

# بررسی اثر صدمه بر مشخصات ائرو دینامیکی بال با در نظر گرفتن آثار جریان سه بعدی

سهیلا عبدالهی پور<sup>۱</sup>، محمود مانی<sup>۲</sup>

۱ کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، sabdolahi@ari.ac.ir

۲ استاد دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۵/۰۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۸/۱۶

## چکیده

در این مقاله، یک نمونه بال محدود که در اثر برخورد یک جسمی مانند گلوله جنگی، دچار صدمه می‌شود، با استفاده از آزمایش تونل باد و روش عددی مطالعه و آثار صدمه روی مشخصات ائرو دینامیکی بال بررسی شده است. در مقایسه با تحقیقات پیشین که صدمه دایروی روی بال نامحدود با مشخصات جریان دوبعدی انجام شده است، در این مقاله، شبیه‌سازی با استفاده از یک بال محدود در نظر گرفته شده تا آثار جریان سه بعدی روی بال مطالعه شود. از اینرو، برای بررسی اثر موقعیت صدمه در راستای دهانه بال سه بعدی، صدمه در سه نقطه سر، میانه و ریشه بال مدل‌سازی شده است. برای بررسی اثر گوشه‌های تیز صدمه واقعی، از هندسه مثلث برای شبیه‌سازی شکل صدمه استفاده شده است. مقطع بال مورد مطالعه، ایرفویل نامتقارن ناکا با شماره NACA 64<sub>1</sub>-412 در نظر گرفته شده که ابعاد وتر بال ۲۰۰ میلی‌متر و نیم‌دهانه آن به طول ۸۰۰ میلی‌متر است. در این مقاله مشخصات جریان عبوری از روی بال و صدمه آشکارسازی شده و آثار آن بر ضرایب ائرو دینامیکی نیرو و ممان پیچشی ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد صدمه‌ای که مساحت آن حدود ۱ درصد مساحت سطح مؤثر بال است می‌تواند در مقایسه با بال سالم ضریب برآی بال را حدود ۵ درصد کاهش و ضریب پسا را حدود ۱۴ درصد نسبت به بال سالم افزایش دهد. همچنین صدمه سبب می‌شود بال ضریب ممان پیچشی منفی‌تری را تجربه کند.

## واژگان کلیدی

بال صدمه‌دیده، مشخصات ائرو دینامیکی، حل عددی، آزمایش تونل باد، آشکارسازی جریان

### ۱. مقدمه

صدمه‌ای که روی آن ایجاد شده است بستگی دارد. بی‌شک صدمه‌ای که سبب از دست رفتن بخش فیزیکی یک بال یا سطوح کنترل پرواز شود، در کاهش عملکرد ائرو دینامیکی و تنزل سطح

از جمله مهم‌ترین مسائلی که در طراحی هواپیما در نظر گرفته می‌شود سالم ماندن و قابلیت نجات و بقای هواپیما در شرایط اضطراری است. بقای یک هواپیما به آسیب‌پذیری آن نسبت به

کنترل پرواز مؤثر است. به‌عنوان نمونه صدمه ممکن است به‌وسیلهٔ سلاح‌های کوچک و یا آتش‌بارهای ضد هوایی بر بال هواپیما ایجاد شده باشد. صدمه بر بال هواپیما، به‌طور جدی باعث تنزل در توانایی پرواز هواپیما خواهد شد، به‌طوری‌که شانس فرود سالم هواپیما در حد قابل توجهی کاهش می‌یابد. بنابراین صرف هزینه و زمان برای انجام آزمایش‌های تونل باد و بهره‌بردن از روش‌های عددی در طراحی بهینهٔ اثرودینامیکی اجزای هواپیما می‌تواند در مقابل خسارات جبران‌ناپذیر تلفات مالی و جانی، مقرون به‌صرفه باشد. در مورد صدمات وارده بر بال، پیش‌بینی دقیق تغییرات ضرایب اثرودینامیکی در اثر صدمه، نقش قابل توجهی در میزان بقای هواپیما دارد. متأسفانه اقدامات اندکی در ارتباط با آثار اثرودینامیکی صدمه روی بال انجام شده و فقدان توجه به عوامل اثرودینامیکی موجب کمبود اطلاعات مناسب در این زمینه شده است.

مروری بر مطالعات تجربی دههٔ ۸۰ و پیش از آن نشان می‌دهد که کارهای تجربی محدودی در زمینهٔ صدمه انجام شده است. در سال ۱۹۶۸ م هابیس تحقیقی در زمینهٔ آثار صدمه بال روی مشخصات اثرودینامیکی یک مدل هواپیما با بال پس‌گرا در ناسا انجام داد و نتایج آن را در قالب گزارشی فنی ارائه نمود [۱]. در این سال‌ها، همچنین مطالعاتی در زمینهٔ آثار صدمهٔ گلولهٔ جنگی واقعی بر مشخصات اثرودینامیکی [۲]، مشخصات اثروالاستیک بال هواپیما [۳-۴]، همچنین مشخصات پایداری و کنترل هواپیما انجام شد [۵]. در سال ۱۹۸۲ م، اسپیرمن در مرکز تحقیقات لنگلی ناسا، نتیجهٔ تحقیقات خود را به‌منظور بررسی آثار صدمه بر عملکرد اثرودینامیکی هواپیماها و موشک‌ها ارائه کرد که در آن صدمه روی مدل‌های تونل باد، به‌صورت از بین رفتن تمام یا بخشی از بال و دم‌های عمودی و افقی شبیه‌سازی شده بود [۶]. این تحقیقات دو هدف اصلی داشت: نخست بررسی خطرات احتمالی و دوم تعیین محدودهٔ صدمه‌ای که برای موشک یا هواپیما قابل تحمل باشد و به آنها اجازهٔ بازگشت به قلمروی شخصی و یا اتمام مأموریت را می‌دهد.

در سال ۱۹۹۵ م، ایروین و همکاران در دانشگاه لافبورو انگلستان، تحقیقاتی را روی خواص اثرودینامیکی بال صدمه‌دیدهٔ جنگی انجام دادند [۷]. در این تحقیق، بال نامحدود توپر و صدمه با هندسهٔ دایروی برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شد. صدمه در وسط دهانهٔ<sup>۱</sup> 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 نیز نشان داد مکان‌های ۲۵ و ۵۰ درصد از وتر نقاطی بسیار حساس نسبت به صدمه‌اند و بر ضریب برآ، پسا و ممان پیچشی بیشتر از صدمهٔ لبهٔ حمله و لبهٔ فرار تأثیر می‌گذارند و آثار صدمه در این محدوده مستقل از اعداد رینولدز جریان است. در ادامهٔ تحقیقات، ایروین و همکاران در مورد تأثیر سازهٔ داخلی روی مشخصات اثرودینامیکی بال‌های صدمه‌دیدهٔ جنگی مطالعه کردند [۸].

در همین سال‌ها، رابینسون و لیسمن از دانشگاه مریلند، آثار اثرودینامیکی صدمه را روی پرهٔ هلیکوپتر بررسی کردند [۹-۱۱]. نتایج این پژوهش‌ها نشان داد که بیشترین افت اثرودینامیکی زمانی رخ می‌دهد که صدمه روی ناحیهٔ جلویی پره قرار گرفته باشد. در سال ۲۰۰۰ م، ایروین و رندر روش‌های تجربی قابل استفاده در شبیه‌سازی صدمات جنگی روی بال و همچنین فرضیات پایه و کلیدی مورد استفاده در این مدلسازی را ارائه نمودند [۱۲]. در سال ۲۰۰۵ م، نیز تحقیقاتی در زمینهٔ تأثیر فلپ و کمبر روی مشخصات اثرودینامیکی بال‌های صدمه‌دیده انجام شد [۱۳]. در همین سال مانی و رندر، اثر صدمه‌هایی با شکل‌های متنوع را روی مشخصات اثرودینامیکی یک بال نامحدود با استفاده از اندازه‌گیری فشار و نیرو، بررسی و نتایج را با یکدیگر و همچنین با ایرفویل بدون صدمه مقایسه کردند [۱۴]. در سال‌های ۲۰۱۰ و ۲۰۱۲ م، روش‌های عددی نیز برای پیش‌بینی اثر صدمه بر مشخصات اثرودینامیکی یک ایرفویل مورد استفاده قرار گرفت و آثار دیوارهٔ تونل باد بر نتایج بررسی شد [۱۵-۱۶]. همچنین، مطالعاتی دربارهٔ اثر تعمیر صدمه بر احیای مشخصات اثرودینامیکی ایرفویل صورت گرفته است. در این تحقیق، صدمه به سه روش تعمیر شده و میزان اثرگذاری تعمیر بر کارایی بال مورد بررسی قرار گرفت [۱۷].

عمدهٔ فعالیت‌های انجام‌شده در زمینهٔ مطالعه صدمهٔ بال، تا به امروز به بال‌هایی با جریان دوبعدی یا شکل‌های سادهٔ دایروی محدود می‌شوند [۱۸] که البته آثار اثرودینامیکی جریان عبوری از صدمه در بال دوبعدی به‌خوبی تشریح نمی‌شود. لذا در مقالهٔ حاضر برای تجزیه و تحلیل دقیق‌تر، آثار صدمه بر جریان عبوری از یک بال سه‌بعدی مطالعه شده است. بدین‌وسیله تأثیر صدمه به‌صورت سه‌بعدی، برخی از مشخصه‌های جریان مثل گردابه‌های القایی سر

میلی‌متر و نیم‌دهانه‌ی بال به طول ۸۰۰ میلی‌متر می‌باشد. در این آزمایشات از تکنیک رنگ<sup>۲</sup> استاندارد که ترکیبی از دی‌اکسید تیتانیوم، پارافین و روغن بذر کتان است، برای آشکارسازی جریان روی بال استفاده شده است. در شکل ۱، محفظه‌ی آزمون و مدل نصب‌شده در آن نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، بال از یک طرف به دیواره محدود شده و از طرف دیگر آزاد است تا شرایط یک بال سه‌بعدی فراهم آید.



شکل ۱. محفظه‌ی آزمون تونل باد و مدل بال صدمه‌دیده‌ی نصب‌شده در آن

### ۳. مدلسازی هندسی و تولید شبکه‌ی محاسباتی

در شبیه‌سازی عددی نیز مانند آزمایش تونل باد برای بررسی اثر صدمه برای مشخصات ائرو‌دینامیکی بال نسبت به بال سالم، دو نمونه بال سالم و بال صدمه‌دیده مدلسازی و حل شده است. چون در این پژوهش نتایج حل عددی با نتایج آزمایش تونل باد مقایسه شده، لذا ابعاد بال در شبیه‌سازی عددی با ابعاد مدل آزمایش‌شده در تونل باد یکسان است و ابعاد وتر بال به طول ۲۰۰ میلی‌متر و نیم‌دهانه‌ی بال به طول ۸۰۰ میلی‌متر می‌باشد. هندسه‌ی مقطع ایرفویل نامتقارن بال ناکا با شماره NACA 64-412 می‌باشد که به‌کمک مشخصات ۱۴۰ نقطه ایجاد شده است. به‌منظور مقایسه‌ی بهتر نتایج عددی و تجربی، دیواره‌های طرفین مقطع آزمایش تونل باد نیز در مدلسازی لحاظ شده است. ابعاد هندسی مقطع آزمایش تونل باد ۱/۳۲ متر در ارتفاع و ۱/۹۲ متر در عرض است و مدل بال در وسط عرض و طول محفظه‌ی آزمون تونل قرار گرفته

بال و جریان عرضی روی بال را در اختیار قرار می‌دهد که در حالت دوبعدی دیده نمی‌شوند. مطالعات اخیر نشان می‌دهند که شکل سوراخ تأثیر زیادی بر جریان جت خروجی از آن دارد، همچنین مطالعه روی جت‌های با مقاطع مختلف نشان می‌دهد که مثلث متساوی‌الاضلاع بیشترین اثر اختلاطی را در جریان دارد [۱۹]. با توجه به این موارد و ذکر این موضوع که گلوله‌های جنگی و آثار ترکش آنها گوشه‌های تیزی در بدنه ایجاد می‌کنند، در این مقاله از شکل مثلث برای صدمه استفاده شده است.

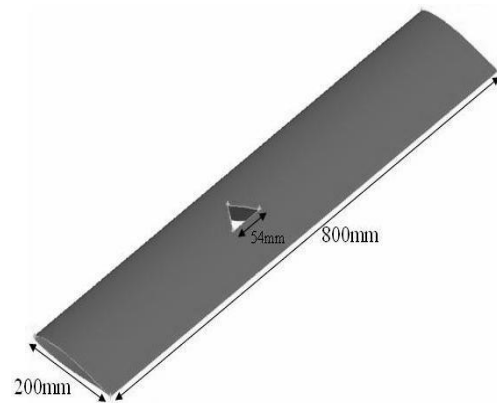
در حقیقت باید گفت که صدمه‌ی جنگی واقعی تصادفی است و شکل آن به زاویه‌ی نسبی برخورد، سرعت برخورد و محل برخورد بستگی دارد و در عمل شکل‌های متفاوتی می‌توان برای شکل آن متصور شد. در پژوهش حاضر، برای مطالعه‌ی آثار سه‌بعدی صدمه، از هر دو روش تجربی و عددی استفاده و روش عددی با نتایج آزمایش تونل باد صحت‌گذاری شده است تا در آینده بتوان با هزینه‌ی کمتر از روش شبیه‌سازی عددی این نوع جریان استفاده کرد و این امکان در اختیار پژوهشگران قرار گیرد تا مدل‌های متنوعی از بال و صدمه را در محدوده‌ی وسیعی از سرعت و زاویه‌ی حمله مطالعه کنند. همچنین به‌منظور مطالعه‌ی بهتر جریان اطراف صدمه در حالت سه‌بعدی، موقعیت صدمه در مکان‌های مختلف ریشه، میانه و نوک دهانه بال بررسی شده است.

### ۲. تجهیزات آزمایشگاهی و مشخصات تونل باد

در این مقاله، به‌منظور بررسی اثر صدمه بر مشخصات ائرو‌دینامیکی بال نسبت به بال سالم، دو نمونه بال سالم و بال صدمه‌دیده، در تونل باد آزمایش و ضرایب ائرو‌دینامیکی آن استخراج شده است. مطالعات آزمایشگاهی مورد نظر در یک تونل باد مدار باز، واقع در دپارتمان مهندسی خودرو و هوانوردی دانشگاه لافبورو در انگلستان، انجام شده است. محفظه‌ی آزمون این تونل باد دارای ابعاد  $۱/۹۲ \times ۱/۳۲ \times ۳/۶$  متر و درجه‌ی اغتشاشات آن ۰/۱۵ درصد می‌باشد. اندازه‌گیری نیرو و ممان 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 ممان پیچشی و نیرو می‌باشد. آزمایش‌ها روی دو مدل بال سالم و بال صدمه‌دیده، در سرعت ۴۰ متر برثانیه و با عدد رینولدز حدود ۵۷۰۰۰۰ انجام شده است. مقطع بال از نوع ایرفویل نامتقارن ناکا با شماره NACA 64-412 است و ابعاد وتر بال به طول ۲۰۰

است. مدل از یک سمت به دیواره تونل متصل است و از سمت دیگر ۰/۵۲ متر از دیواره فاصله دارد. زاویه حمله مورد نظر ۰، ۱، ۲ و ۶ درجه بوده که در حل عددی از طریق تغییر زاویه بال نسبت به دیواره‌ها، در مدل‌های هندسی مجزا، ایجاد شده است.

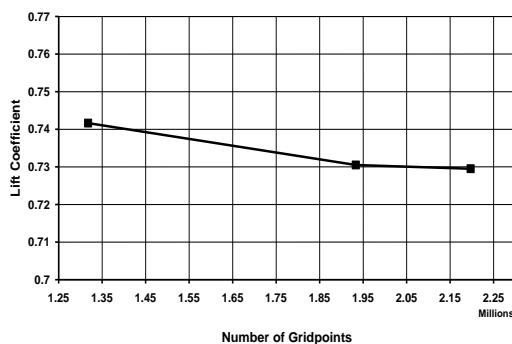
به منظور شبیه‌سازی صدمه گلوله بر بال، صدمه به شکل یک سوراخ گذرنده از بال مدل شده است. همچنین برای بررسی اثر گوشه‌های تیز، هندسه مقطع صدمه به شکل مثلث متساوی‌الاضلاع در نظر گرفته شده است. چون مطالعات قبلی نشان داده است که صدمات دایروی با قطر کمتر از ۲۰ درصد وتر، اثر قابل ملاحظه‌ای بر ضرائب ائرو دینامیکی ایجاد نمی‌کند [۱۲]، مساحت این مثلث برابر مساحت مقطع دایره به قطر ۴۰ میلی‌متر (۲۰ درصد وتر) در نظر گرفته شده است. بنابراین طول هر ضلع مثلث ۵۴ میلی‌متر است. مرکز هندسه این مثلث در میانه وتر قرار دارد و نقطه رأس مثلث به سمت لبه حمله بال است. صدمه در ابتدا در موقعیت میانه<sup>۲</sup> دهانه بال بررسی شده است. سپس، بعد از اطمینان از مدلسازی مناسب به منظور بررسی اثر سه بعدی جریان، صدمه در دو مکان دیگر ریشه<sup>۴</sup> و نوک<sup>۵</sup> بال نیز بررسی شده است. صدمه برای هر یک از موقعیت‌های ریشه، میانه و نوک به ترتیب در فواصل ۱۵۰ میلی‌متر، ۴۵۰ میلی‌متر و ۶۵۰ میلی‌متر از ریشه بال مدلسازی شده است. شکل ۲ مدل عددی بال صدمه دیده را در مکان ۴۵۰ میلی‌متری از ریشه بال نمایش می‌دهد.



شکل ۲. مدل هندسی بال صدمه دیده

به دلیل پیچیدگی هندسه صدمه از شبکه بی‌سازمان برای تولید شبکه محاسباتی جریان اطراف بال استفاده شده است. بررسی استقلال نتایج از شبکه برای سه شبکه محاسباتی مختلف با تعداد المان ۱/۳، ۱/۹ و ۲/۲ میلیون بررسی شده است. چون در

این بررسی تغییر ضریب نیروی برآ در مشخصات ائرو دینامیکی بال هواپیما بسیار حائز اهمیت است، این پارامتر برای بررسی استقلال نتایج از شبکه استفاده شده و نتایج آن در شکل ۳ ارائه شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود، با افزایش تعداد المان‌های شبکه از ۱/۹ به ۲/۲ میلیون تغییر چشم‌گیری در نتایج حاصل نشده است. بنابراین در این مقاله برای صرف زمان کمتر، از شبکه با تعداد المان ۱/۹ میلیون استفاده شده است. برای اطمینان از دقت خواص ائرو دینامیکی سیال در نزدیکی دیواره بال، تا حد امکان شبکه‌بندی از نوع لایه مرزی استفاده شده است. فاصله اولین گره شبکه لایه مرزی تا سطح دیواره بال معادل ۰/۰۰۰۸۴۷۲ متر در نظر گرفته شده که  $Y^+$  حدود ۳۰ را نتیجه می‌دهد. کیفیت شبکه محاسباتی از نمای جانبی و داخل سوراخ صدمه در شکل‌های ۴ و ۵ نمایش داده شده است.

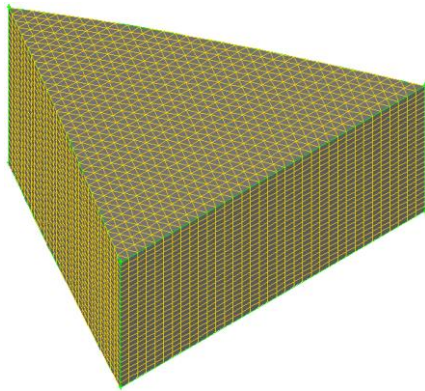


شکل ۳. بررسی استقلال از شبکه در زاویه حمله ۶ درجه

#### ۴. مدلسازی عددی

شبیه‌سازی عددی به صورت جریان پایا و سه بعدی و با استفاده از معادلات ناویر استوکس، به کمک نرم‌افزار فلوئنت، انجام شده است. در این شبیه‌سازی از حل‌کننده فشار مینا و روش گسسته‌سازی مرتبه دوم استفاده شده است. چون جریان با سرعت پایین مدنظر است، معادلات جریان و مدل‌های فیزیکی در این مسئله بر اساس جریان غیرقابل تراکم در نظر گرفته شده است. مقادیر فشار شرایط کاری<sup>۶</sup> معادل ۱۰۱۳۲۵ پاسکال در نظر گرفته شده است. چون جریان هوا غیرقابل تراکم است، تغییرات دما در آن مطرح نیست؛ بنابراین، استفاده از چگالی ثابت ۱/۲۲۵ کیلوگرم بر متر مکعب مناسب است. در این مسئله لزجت به صورت مقدار ثابت<sup>۷</sup>  $1.7894 \times 10^{-5}$  کیلوگرم بر متر ثانیه کاربرد دارد. برای شبیه‌سازی جریان مغشوش از مدل K-ε استاندارد که دارای

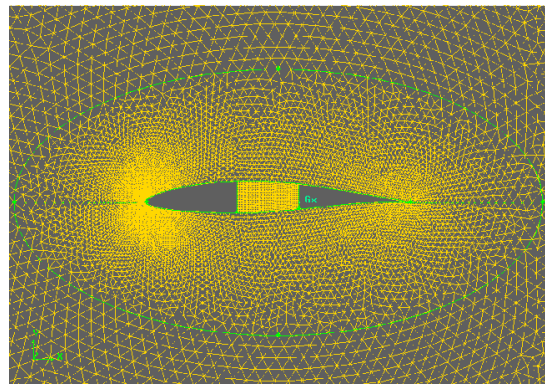
آزمایش تونل باد است و طول مشخصه  $0.2$  متر معادل طول وتر بال در نظر گرفته شده است. هر دو مدل بال سالم و بال صدمه‌دیده در شرایط یکسان حل شده است. معیار همگرایی حل عددی، رسیدن باقیمانده حل به مرتبه  $10^{-6}$  برای مؤلفه‌های سرعت و فشار و برقراری بالانس جرمی بین مرزهای ورودی و خروجی که با انتگرال‌گیری دبی جرمی روی این مرزها در هر تکرار بررسی می‌شود، در نظر گرفته شده است.



شکل ۵. کیفیت شبکه محاسباتی در داخل سوراخ صدمه‌مثلی

و از طرف دیگر خارج می‌گردد. بنابراین جت جریانی، توسط سوراخ صدمه روی بال ایجاد می‌شود. البته به دلیل زاویه حمله صفر، اختلاف فشار زیادی بین دو سطح مکش و فشار بال وجود ندارد و در نتیجه جت ضعیفی از سوراخ خارج می‌شود و در برخورد با جریان آزاد، در محدوده کوچکی جریان غالب روی بال را تحت تأثیر خود قرار می‌دهد. همان‌گونه که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، داخل سوراخ صدمه، بخشی از جریان به شکل گردابه‌هایی با سرعت بسیار کم درآمده و جریان تنها از بخش انتهایی سوراخ به سطح بالایی بال راه یافته و سپس با جریان آزاد روی سطح بال به سمت پایین دست کشیده شده است. با توجه به شکل ۶ در ابتدا جت جریان عبوری از داخل صدمه از سطح بالایی بال جدا شده و در فاصله کوتاهی دوباره به سطح می‌چسبد و در نتیجه یک حباب کوچک در پایین دست صدمه ایجاد می‌کند. به همین دلیل جت ایجاد شده در این حالت جت ضعیف نامگذاری می‌شود. همان‌طور که از جهت خطوط مسیر مشخص است، جریان خارج شده از صدمه، در پشت سوراخ صدمه امتداد یافته است و در ناحیه دنباله پشت صدمه همگی هم‌جهت با سرعت جریان آزاد هستند.

قابلیت‌های اثبات شده در مسائل مهندسی مشابه این مقاله است، استفاده شده است [۲۰-۲۱]. 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، مرزهای ورودی سرعت<sup>۲</sup>، خروجی فشار<sup>۱</sup> و دیواره<sup>۳</sup> 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



شکل ۶. کیفیت شبکه محاسباتی در اطراف بال سه‌بعدی و در ناحیه صدمه

## ۵. آشکارسازی جریان عبوری روی بال صدمه‌دیده

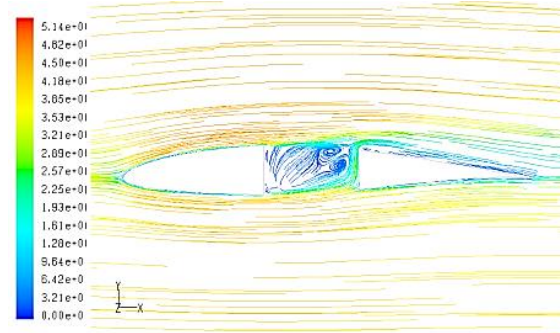
در این بخش مشخصات جریان عبوری روی بال صدمه‌دیده در دو زاویه حمله صفر و شش درجه آشکارسازی شده است. برای این منظور از تصاویر آزمایش تونل باد، که با استفاده از تکنیک رنگ استاندارد آشکارسازی شده، همچنین نتایج حل عددی استفاده شده است.

### ۵-۱. آشکارسازی جریان روی بال صدمه‌دیده در زاویه

#### حمله پایین

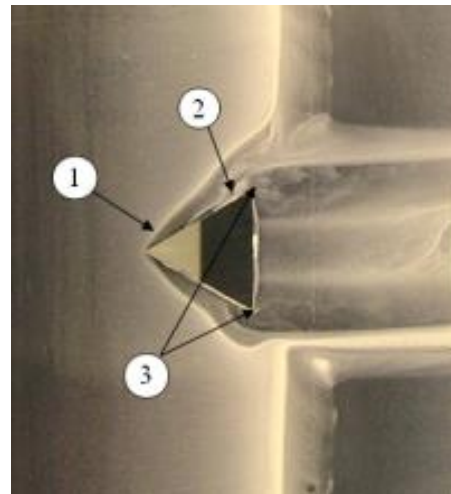
شکل ۶ خطوط مسیر جریان عبوری از روی بال و داخل صدمه را از نمای جانبی و در زاویه حمله صفر درجه، برای صدمه میانه در مکان  $450$  میلی‌متری از ریشه بال، نمایش می‌دهد. خطوط مسیر این شکل بر حسب سرعت رسم شده است. همان‌طور که پیش از این بیان شد، صدمه به شکل یک سوراخ گذرنده از مقطع بال مدل شده است. بنابراین مطابق شکل ۶ به دلیل وجود اختلاف فشار بین سطح بالایی بال (سطح مکش) با سطح پایینی بال (سطح فشار)، جریان از زیر بال به داخل سوراخ صدمه کشیده شده





شکل ۶. خطوط مسیر جریان بال صدمه‌دیده در زاویه حمله صفر درجه نمای جانبی، حل عددی

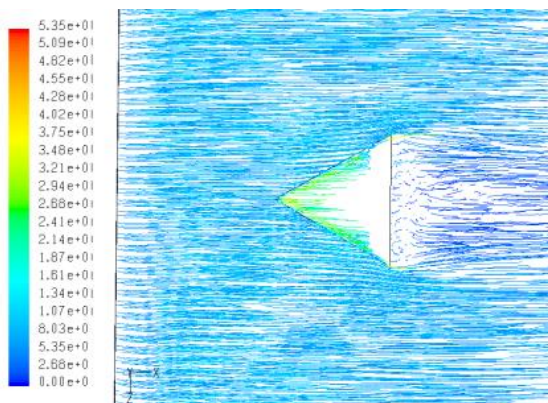
شکل ۷ آشکارسازی مشخصات جریان عبوری روی بال صدمه‌دیده در مکان ۴۵۰ میلی‌متری از ریشه بال راه، از نمای بالا، برای زاویه حمله صفر درجه، در آزمایش تونل باد نشان می‌دهد. مکان‌های مهم که خصوصیات اصلی جریان را نشان می‌دهد، در این شکل به صورت نقاط ۱ تا ۳ علامت‌گذاری شده است.



شکل ۷. آشکارسازی جریان از نمای بالایی بال صدمه‌دیده در زاویه حمله صفر، آزمایش تونل باد

شکل ۸ همین نما را در حل عددی ارائه کرده است. مسیر جریان در این اشکال با علامت نشان داده شده است. در ناحیه ۱ از شکل ۷، جریان سطح بالایی بال با گرادیان فشار معکوس تولید شده توسط صدمه برخورد کرده است. مواجهه جریان اصلی با گرادیان فشار معکوس سبب جدایش جریان در جلوی سوراخ صدمه شده است که خط جدایش جلویی<sup>۱۱</sup> نامیده می‌شود. شماره ۲ منطقه‌ای را نشان می‌دهد که جریان خروجی از بخش انتهایی صدمه به جریان اصلی روی بال برخورد می‌کند و خط جدایش ثانویه<sup>۱۱</sup> را تولید می‌نماید. این پدیده در شکل ۶ نیز از نمای جانبی

بال قابل مشاهده است. در دو رأس ضلع عقبی از سوراخ صدمه، دو مرکز گردابه به شکلی که در خلاف جهت هم در چرخش باشند، در ناحیه ۳ مشاهده می‌شود. این دو گردابه به نام گردابه با چرخش خلاف جهت<sup>۱۲</sup> نام گرفته است. قدرت و موقعیت مرکز این گردابه‌ها با قدرت جت ایجاد شده توسط صدمه متناسب است. در پایین دست صدمه، جریان در جهت جریان آزاد حرکت می‌کند و از ناحیه حباب جدایش آرام<sup>۱۳</sup>، که ویژگی این نوع ایرفویل است، عبور می‌کند. همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود جریان خروجی از صدمه بلافاصله در پشت قاعده مثلث، به داخل حباب کشیده شده است که ناحیه کوچکی از جریان کم سرعت چرخشی را پدید آورده است.



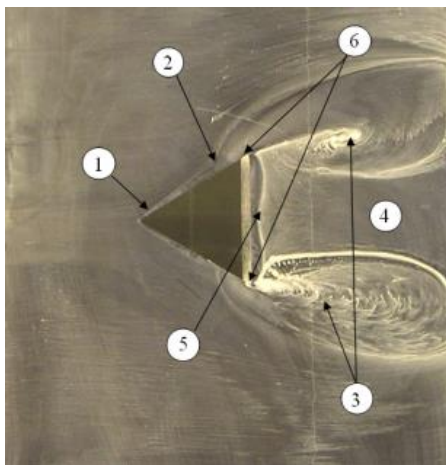
شکل ۸. خطوط مسیر جریان از نمای بالایی بال صدمه‌دیده در زاویه حمله صفر درجه، حل عددی

از مهم‌ترین مشخصات جریان جت ضعیف که می‌توان از خطوط جریان شکل‌های ۶ تا ۸ استنتاج کرد این است که، جریان از لبه پشتی سوراخ خارج می‌شود و بلافاصله روی سطح مکش بال خم می‌شود و ایجاد یک حباب می‌نماید. در بخش انتهایی سوراخ صدمه نیز، دو گردابه بسیار کوچک در خلاف جهت هم و به صورت متقارن، در اطراف رئوس پایین دست صدمه ایجاد می‌شود.

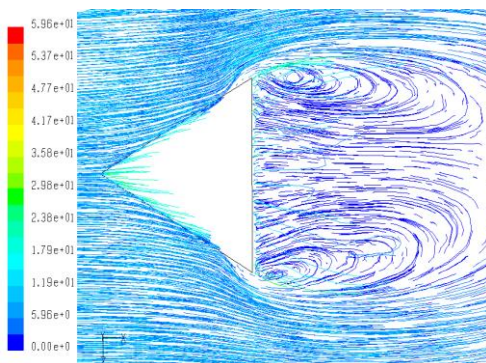
#### ۵-۲. آشکارسازی جریان در زاویه حمله بالا

شکل ۹ خطوط مسیر جریان عبوری از داخل صدمه و روی بال را از نمای جانبی و در زاویه حمله شش درجه، برای صدمه در مکان ۴۵۰ میلی‌متری از دهانه بال نمایش می‌دهد. افزایش زاویه حمله بال، اختلاف فشار بیشتری را بین دو سطح مکش و فشار بال ایجاد می‌کند. این عامل سبب می‌شود جریان بیشتری به داخل

در مکان ۲ نشان داده شده است خارج می‌شود و ناحیه جدایش ثانویه را ایجاد می‌نماید. جریان خارج شده از داخل صدمه با جریان روی بال ادغام شده و سبب تولید دو گردابه با چرخش خلاف جهت در منطقه ۳ می‌شود که تا نزدیکی لبه فرار بال کشیده شده است. این گردابه‌ها جریان را از زیر بال به روی آن می‌کشد و ناحیه‌ای از جریان معکوس را در سطح مکش بال ایجاد می‌کند که با شماره ۴ نشان داده است. سپس این جریان معکوس با جت خروجی از صدمه در مکان ۵ برخورد می‌کند و درست در پایین دست صدمه جدا می‌شود. بدیهی است در زاویه حمله بالا، گردابه‌هایی بزرگتر و با قدرت بیشتر ایجاد شده و ناحیه جریان برگشتی گسترده‌تر است. با حرکت جریان معکوس در خلاف جهت وتر بال، دوباره دو گردابه کوچک با چرخش خلاف جهت، در لبه صدمه؛ یعنی ناحیه ۶ ایجاد می‌شود. این دو گردابه کوچک نزدیک دو ضلع متصل به رأس قرار گرفته‌اند و پهنای جت صدمه را نشان می‌دهند.

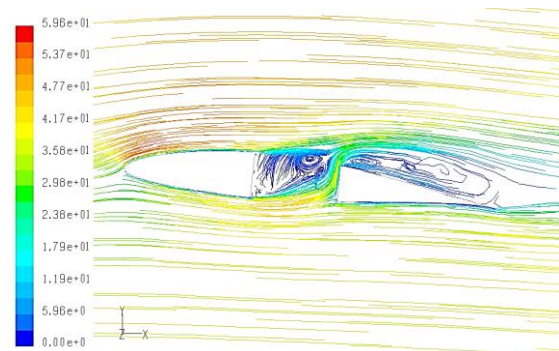


شکل ۱۰. آشکارسازی جریان از نمای بالایی بال صدمه دیده در زاویه حمله ۶ درجه، آزمایش تونل باد



شکل ۱۱. خطوط مسیر جریان از نمای بالایی بال صدمه دیده در زاویه حمله ۶ درجه، حل عددی

سوراخ صدمه کشیده شود که منجر به تشکیل جت قوی‌تر با آثار آشکارتر روی بال می‌شود. همان‌طور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، جت بلافاصله روی خروجی سوراخ خم نمی‌شود، در عوض به سمت جریان بالایی سطح بال نفوذ می‌کند. این افزایش نفوذ جریان به جریان سطح آزاد سبب جداشدن جت از سطح شده و حباب بزرگی را روی بال ایجاد می‌کند. این منطقه بین جت و سطح بالایی بال قرار دارد، به طوری 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.



شکل ۹. خطوط مسیر جریان بال صدمه دیده در زاویه حمله ۶ درجه نمای جانبی، حل عددی

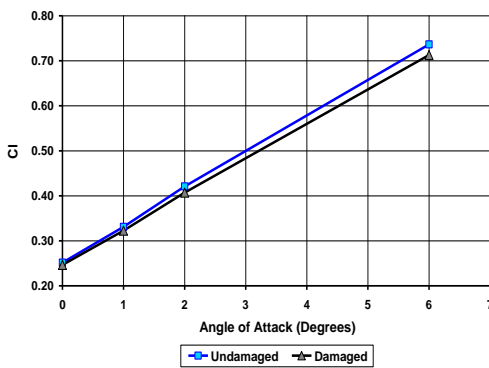
بررسی جریان در سوراخ صدمه نیز نشان می‌دهد که جریان کشیده شده به داخل آن پس از برخورد با دیواره سوراخ صدمه، با ممانعت جریان عبوری از روی سطح بال مواجه می‌شود و جریان تنها از بخش انتهایی سوراخ به سمت بیرون راه می‌یابد. از اینرو گردابه‌هایی در داخل صدمه پدید می‌آید که مجموع این اتفاقات، نیروی پسای زیادی تولید می‌نماید. شکل ۱۰ آشکارسازی جریان از نمای بالایی بال صدمه دیده را در زاویه حمله شش درجه، در آزمایش تونل باد نمایش می‌دهد. مکان‌های مهم که خصوصیات اصلی جریان را نشان می‌دهد در این شکل به صورت نقاط ۱ تا ۶ علامت‌گذاری شده است. شکل ۱۱ نیز خطوط جریان از همین نما را از نتایج حل عددی نشان می‌دهد. در این زاویه حمله، حباب جدایش آرام در نزدیکی لبه حمله واقع شده و جریان در نزدیکی صدمه جریان مغشوش است. همان‌طور که در شکل ۱۰ مشخص است، جدایش اولیه در ناحیه ۱ اتفاق می‌افتد. در زاویه حمله شش درجه نیز جت خروجی از صدمه همچنان از ناحیه عقب سوراخ که

## ۶. بررسی اثر صدمه بر ضرایب ائرودینامیکی بال

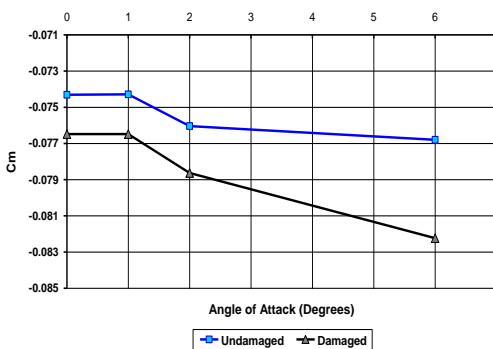
در این مقاله، به‌منظور بررسی اثر صدمه بر مشخصات ائرودینامیکی بال، ضرایب نیرو و ممان پیچشی برای هر دو مدل بال سالم و بال صدمه‌دیده محاسبه و سپس با یکدیگر مقایسه شده است. در این بخش نمودار تغییر ضرایب ائرودینامیکی نیروی برآ و پسا و همچنین ضریب ممان پیچشی در زوایای حمله مختلف برای بالی که در موقعیت ۴۵۰ میلی‌متری از ریشه بال دچار صدمه شده، ارائه شده است. در این نمودارها ضرایب ائرودینامیکی نیرویی و ممان پیچشی برای بال سالم نیز ارائه شده است تا تغییرات ضرایب در اثر صدمه، قابل مقایسه با بال سالم باشد. نمودار شکل ۱۲ تغییرات ضریب نیروی برآ را برای بال سالم و بال صدمه‌دیده نمایش می‌دهد. با توجه به این نمودار دو نکته از منحنی ضریب برآ استنتاج می‌شود: نکته اول اینکه وجود صدمه روی بال موجب افت نیروی برآ شده است. نکته دوم در خصوص نمودار نیروی برآ اینکه وجود صدمه بر بال شیب منحنی ضریب برآ را کاهش داده است؛ یعنی صدمه در زوایای حمله بالاتر تأثیر بیشتری بر نیروی برآی بال 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 بال به سمت سوراخ صدمه کشیده شده و به سطح مکش بال نفوذ می‌کند. بنابراین از اختلاف فشار دو سطح بالا و پایین بال که عامل ایجاد نیروی برآست کاسته شده و ضریب برآ کاهش می‌یابد. این کاهش ضریب برآ در صدمه میانه و زاویه حمله ۶ درجه حدود ۳/۵ درصد نسبت به بال سالم است.

نمودار شکل ۱۳ مقادیر ضریب ممان پیچشی که حول ربع وتر بال محاسبه شده است را نشان می‌دهد. این نمودار بیانگر آن است که مقادیر قدر مطلق ضریب ممان پیچشی بال صدمه‌دیده از بال سالم بزرگتر است و به بیان دیگر ضریب ممان پیچشی بال صدمه‌دیده نسبت به بال سالم منفی‌تر شده است. این مسئله دو موضوع را روشن می‌کند: نخست اینکه مرکز فشار ائرودینامیکی بال در اثر صدمه تغییر مکان نموده است، دیگر اینکه بال صدمه‌دیده با شیب ضریب ممان پیچشی منفی‌تر، شرایط پایدارتری نسبت به بال سالم پیدا کرده است. مقدار قدر مطلق ضریب ممان پیچشی بال صدمه‌دیده حدود ۷ درصد در زاویه حمله ۶ درجه در مقایسه با بال سالم افزایش یافته است. نمودار شکل ۱۴ تغییرات ضریب پسا را بر حسب زاویه حمله برای دو بال سالم

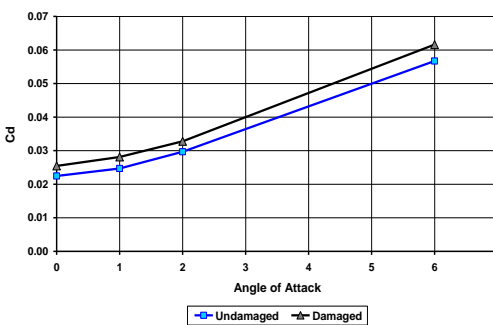
و صدمه‌دیده نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقادیر ضریب پسای بال در اثر صدمه افزایش یافته است. در واقع بخش اعظم از نیروی پسا در حالت حضور صدمه، ناشی از ساختار گردابه‌ای است که در پشت سوراخ صدمه پدید می‌آید و ناحیه‌ای از جریان برگشتی را ایجاد می‌کند. این ساختار گردابه‌ای با افزایش زاویه حمله، منطقه وسیع‌تری از بال را دربر می‌گیرد. مقایسه ضریب پسای دو بال سالم و صدمه‌دیده در زاویه حمله صفر درجه، افزایشی در حدود ۱۴ درصد را در ضریب پسای بال صدمه‌دیده نشان می‌دهد.



شکل ۱۲. مقایسه ضریب نیروی برآی بال صدمه‌دیده در مکان میانه با بال سالم



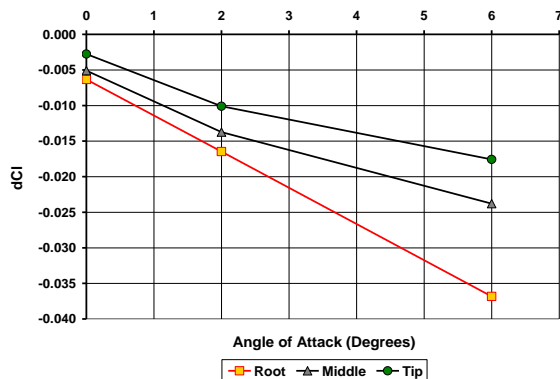
شکل ۱۳. مقایسه ضریب ممان پیچشی بال صدمه‌دیده در مکان میانه با بال سالم



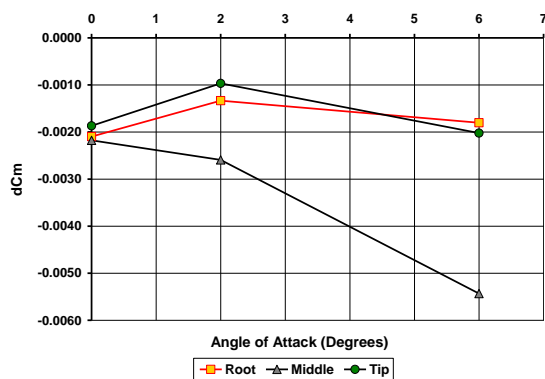
شکل ۱۴. مقایسه ضریب نیروی پسا بال صدمه‌دیده در مکان میانه با بال سالم



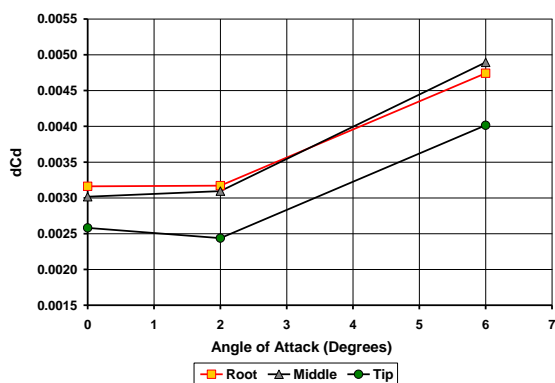
پیچشی بال اعمال می‌نمایند و مکان میانه با اختلاف قابل توجهی ضریب ممان پیچشی منفی‌تری را نتیجه داده است. این نتیجه نشان می‌دهد مکان مرکز فشار ائرودینامیکی بال نیز تحت تأثیر مکان صدمه تغییر خواهد کرد؛ زیرا صدمه الگوی طبیعی توزیع فشار وارد بر بال را تغییر می‌دهد.



شکل ۱۵. بررسی اثر مکان صدمه در راستای دهانه بال، ترم اختلافی ضریب برآ بال صدمه‌دیده و بال سالم



شکل ۱۶. بررسی اثر مکان صدمه در راستای دهانه بال، ترم اختلافی ضریب ممان پیچشی بال صدمه‌دیده و بال سالم



شکل ۱۷. بررسی اثر مکان صدمه در راستای دهانه بال، ترم اختلافی ضریب پسا بال صدمه‌دیده و بال سالم

## ۷. بررسی اثر مکان صدمه در راستای دهانه بال بر تغییرات ضرایب ائرودینامیکی

در این بخش اثر وجود صدمه در مکان‌های مختلف در راستای دهانه بال بر تغییرات مشخصات ائرودینامیکی بال مورد مطالعه عددی قرار گرفته است. برای این منظور، صدمه در مکان‌های ۱۵۰ میلی‌متر، ۴۵۰ میلی‌متر و ۶۵۰ میلی‌متر از ریشه بال مدلسازی و به ترتیب با نام‌های صدمه در ریشه، میانه و نوک بال نامگذاری شده است. برای بررسی بهتر جزئیات اثر صدمه بر ضرایب ائرودینامیکی، تغییرات در ترم‌هایی از اختلاف بیان شده است. در هر زاویه حمله ترم‌های اختلافی به صورت روابط ۱ تعریف شده‌اند.

$$dC_l = C_{l_{\text{Damaged}}} - C_{l_{\text{Undamaged}}}$$

$$dC_d = C_{d_{\text{Damaged}}} - C_{d_{\text{Undamaged}}} \quad (1)$$

$$dC_m = C_{m_{\text{Damaged}}} - C_{m_{\text{Undamaged}}}$$

در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ نمودار تغییرات ضرایب ائرودینامیکی نیرو و ممان پیچشی در زوایای حمله مختلف برای سه مدل از بال صدمه‌دیده در سه موقعیت ریشه، میانه و نوک بال (۱۵۰ میلی‌متر، ۴۵۰ میلی‌متر و ۶۵۰ میلی‌متر) ارائه شده است. نتیجه قابل توجهه اینکه با دور شدن صدمه از ریشه بال به سمت نوک بال، میزان اثرگذاری صدمه بر ضرایب ائرودینامیکی بال کاهش می‌یابد. با توجه به شکل ۱۵ که بیانگر کاهش ضریب برآی بال‌های صدمه‌دیده است، مشاهده می‌شود که هرچه صدمه از نوک بال به سمت ریشه بال جابه‌جا شود، کاهش ضریب برآ بیشتر می‌شود به گونه‌ای که ماکزیمم درصد کاهش برآ نسبت به بال سالم در حالتی که صدمه در نزدیک نوک بال باشد حدود ۲/۵ درصد و زمانی که صدمه نزدیک به ریشه بال باشد حدود ۵/۳ درصد است. این موضوع به این علت است که در بال سه‌بعدی توزیع برآ به گونه‌ای است که در نزدیک ریشه بال برآی بیشتری نسبت به نوک بال که تحت تأثیر گردابه‌های القایی است، وجود دارد. توزیع نیروی برآ روی 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 [۲۲]. بنابراین، ایجاد صدمه در حوالی نوک بال تأثیر قابل توجهی بر نیروی برآ نخواهد داشت. شکل ۱۶ نیز نمودار تغییرات ضریب ممان پیچشی را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود صدمه در دو مکان ریشه و نوک بال تأثیر نسبتاً یکسانی بر ممان

با توجه به شکل ۱۷ مشاهده می‌شود که ضریب پسای بال‌های صدمه‌دیده افزایش می‌یابد. این افزایش در ماکزیمم مقدار خود افزایش معادل ۹ درصد را برای زاویه حمله ۶ درجه و ۱۴ درصد را برای زاویه حمله صفر نشان می‌دهد. موقعیت صدمه در ریشه و میانه بال تأثیر یکسانی روی ضریب پسا دارد. تنها در نوک بال با توجه به وجود گردابه‌های القایی که در بال سالم نیز وجود دارد، افزایش ضریب پسای کمتری در بال صدمه‌دیده مشاهده می‌شود به گونه‌ای که ماکزیمم افزایش ضریب پسا در حالتی که صدمه نزدیک نوک باشد حدود ۷ درصد در زاویه حمله ۶ درجه و ۱۱/۵ درصد در زاویه حمله صفر است. در حقیقت گردابه‌های القایی نوک بال مانع از نفوذ جریان صدمه نوک در سطح بال می‌شود.

## ۸. صحه‌گذاری نتایج حل عددی با استفاده از نتایج آزمایش تونل باد

شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نتایج حل عددی بال سالم را در مقایسه با نتایج تجربی آزمایش تونل باد نشان می‌دهد. در شکل‌های ۲۰ و ۲۱ نیز نتایج بال صدمه‌دیده در مقایسه با نتایج تجربی آزمایش تونل باد نمایش 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. این نمودارها نشان‌دهنده انطباق نسبتاً خوب نتایج حل عددی با نتایج تجربی می‌باشد. در شکل ۲۰ ضرایب نیروی برای بال صدمه‌دیده در حل عددی و آزمایش تونل باد، کاملاً برهم منطبق هستند. البته تفاوت‌هایی در ضریب پسا مشاهده می‌شود که در ادامه عاملی که ممکن است در ایجاد خطا و اختلاف بین نتایج تونل باد و حل عددی مؤثر باشد ذکر شده است.

از جمله عوامل مهم ایجاد خطا در مدل عددی، که تأثیر بسیار مهمی در نتایج داشته است، فرض اولیه حل عددی بر مبنای جریان مغشوش است. همان‌طور که در بحث‌های قبل به آن اشاره شد، برای این نوع ایرفویل حباب جدایش آرام در میانه وتر به‌طور عمومی وجود دارد و عواملی همچون افزایش زاویه حمله، مکان حباب جدایش آرام را به لبه حمله نزدیک‌تر می‌کند. در واقع جریان واقعی روی بال در دو رژیم آرام و مغشوش صورت می‌گیرد.

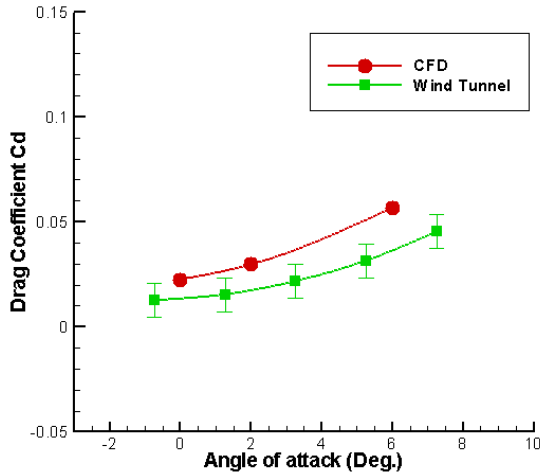
بنابراین فرض جریان مغشوش برای کل جریان روی بال در حل عددی، خطایی را ایجاد خواهد کرد. در مجموع نتایج بیانگر این موضوع است که داده‌های به‌دست آمده از حل شبیه‌سازی عددی، کاملاً منطقی بوده و روند تغییرات ضرایب را با دقت مناسبی محاسبه نموده است.

## ۹. نتیجه‌گیری

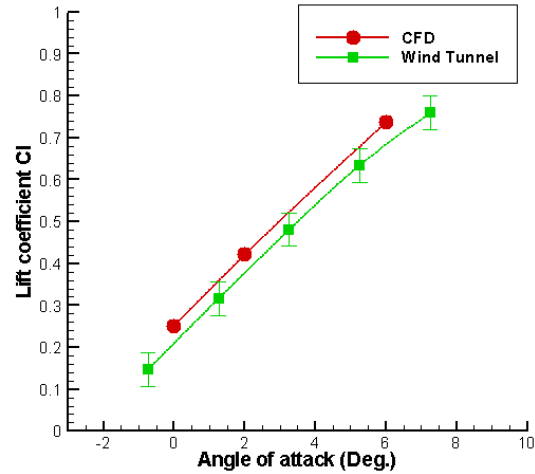
در این مقاله یک نمونه بال محدود که بر اثر برخورد گلوله جنگی دچار صدمه شده است، به دو روش تجربی و عددی مورد مطالعه قرار گرفت تا آثار صدمه بر عملکرد ائرو دینامیکی بال بررسی شود. نتایج این بررسی در قالب ضرایب ائرو دینامیکی نیرو و ممان پیچشی و همچنین آشکارسازی میدان جریان عبوری از سطح بال ارائه و با بال سالم مقایسه شد. به‌منظور بررسی اثر گوشه‌های تیز صدمه، صدمه مورد نظر به‌صورت یک سوراخ گذرنده از بال با مقطع مثلثی شکل شبیه‌سازی شد. همچنین به‌منظور بررسی اثر جریان سه‌بعدی بر تغییرات ضرایب ائرو دینامیکی، 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 به‌طور کلی در مقایسه با بال سالم، تغییرات مشابهی در ضرایب ائرو دینامیکی و ممان پیچشی برای همه موقعیت‌های صدمه مشاهده شده است که شامل کاهش ضریب برآ، افزایش ضریب پسا و تولید ممان 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 بال (۱۵۰ میلی‌متری از ریشه) نسبت به دو مکان دیگر بیشتر است. برای صدمه‌ای که ۱ درصد مساحت سطح مؤثر بال را آسیب برساند، ضریب نیروی برآ در حدود ۵ درصد کاهش و ضریب نیروی پسا در حدود ۱۴ درصد افزایش می‌یابد. همچنین بررسی ضرایب ممان پیچشی نشان داد صدمه میانه (۴۵۰ میلی‌متری) بیشترین تأثیر را بر توزیع فشار سطح بال و مکان مرکز فشار ائرو دینامیکی داشته است به‌طوری‌که قدرمطلق ضریب ممان پیچشی در صدمه میانه، ۷ درصد افزایش یافته است. تغییرات ایجادشده در بال صدمه‌دیده در کنترل و پایداری پرنده بسیار مؤثر است. آشکارسازی جریان نشان می‌دهد که جریان عبوری از صدمه به دو شکل روی بال گسترده می‌شود. شکل اول جت ضعیف است که دنباله ایجادشده از آن بلافاصله در پشت

قوی است. در این حالت آثار صدمه و نفوذ جریان جت و تغییرات میدان فشار بهطور محسوسی در راستای دهانه بال گسترش می‌یابد.

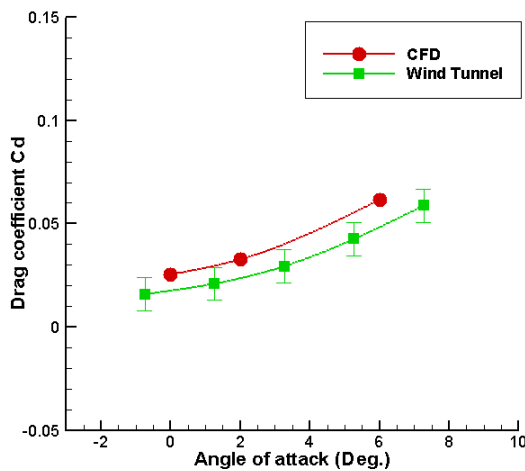
صدمه روی بال خم شده و به سطح بالایی بال چسبیده است. این جت ضعیف کمترین تغییر را در میدان فشار سطح بال ایجاد کرده است. شکل دوم که در اثر افزایش زاویه حمله مشاهده شد، جت



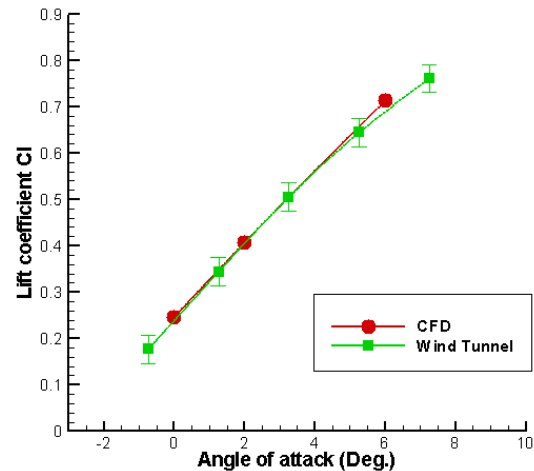
شکل ۱۹. ضریب نیروی پسا بال سالم  
نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد



شکل ۱۸. ضریب نیروی برآ بال سالم  
نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد



شکل ۲۱. ضریب نیروی پسا بال صدمه‌دیده در  
مکان میانه نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد



شکل ۲۰. ضریب نیروی برآ بال صدمه‌دیده در  
مکان میانه نتایج حل عددی و آزمایش تونل باد

#### ۱۰. مأخذ

- [1] Hayes, C. "Effects of Simulated Wing Damage on the Aerodynamic Characteristic of Swept Wing Airplane Model." *NASA Technical Report TMX-1550* (1968).
- [2] Betzina M., Brown D. H. "Aerodynamic Characteristic of an A-4 B Aircraft with

Simulated and Actual Gunfire Damage to One Wing." *NASA Technical Report TMX-73119* (1976).

- [3] Westkaempir, J.C., Chandrasekharan, P.M. "The Effects of Warhead-Induced Damage on the Aeroelastic Characteristics of Lifting Surface."

- Aerodynamic Effects, Vol. 2, University of Texas At Austin, *AFOSR Technical Report* TR-80-1040, 1980.
- [4] Stearman, R. "The Influence of Ballistic Damage on the Aeroelastic Characteristics of Lifting Surfaces." *AFOSR Technical Report* TR-80-0220 (1979).
- [5] Lamb, M. "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 Technical Report* TMX-2815 (1973).
- [6] Spearman, M.L. "Wind Tunnel Studies of the Effects of Simulated Damage on the Aerodynamic Characteristics of Aeroplanes and Missiles." *NASA Technical Report* Tm-84588 (1982).
- [7] Irwin, A.J., Render, P.M., McGuirk, J.J., Porobert, B., Alonze, P.M. "Initial Investigation into Aerodynamic Properties of a Battle Damaged Wing." Paper presented at the 13th AIAA Applied Aerodynamics Conference, California, USA, 1995.
- [8] Irwin, A.J., Render, P.M. "The Influence of Internal Structure on the Aerodynamic Characteristics of Battle-Damaged Wings." Paper presented at the 14th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, USA, 1996.
- [9] Robinson, K.W., Leishman, J.G. "The Effect of Ballistic Damage on the Aerodynamic of Helicopter Rotor Airfoils." Paper presented at the Proceeding of the American Helicopter Society 53rd Annual Forum, Virginia, USA, 1997.
- [10] Leishman, J.G. "Aerodynamic characteristic of a Helicopter Rotor Aerofoil as Affected by Simulated Ballistic Damage." *U. S army research lab report* ARL-CR 66 (1993).
- [11] Robinson, K. W., Leishman, J.G. "The Effect of Ballistic Damage on the Aerodynamic of Helicopter of Rotor Airfoils." *Journal of Aircraft* 35 (1998): 695-703.
- [12] Irwin, A.J., Render, P.M. "The Influence of Mid-Chord Battle Damage on the Aerodynamic Characteristics of Two-Dimensional Wings." *The Aeronautical Journal Royal Aeronautical Society* 104 (2000): 153-161.
- [13] Render, P.M. "Aerodynamics of Battle Damaged Wings-the Influence of Flaps, Camber and Repair Schemes." Paper presented at the 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Toronto, Canada, 2005.
- [14] Mani, M., Render, P.M. "Experimental investigation into the Aerodynamics characteristics of Airfoils with Triangular and star Shaped through Damage." Paper presented at the 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, Toronto, Canada, 2005.
- [15] Rasi, F., Ajali, F., Mani, M. "Aerodynamic investigation of a damaged airfoil with wall effects ." *Scientia Iranica, International journal of science and technology Transaction B: Mechanical engineering* 17 (2010): 395-405.
- [16] Etemadi, F., Yahyavi, B., Mani, M. "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.
- [17] Saeedi, M., Ajali, F., Mani, M. "A comprehensive numerical study of battle damage and repairs upon the aerodynamic characteristics of an aerofoil." *The Aeronautical Journal* 114 (2010): 469-484.
- [18] Render, P.M. "Aerodynamics of Battle-Damaged Finite-Aspect-Ratio Wings." *Journal of Aircraft* 46 (2009): 997-1004.
- [19] Mi, J., Nathan, G.J., Luxton, R.E. "Centerline Mixing Characteristic of Jets From Nine Different Shaped Nozzles." *Experiments in Fluids* 28 (2000): 93-94.
- [20] Wilcox, D .C. *Turbulence Modeling for CFD*. California: DCW Industries Inc., 2006.
- [21] White, F. M. *Viscous Fluid Flow*. New York: McGraw-Hill, 1991.
- [22] Anderson, J.D. *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: McGraw-Hill, 2010.

- 
1. span
  2. paint technique
  3. middle
  4. root
  5. tip
  6. operating pressure condition
  7. velocity inlet
  8. pressure outlet
  9. wall
  10. forward separation line
  11. secondary separation line
  12. contra rotating vortex
  13. laminar separation bubble