب است. در این مسئله لزجت به صورت مقدار ثابت  $1.7894 \times 10^{-5}$  کیلوگرم بر متر-ثانیه در نظر گرفته شد. برای شبیه‌سازی جریان مغموش از مدل  $k-\epsilon$  استاندارد که دارای قابلیت‌های اثبات شده در مسائل مهندسی مشابه این تحقیق است، استفاده شده است [۲۷-۲۸]. این مدل از مدل‌های دو معادله‌ای است که بر فرض بوزینسک استوار است و بر مبنای آن تنش رینولدز با گرادیان سرعت متوسط جریان متناسب است. شرایط مرزی در این مسئله بر اساس هندسه و نوع تحلیل، مطابق شکل ۱۰، مرز ورودی سرعت (رنگ طوسی روشن)، مرز خروجی فشار (رنگ طوسی روشن) و دیواره (بال و صفحات به رنگ طوسی تیره) به کار رفته‌اند. مشخصات جریان در مرزها عبارتند از سرعت جریان آزاد  $40$  متر بر ثانیه، شدت توربولانس  $0.15$  درصد که دقیقاً برابر مقدار معادل آن در آزمایش تونل باد است. طول مشخصه نیز  $0.2$  متر معادل طول وتر بال در نظر گرفته شده است. هر دو مدل بال سالم و بال صدمه دیده در شرایط یکسان حل شده است. معیار همگرایی حل

آزمایش تونل باد  $1/32$  متر در ارتفاع و  $1/92$  متر در عرض است و مدل بال در وسط عرض و طول محفظه آزمون تونل قرار گرفته است. مدل از یک سمت به دیواره تونل متصل است و از سمت دیگر  $0.52$  متر از دیواره فاصله دارد. زاویه حمله مورد نظر  $0$ ،  $1$ ،  $2$  و  $6$  درجه بوده که در حل عددی از طریق تغییر زاویه بال نسبت به دیواره‌ها، در مدل‌های هندسی مجزا، ایجاد شده است.

به منظور شبیه‌سازی صدمه گلوله بر روی بال، صدمه به شکل یک سوراخ گذرنده از بال مدل شده است. همچنین به منظور بررسی اثر گوشه‌های تیز، هندسه مقطع صدمه به شکل ستاره‌ای در نظر گرفته شده است. همان‌طور که در بخش قبل بیان شد مساحت این ستاره برابر مساحت مقطع دایره به قطر  $46$  میلی‌متر (۲۳ درصد وتر) است. مرکز هندسه این ستاره در میانه وتر قرار دارد. صدمه در ابتدا در موقعیت میانه دهانه بال بررسی شده است. سپس، بعد از اطمینان از مدل‌سازی مناسب به منظور بررسی اثر سه‌بعدی جریان، صدمه در دو مکان دیگر ریشه و نوک بال نیز بررسی شده است. صدمه برای هر یک از موقعیت‌های ریشه، میانه و نوک به ترتیب در فواصل  $150$ ،  $450$  و  $650$  میلی‌متر از ریشه بال، مدل‌سازی شده است. شکل ۶ مدل عددی بال صدمه‌دیده را در مکان  $450$  میلی‌متری از ریشه بال نشان می‌دهد.

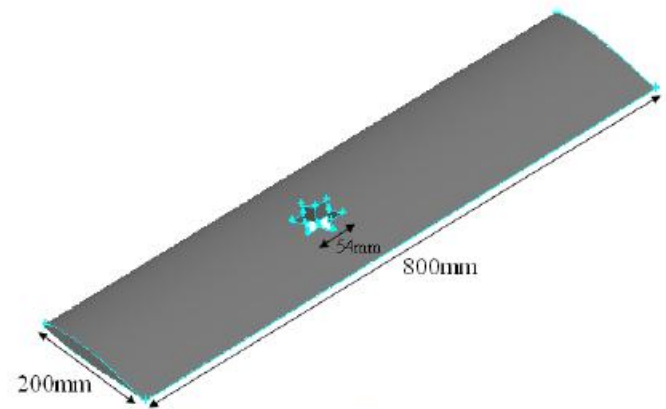


Fig. 6. Geometry of damaged wing

شکل ۶: مدل هندسی بال صدمه‌دیده

به دلیل پیچیدگی هندسه صدمه از شبکه بی‌سازمان برای تولید شبکه محاسباتی جریان اطراف بال استفاده شده است. بررسی استقلال نتایج از شبکه برای ۵ شبکه محاسباتی مختلف با تعداد المان  $0.8$  تا حدود  $2/93$  میلیون بررسی شده است. از آنجایی که در این بررسی تغییر ضریب نیروی برآ در مشخصات آیرودینامیکی بال هواپیما بسیار حائز اهمیت است، این پارامتر برای بررسی استقلال نتایج از شبکه استفاده شده و نتایج آن در شکل ۷ ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش تعداد المان‌های شبکه از  $2/35$  به  $2/93$  میلیون تغییر چشم‌گیری در نتایج حاصل نشده است. بنابراین در این تحقیق برای صرف زمان کمتر، از شبکه با تعداد المان  $2/35$  میلیون استفاده شده است. برای اطمینان از دقیق بودن خواص آیرودینامیکی سیال در نزدیکی دیواره بال، تا حد امکان شبکه‌بندی از نوع لایه‌مرزی

عددی، رسیدن باقیمانده حل به مرتبه  $10^{-6}$  برای مؤلفه‌های سرعت و فشار و برقراری بالانس جرمی بین مرزهای ورودی و خروجی که با انتگرال‌گیری ذبی جرمی روی این مرزها در هر تکرار بررسی می‌شود، در نظر گرفته شده است.

### ۵- صحنه‌گذاری نتایج حل عددی با استفاده از نتایج آزمایش تونل باد

شکل‌های ۱۱ و ۱۲ نتایج ضریب برآ و پسای حل عددی بال سالم را در مقایسه با نتایج تجربی آزمایش تونل باد نشان می‌دهد. با توجه به این نمودارها، ضریب برای محاسبه شده در کار عددی دقت قابل قبولی را در مقایسه با نتایج تجربی از خود نشان می‌دهد. ضریب پسای حل عددی در شکل ۱۲ نیز به لحاظ رفتار با نتایج تجربی همخوانی دارد. اختلاف بین این نتایج ناشی از عدم قطعیت در داده‌های تجربی ناشی از ابزار داده‌برداری و همچنین خطای حل عددی در شبیه‌سازی جریان آشفته می‌باشد. علت تخمین بهتر ضریب برآ نسبت به ضریب پسا این است که در محاسبه نیروی برآ اهمیت نیروهای فشار که ماهیتی غیرلزج دارد خیلی بیشتر از نیروهای لزج است و در محاسبه ضریب پسا که سهم نیروهای لزج قابل‌توجه‌تر است مدل‌های توربولانسی خطای بیشتری از خود بروز می‌دهند. به همین دلیل ضریب برآی ناشی از تخمین عددی در مقایسه با ضریب پسا به مقادیر تجربی اندازه‌گیری شده نزدیک‌تر است.

در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ نیز نتایج بال صدمه‌دیده در مقایسه با نتایج تجربی آزمایش تونل باد نشان داده شده است. همان‌طور که پیش از این بیان شد، ابعاد و مشخصات بال آزمایش شده در تونل باد، با مدل هم‌ارزشان که مورد تحلیل نرم‌افزاری واقع شده‌اند، مشابه می‌باشد. همچنین سعی شده است تا خواص فیزیکی و شرایط کاری و شرایط مرزی تا حد امکان مشابه شرایط آزمایش باشد. با توجه به شکل ۱۳ ضریب برآی بال صدمه دیده در

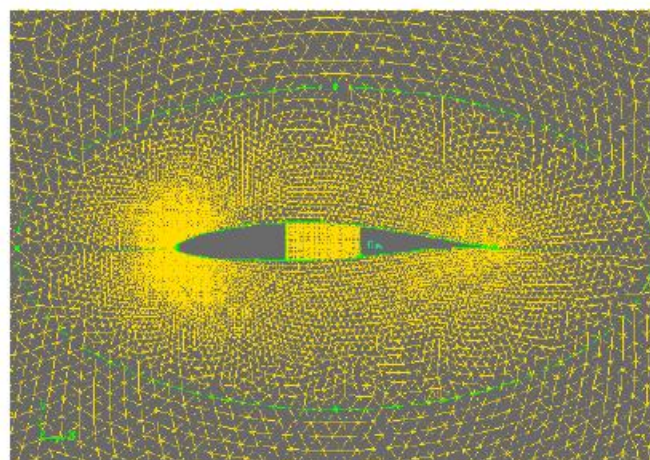


Fig. 8. Side view of the unstructured grid around the wing near damage center line

شکل ۸: کیفیت شبکه محاسباتی در اطراف بال سه‌بعدی و در ناحیه صدمه از نمای جانبی

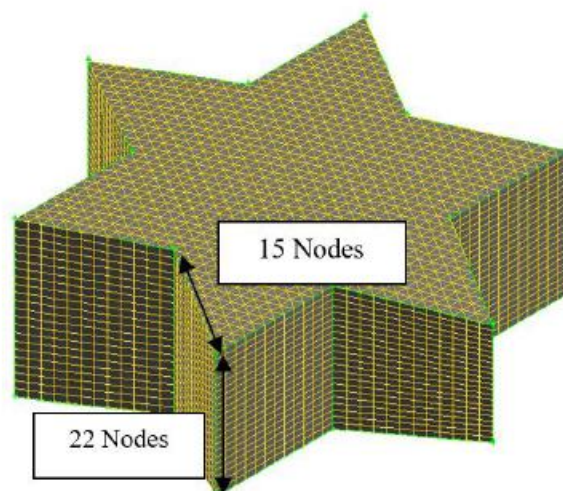


Fig. 9. Quality of the grid inside the damage

شکل ۹: کیفیت شبکه محاسباتی در داخل سوراخ صدمه ستاره

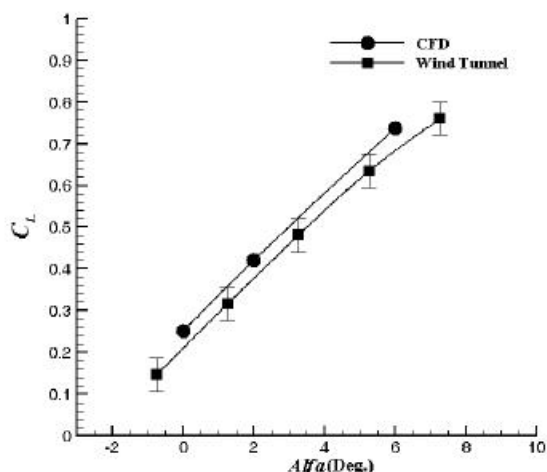


Fig. 11. Comparison between numerical and experimental results of lift coefficient for undamaged wing

شکل ۱۱: ضریب نیروی برآ بال سالم، نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد

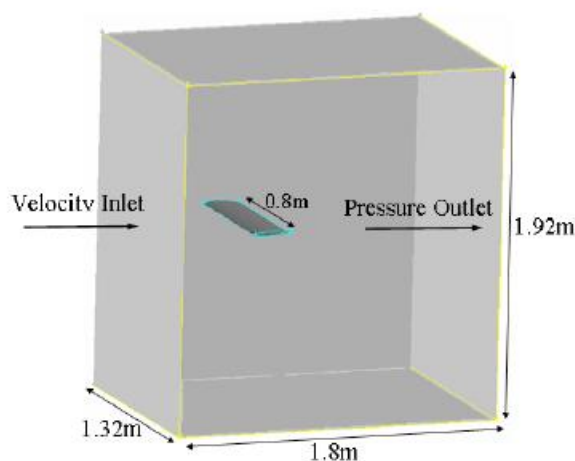


Fig. 10. Geometry of numerical simulation domain and boundary conditions

شکل ۱۰: شرایط مرزی در حل عددی

### ۶- بررسی اثر موقعیت مکانی صدمه در راستای دهانه پال بر ضرایب آیرودینامیکی

در این بخش اثر وجود صدمه در مکان‌های مختلف در راستای دهانه پال بر مشخصات آیرودینامیکی پال مورد مطالعه عددی قرار گرفته است. به این منظور صدمه در مکان‌های ۱۵۰ میلی‌متر، ۴۵۰ میلی‌متر و ۶۵۰ میلی‌متر از ریشه پال مدل‌سازی شده است. در این نمودارها ضرایب آیرودینامیکی نیرویی و ممان‌پیچشی برای پال سالم نیز ارائه شده است تا تغییرات ضرایب در اثر صدمه، قابل مقایسه با پال سالم باشد.

نمودار شکل ۱۵ تغییرات ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله را برای پال سالم و پال‌های صدمه‌دیده در مکان‌های مختلف نشان می‌دهد. با توجه به این نمودارها مشاهده می‌شود علاوه بر این که وجود صدمه بر پال موجب افت نیروی برآ شده است، شیب منحنی ضریب برآ را کاهش داده است. یعنی صدمه در زوایای حمله بالاتر تأثیر بیشتری بر نیروی برآی پال دارد و افت بیشتری را سبب می‌شود. همان‌طور که در بخش قبل ذکر شد، دلیل اصلی این مسئله، آن است که در زاویه حمله بالا، جریان بیشتری از سطح فشاری پال به سمت سوراخ صدمه کشیده شده و به سطح مکش پال نفوذ می‌کند. بنابراین از اختلاف فشار دو سطح بالا و پایین پال که عامل ایجاد نیروی برآ است کاسته شده و ضریب برآ کاهش می‌یابد. این موضوع در دو شکل ۱۶ و ۱۷ که خطوط مسیر جریان را به ترتیب برای دو زاویه حمله صفر و ۶ درجه از نمای جانبی پال نشان می‌دهد، مشاهده می‌شود.

همچنین مقایسه بین پال‌های صدمه‌دیده مختلف در شکل ۱۵ نشان می‌دهد که صدمه ایجاد شده در نزدیک نوک پال تأثیر کمتری در کاهش ضریب برآ دارد. این موضوع به آن علت است که در پال سه‌بعدی توزیع برآ به گونه‌ای است که در نزدیک ریشه پال برای بیشتری نسبت به نوک پال که تحت تأثیر گردابه‌های القایی است، وجود دارد. توزیع نیروی برآ بر روی

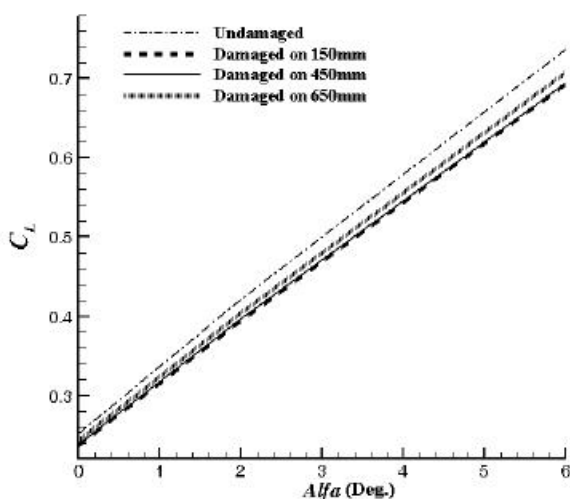


Fig. 15. The lift coefficient for undamaged and damaged wing in different span positions

شکل ۱۵: مقایسه ضریب نیروی برآی پال صدمه‌دیده در سه موقعیت ریشه، میانه و نوک پال با پال سالم

حالت عددی مقادیر و رفتار مناسبی را در مقایسه با نتایج تجربی از خود نشان می‌دهد.

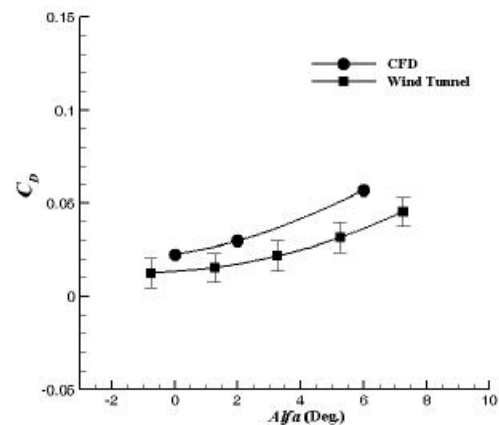


Fig. 12. Comparison between numerical and experimental results of drag coefficient for undamaged wing

شکل ۱۲: ضریب نیروی پسا پال سالم، نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد

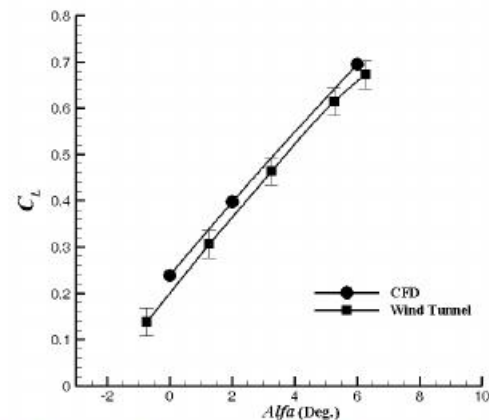


Fig. 13. Comparison between numerical and experimental results of lift coefficient for damaged wing on 450 mm

شکل ۱۳: ضریب نیروی برآ پال صدمه‌دیده در مکان میانه، نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد

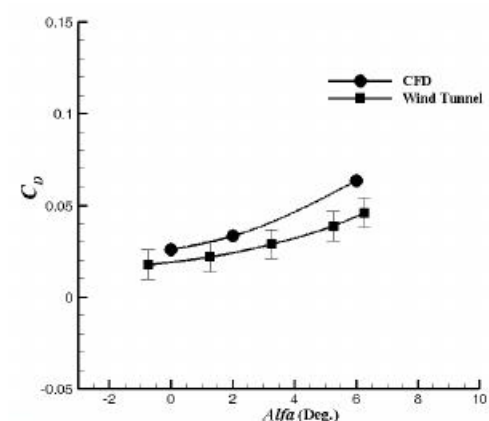


Fig. 14. Comparison between numerical and experimental results of drag coefficient for damaged wing on 450 mm

شکل ۱۴: ضریب نیروی پسا پال صدمه‌دیده در مکان میانه، نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد

این ساختار گردابه‌ای با افزایش زاویه حمله، منطقه وسیع‌تری از بال را در بر می‌گیرد. افزایش ضریب پسا در بدترین حالت صدمه برای زاویه حمله ۶ درجه حدود ۱۱/۷ درصد است. این مقدار برای زاویه حمله صفر درجه حدود ۱۵/۷ درصد می‌باشد که در مقایسه با نتایج صدمه مغلی [۲۵] حدود ۱۲ درصد افزایش دارد. نتیجه قابل توجه دیگر این است که با دور شدن صدمه از ریشه بال به سمت نوک بال، میزان اثرگذاری صدمه بر ضریب پسای بال نیز مشابه ضریب برآ کاهش می‌یابد.

شکل ۱۹ نیز نمودار مقادیر ضریب ممان‌پیچشی (محاسبه شده حول ربع وتر بال) بال‌های صدمه دیده در سه موقعیت ریشه، میانه و نوک بال را در مقایسه با بال سالم نشان می‌دهد. اندازه ضریب ممان‌پیچشی بال صدمه‌دیده از بال سالم بزرگتر است و به بیان دیگر ضریب ممان‌پیچشی بال صدمه‌دیده نسبت به بال سالم منفی‌تر شده است. این مسأله دو موضوع را روشن می‌کند: اول اینکه مرکز فشار آیرودینامیکی بال در اثر صدمه تغییر مکان نموده است. ثانیاً بال صدمه‌دیده با شیب ضریب ممان‌پیچشی منفی‌تر، شرایط پایدارتری نسبت به بال سالم پیدا کرده است و مانورپذیری را کاهش می‌دهد. مقدار قدرمطلق ضریب ممان‌پیچشی بال صدمه‌دیده در ماکزیمم حالت حدود ۳/۵ درصد در مقایسه با بال سالم افزایش یافته است. موقعیت مکانی صدمه در راستای دهانه بال تاثیر چندانی بر روی ضریب ممان‌پیچشی ندارد.

شکل ۲۰ تغییرات نسبت نیروی برآ به پسای بال صدمه دیده بر حسب زاویه حمله برای صدمه‌های نزدیک ریشه، میانه و نوک بال و مقایسه آنها با بال سالم مشابه را نشان می‌دهد. نتایج بیانگر این است که صدمه تا حدود ۱۹ درصد نسبت ضریب برآ به پسا را کاهش می‌دهد.

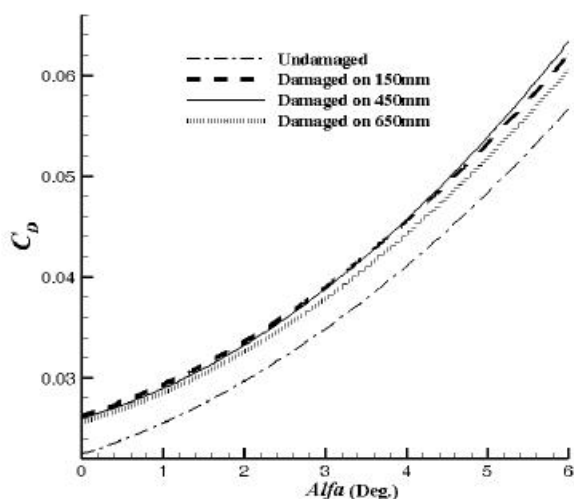


Fig. 18. The drag coefficient for undamaged and damaged wing in different span positions

شکل ۱۸: مقایسه ضریب نیروی پسای بال صدمه‌دیده در سه موقعیت ریشه، میانه و نوک بال با بال سالم

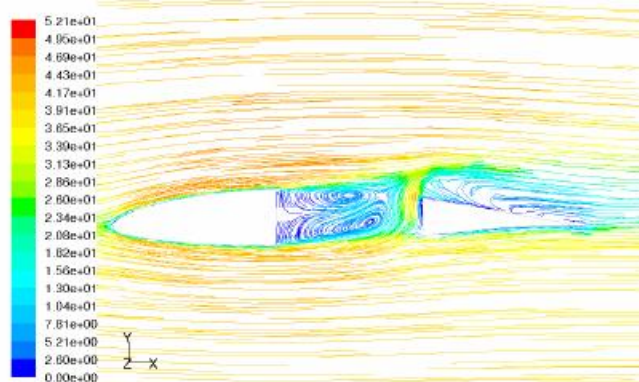


Fig. 16. Numerical result, side view of path lines colored by velocity magnitude on damage center line at 0° angle of attack

شکل ۱۶: خطوط مسیر جریان از نمای جانبی بال در زاویه حمله صفر، رنگ‌آمیزی شده با مقادیر سرعت از نتایج حل عددی

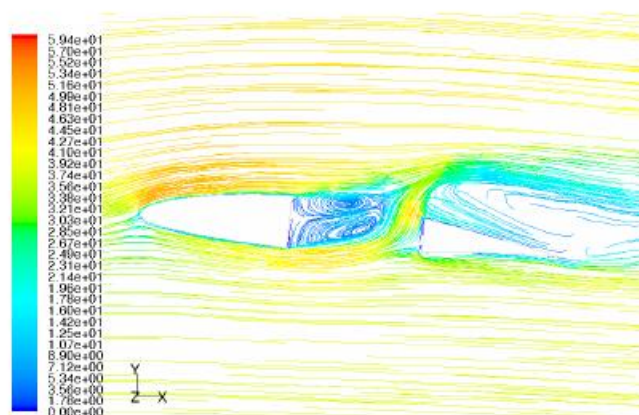


Fig. 17. Numerical result, side view of path lines colored by velocity magnitude on damage center line at 6° angle of attack

شکل ۱۷: خطوط مسیر جریان از نمای جانبی بال در زاویه حمله ۶ درجه، رنگ‌آمیزی شده با مقادیر سرعت از نتایج حل عددی

بال تقریباً بیضوی است به طوری که سهم منطقه سر بال نسبت به سایر قسمت‌ها کمتر است و قسمت‌های ریشه و میانه بال به ترتیب سهم بیشتری از نیروی برآ را شامل می‌شوند [۲۹]. بنابراین، ایجاد صدمه در حوالی نوک بال تاثیر قابل توجهی بر نیروی برآ نخواهد داشت. کاهش ضریب برای بال صدمه دیده نسبت به بال سالم در بدترین حالت صدمه، حدود ۶ درصد است که در مقایسه با نتایج صدمه مغلی [۲۵] حدود ۱۳ درصد افزایش دارد. بزرگتر شدن مساحت سوراخ صدمه و افزایش جریان جت عبوری از صدمه، عوامل اصلی افزایش افت ضریب برای صدمه ستاره نسبت به صدمه مغلی است. در شکل ۱۸ تغییرات ضریب پسا در زوایای حمله مختلف برای سه مدل از بال صدمه‌دیده در سه موقعیت ریشه، میانه و نوک بال (۱۵۰، ۴۵۰ و ۶۵۰ میلی‌متر) و همچنین بال سالم ارائه شده است. مقادیر ضریب پسا بال‌های صدمه دیده نسبت به بال سالم افزایش یافته است. بخش بزرگی از نیروی پسا در حالت حضور صدمه، ناشی از ساختار گردابه‌ای است که در پشت سوراخ صدمه پدید می‌آید و ناحیه‌ای از جریان برگشتی را ایجاد می‌کند.



و ممان پیچشی برای همه موقعیت‌های صدمه مشاهده شده است که شامل کاهش ضریب برآ، افزایش ضریب پسا و تولید گشتاور پیچشی منفی‌تر است. مقایسه ضرایب بال صدمه‌دیده با بال سالم نشان داد که در تمامی نمودارها تغییرات ضرایب نیرویی در حضور صدمه، در مکان ریشه و میانه بال نسبت به نوک بال بیشتر است. برای صدمه ستاره‌ای که حدود ۱ درصد مساحت سطح مؤثر بال را آسیب برساند، ضریب نیروی برآ در حدود ۶ درصد کاهش و ضریب نیروی پسا در حدود ۱۵/۷ درصد افزایش می‌یابد. با توجه به این نتایج نسبت ضریب برآ به پسا نیز تا حدود ۱۹ درصد کاهش می‌یابد. همچنین بررسی ضرایب ممان پیچشی نشان داد صدمه بر توزیع فشار سطح بال و مکان مرکز فشار آیرودینامیکی تأثیر داشته است به طوری که اندازه ضریب ممان پیچشی در حدود ۳/۵ درصد افزایش یافته است. تغییرات ایجاد شده در بال صدمه دیده، در کنترل و پایداری وسیله پرنده بسیار مؤثر است.

آشکارسازی جریان نشان داد جریان عبوری از صدمه به دو شکل بر روی بال گسترده می‌شود. شکل اول جت ضعیف است که دنباله ایجاد شده از آن بلافاصله در پشت صدمه روی بال خم شده و به سطح بالایی بال چسبیده است. این جت ضعیف کمترین تغییر را در میدان فشار سطح بال ایجاد کرده است. شکل دوم که در اثر افزایش زاویه حمله مشاهده شد، جت قوی است. در این حالت اثرات صدمه و نفوذ جریان جت و تغییرات میدان فشار به طور محسوسی در راستای دهانه بال گسترش می‌یابد. همچنین آشکارسازی جریان نشان داد که در زوایای حمله بالا یک زوج گردابه با جهت چرخش مخالف بر روی بال تشکیل می‌شود که افزایش زاویه حمله باعث بزرگ شدن این گردابه‌ها می‌شود.

## منابع

- [1] U.K. military standard, "Reduction of vulnerability to battle damage", DEF STAN 00-970, 1, 1994.
- [2] Irwin, A. J., "Investigation into aerodynamic effects of simulated battle damage to a wing", Ph.D. Dissertation, Loughborough University, Loughborough, U.K., 1998.
- [3] Irwin, A. J., P. M. Render, J. J. McGuirk, B. Porobert and P. M. Alonze, "Investigation into aerodynamic properties of a battle damaged wing". *The 13th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, California, USA, 1995.
- [4] Hayes, C., "Effects of simulated wing damage on the aerodynamic characteristic of swept wing airplane model". NASA, USA, TMX-1550, 1968.
- [5] Betzina, M. and D. H. Brown, "Aerodynamic characteristic of an A-4 b aircraft with simulated and actual gunfire damage to one wing". NASA, USA, TMX-73119, 1976.
- [6] Westkaemper, J. C. and P. M. Chandrasekharan, "The effects of warhead-induced damage on the aeroelastic characteristics of lifting surface". *Aerodynamic Effects*,

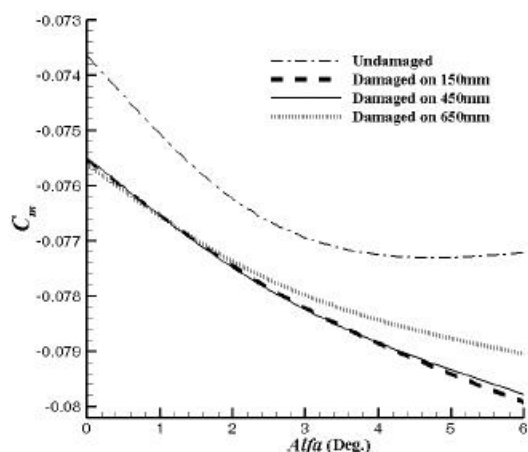


Fig. 19. The pitching moment coefficient for undamaged and damaged wing in different span positions

شکل ۱۹: مقایسه ضریب نیروی ممان پیچشی بال صدمه‌دیده در سه موقعیت ریشه، میانه و نوک بال با بال سالم

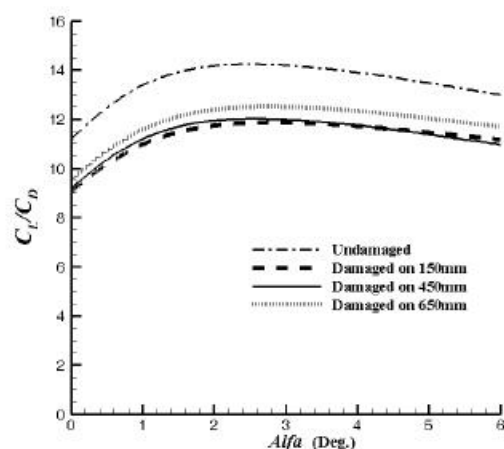


Fig. 20. The lift-to-drag ratio for undamaged and damaged wing in different span positions

شکل ۲۰: مقایسه نسبت نیروی برآ به پسای بال سالم با بال صدمه‌دیده در سه موقعیت ریشه، میانه و نوک بال

## ۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق یک نمونه بال محدود که بر اثر برخورد گلوله جنگی دچار صدمه شده است، به دو روش تجربی و عددی مورد مطالعه قرار گرفت تا اثرات صدمه بر عملکرد آیرودینامیکی بال بررسی شود. نتایج این بررسی در قالب ضرایب آیرودینامیکی نیرو و ممان پیچشی و همچنین آشکارسازی میدان جریان عبوری از سطح بال ارائه و با بال سالم مقایسه شد. به منظور بررسی اثر گوشه‌های تیز صدمه، صدمه مورد نظر به صورت یک سوراخ گذرنده از بال با مقطع ستاره‌ای شکل شبیه‌سازی شد. همچنین به منظور بررسی اثر جریان سه‌بعدی بر تغییرات ضرایب آیرودینامیکی، صدمه در سه مکان مختلف ریشه، میانه و سر در راستای دهانه که فاصله آنها به ترتیب ۱۵۰، ۴۵۰ و ۶۵۰ میلیمتری از ریشه بال است، مدل شد. نتایج نشان داد که به طور کلی در مقایسه با بال سالم، تغییرات مشابهی در ضرایب آیرودینامیکی

- and F. Ajalli, "Aerodynamic investigation of a damaged airfoil with wall effects". *scientiairanica, International journal of science and technology Transaction B: Mechanical engineering*, 17.5 (2010): 395-405.
- [19] Etemadi, F., B. Yahyavi and M. Mani. "Experimental and numerical investigations on an airfoil with triangular- and star-shaped damage". Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G, *Journal of Aerospace Engineering*, 226 (2012): 341-360.
- [20] Saeedi, M., F. Ajali and M. Mani, "A comprehensive numerical study of battle damage and repairs upon the aerodynamic characteristics of an aerofoil". *The Aeronautical Journal*, 114.1158 (2010): 469-484.
- [21] Ki-joon, K., A. Jong-Min, K. Seungkeun, C. Jong-soo, S. Jinyoung, L. Heungsik and H. Gi-bong, "Analysis of partial wing damage on flying-wing unmanned air vehicle". *Journal of aerospace engineering*, Part G, 228.3 (2014): 355-374.
- [22] Ki-joon, K., A. Jong-Min, L. Moonkyou, K. Do-Myung, B. Keuk-hee, L. Heungsik, K. Nakwan, K. Byoung-soo, K. Seungkeun and S. Jinyoung, "Flight test of partial wing damaged flying-wing type UAV". *Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, Jeju, Korea, November 13-15, 2012.
- [23] Render, P. M., M. Samad-Suhaeb and Zhiyin Yang, "Aerodynamics of battle-damaged finite-aspect-ratio wings". *Journal of Aircraft*, 46.3 (2009): 997-1004.
- [24] Mi, J., G. J. Nathan and R. E. Luxton, "Centerline mixing characteristic of jets from nine different shaped nozzles". *Experiments in Fluids*, 28 (2000): 93-94.
- [25] Abdolahi, S. and M. Mani, "The effect of the damage on the aerodynamic characteristics of wing with respect to the three-dimensional effects", *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 4.2 (2015): 7-19.
- [26] Johl, G., M.A. Passmore and P.M. Render, "Design methodology and performance of an indraft wind tunnel". *The Aeronautical Journal*, 108.1087 (2004): 465-473.
- [27] Wilcox, D. C., "Turbulence Modeling for CFD". Third Edition, 146-157, California: DCW Industries, Inc., 2006.
- [28] White, F. M., "Viscous Fluid Flow". Second Edition, pp. 84-90, New York: McGraw-Hill, 1991.
- [29] Anderson, J. D., "Fundamentals of Aerodynamics". Fifth Edition, pp. 430-438, New York: McGraw-Hill, 2010.
- 2, AFOSR, TR-80-1040, 1980.
- [7] Scott, D. S. and R. Stearman, "The influence of ballistic damage on the aeroelastic characteristics of lifting surfaces". AFOSR, USA, TR-80-0220, 1979.
- [8] M. Lamb, "Effects of simulated damage on stability and control characteristics of a fixed-wing twin-vertical-tail fighter model at mach numbers from 2.50 to 4.63". NASA, USA, TMX-2815, 1973.
- [9] Spearman, M. L., "Wind tunnel studies of the effects of simulated damage on the aerodynamic characteristics of aeroplanes and missiles". NASA, USA, TM-84588, 1982.
- [10] Irwin, A. J. and P. M. Render. "The influence of internal structure on the aerodynamic characteristics of battle-damaged wings". *The 14th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA96-2395, New Orleans, USA, 1996.
- [11] Robinson, K. W. and J. G. Leishman, "The effect of ballistic damage on the aerodynamic of helicopter rotor airfoils". *Proceeding of 53rd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Virginia, USA, 1997.
- [12] Leishman, J. G., "Aerodynamic characteristic of a helicopter rotor aerofoil as affected by simulated ballistic damage". *U. S army research lab*, USA, Rept. ARL-CR-66, 1993.
- [13] Robinson, K. W. and J. G. Leishman, "Effect of ballistic damage on the aerodynamic of helicopter of rotor airfoils". *Journal of Aircraft*, 35.5 (1998): 695-703.
- [14] Irwin, A. J. and P. M. Render, "The influence of mid-chord battle damage on the aerodynamic characteristics of two-dimensional wings". *The Aeronautical Journal, royal aeronautical society*, 104.1033 (2000): 153-161.
- [15] Render, P. M., "Aerodynamics of battle damaged wings- the influence of flaps, camber and repair schemes". *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA-2005-4721, Toronto, Canada, 2005.
- [16] Mani, M. and P. M. Render, "Experimental investigation into the aerodynamics characteristics of airfoils with triangular and star shaped through damage". *The 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA-2005-4978, Toronto, Canada, 2005.
- [17] Shah, G. H., "Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft". In *Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Hawaii, USA, August 18-21, 2008.
- [18] Rasi Marzabadi, F., B. Beheshti Boroumand, M. Mani

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

Please cite this article using:

S. Abdolahi and M. Mani, "Experimental and Numerical Investigation of Aerodynamic Performance of a Star-Shaped Damaged Wing", *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 49(1) (2017) 19-28.

DOI: 10.22060/mej.2016.741

