بسم الله الرحمن الرحيم

دانشگاه صنعتی امیرکبیر

دانشکدهٔ مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد
مهندسی هوافضا-گرایش آیرودینامیک

مطالعه عددی خواص بال محدود صدمه دیده به شکل مثلث و ستاره

نگارش:

سهیلا عبدالهی‌پور

استاد راهنما:

دکتر محمود مانی

بهمن ۱۳۸۵

بسمه تعالی

شماره:.....

تاریخ:.....

معاونت پژوهشی

فرم پروژه تحصیلات تکمیلی7

فرم اطلاعات پایان‌نامه

کارشناسی‌ارشد و دکترا

دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(پلی‌تکنیک تهران)

مشخصات دانشجو

نام و نام‌خانوادگی: سهیلا عبدالهی پور ☑ **دانشجوی آزاد** ☐ **بورسیه** ☐ **معادل**

شماره دانشجوئی:83129102

رشته تحصیلی: مهندسی هوافضا، گرایش آیرودینامیک، دانشکده مهندسی هوافضا

نام و نام‌خانوادگی استاد راهنما: آقای دکتر محمود مانی

عنوان به فارسی: مطالعه عددی خواص بال محدود صدمه دیده به شکل مثلث و ستاره

عنوان به انگلیسی:Numerical Investigation into the Aerodynamic Characteristic of Wings with Triangular & Star Shape Damage

نوع پروژه	کارشناسی‌ارشد ×
	دکترا

■ کاربردی ☐ بنیادی ☐ توسعه‌ای ■ نظری

تاریخ شروع: بهمن 1384 **تاریخ خاتمه: بهمن 1385** **تعداد واحد: 6**

سازمان تأمین‌کننده اعتبار:

واژه‌های کلیدی به فارسی: بال محدود صدمه دیده، ضریب برا، ضریب پسا، ضریب ممان پیچشی، جت ضعیف، جت قوی، حل عددی، صدمه ستاره، صدمه مثلث

واژه‌های کلیدی به انگلیسی: Damaged wing, Aerodynamic Characteristics, Weak Jet, Strong Jet, Star Shape Damage, Triangular Shape Damage

---

نظرها و پیشنهادها به منظور بهبود فعالیت‌های پژوهشی دانشگاه:

استاد راهنما: آقای دکتر محمود مانی

دانشجو: سهیلا عبدالهی پور

امضاء استاد راهنما: **تاریخ:**

نسخه1: معاونت پژوهشی

نسخه2: کتابخانه و به انضمام دو جلد پایان‌نامه به منظور تسویه حساب با کتابخانه و مرکز اسناد و مدارک علمی

سپاس خداوندي را كه دانا و ياري رسان است و به من فرصت آموختن عطا فرمود،

سپاس و قدرداني از استاد عزيز و گرامي جناب آقاي دكتر محمود ماني كه صبورانه راهنما و پشتيبان اينجانب در انجام اين امر بوده اند،

و با تشكر از استاد گرامي جناب آقاي دكتر سيد محمد حسين كريميان كه زحمت مشاوره و راهنمايي اينجانب را عهده دار بوده اند.

تقدیم به

پدر و مادر عزیزم

که تکیه گاه و پشتیبانم هستند

و همواره یاریم کردند تا

بیاموزم.

چکیده

در این پروژه، یک نمونه بال محدود که در اثر برخورد یک شیء دچار صدمه شده، با استفاده از نرم افزار فلوئنت به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفته و تأثیرات صدمه بر روی ضرایب آیرودینامیکی آن بررسی شده است. برای شبیه‌سازی، مدلی از بال محدود با ایرفویل نامتقارن ناکا با شمارهٔ NACA 64_1-412 در نظر گرفته شده است که طول وتر آن ۲۰۰ میلی‌متر و نیم‌دهانهٔ آن به طول ۸۰۰ میلی‌متر می‌باشد. جریان روی بال با صدمه در دو شکل مقطع ستاره و مثلث در سه موقعیت مختلف سر، میانه و ریشه بر روی نیم‌دهانه بال به صورت عددی بررسی شده است. یک جریان عبوری از سوراخ به علت اختلاف فشار بین سطوح بالایی و پایینی بال ایجاد شده که می‌تواند بسته به زاویه حمله بال و یا شکل صدمه، دو فرم داشته باشد. اولین فرم، جت ضعیف[1] است که یک گردابه چسبیده تشکیل می‌دهد. این جت ضعیف کمترین تغییر را در ضرایب نیرو و ممان و میدان فشار ایجاد می‌کند. فرم دوم که با هر دو علت، افزایش زاویه حمله و افزایش سایز صدمه ناشی می‌شود، جت قوی[2] است. در جت قوی جریان عبوری از صدمه در جریان آزاد نفوذ می‌کند و جدایشی در جریان مجاور سطح تولید می‌نماید. گردابه جدا شده در نهایت با جریان برگشتی توسعه می‌یابد. تأثیر روی ضرایب نیروها و ممان افزایش یافته و اثرات روی میدان فشار به طور محسوسی در راستای دهانه بال گسترش می‌یابد. به طور کلی در مقایسه با بال سالم، بال با حضور صدمه با بالاتر رفتن زاویه حمله، افزایش در افت ضریب برآ، افزایش در ضریب پسا و ضریب ممان‌پیچشی منفی‌تر را نتیجه می‌دهد. به منظور ارزیابی مدل‌سازی عددی، نتایج در هر دو صدمه مثلث و ستاره در موقعیت میانه دهانه بال با نتایج تجربی حاصل از تونل باد مقایسه شده‌اند.

[1] Weak Jet
[2] Strong Jet

فهرست مطالب

عنوان ..... صفحه

۱ فصل اول: مقدمه ۱

۱-۱ مقدمه: ۲

۱-۲ مطالعات انجام شده بر روی صدمه در دهه‌های اخیر ٦

۲ فصل دوم: مفاهیم اصلی صدمه ۱۷

۲-۱ شکل صدمه ۱۹

۲-۲ راستای صدمه ۲۰

۲-۳ سایز صدمه ۲۱

۲-۴ موقعیت صدمه بر روی وتر بال ۲۱

۲-۵ سیمای جریان عبوری از صدمه ۲۱

۲-۵-۱ جریان جت ضعیف ۲۲

۲-۵-۲ جریان جت قوی ۲۳

۳ فصل سوم: مراحل انجام مدل‌سازی هندسی و عددی ۲۵

۳-۱ تولید هندسه و شبکه ۲۷

۳-۱-۱ مدل‌سازی هندسی ۲۷

۳-۱-۲ تولید شبکه محاسباتی ۳۰

۳-۲ مدل‌سازی عددی ٤۷

۳-۲-۱ خلاصه‌ای از روش‌های عددی ٤۷

۳-۲-۲ معادلات و مدل‌های فیزیکی و خواص فیزیکی سیال ٤۹

۳-۲-۳ خواص فیزیکی سیال ۵۲

۳-۲-۴ شرایط مرزی ۵۳

٤ فصل چهارم: ارائه نتایج ٥٨

٤-١ آشکارسازی جریان ٦٠

٤-١-١ صدمه مثلث ٦١

٤-١-٢ صدمه ستاره ٨٤

٤-٢ ضرایب آیرودینامیکی ١٠٣

٤-٢-٢ تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در اثر حضور صدمه ١٠٨

٤-٢-٣ صحه‌گذاری نتایج حل عددی ١١١

٤-٢-٤ داده های فشار بر خط مرکزی صدمه ١١٧

٤-٢-٥ داده‌های ضریب فشار در فواصل مختلف از صدمه در جهت دهانه بال ١٢٠

٤-٢-٦ پروفیل تغییرات سرعت روی دهانه بال در پشت صدمه ١٢٥

٤-٢-٧ تأثیر شکل صدمه بر ضرایب آیرودینامیکی بال ١٢٨

٤-٣ تغییرات ضرایب آیرودینامیکی در اثر وجود صدمه در مکان‌های مختلف بر روی دهانه بال ١٢٩

٥ فصل پنجم: نتیجه‌گیری و پیشنهادها ١٤٣

٥-١ نتیجه گیری ١٤٥

٥-٢ پیشنهادات ١٤٩

فهرست منابع ١٥٢

۱ .مقدمه

با افزایش کاربرد هواپیماها در مناطق جنگی باید انتظار داشت که تاب صدمات احتمالی را هم داشته باشند. به این علت یکی از مهم‌ترین نیازمندی‌های طراحی هواپیما، یعنی بقاء، به طور قابل توجهی اهمیت یافته است. بقای یک هواپیما بستگی به آسیب‌پذیری آن نسبت به صدمه‌ای دارد که بر روی آن ایجاد شده است.به عنوان نمونه صدمه ممکن است به وسیله انواع سلاح‌ها از سلاح‌های کوچک گرفته تا آتش‌بارهای ضدهوایی و ضد موشکی، ایجاد شده باشد. بی‌شک صدمه‌ای که به از دست رفتن بخش فیزیکی یک بال یا سطوح کنترل پرواز منجر می‌شود، در کاهش عملکرد آیرودینامیکی و تنزل سطح کنترل مؤثر است. بنابراین صدمه بر روی هواپیما در تنزل توانایی پرواز به صورت جدی تأثیر خواهد داشت، به طوری که شانس بازگشت موفقیت آمیز به طور قابل توجهی کاهش می‌یابد.

هواپیماهایی که در جنگ جهانی دوم به طرز وحشتناکی هدف قرار می‌گرفت و آسیب می‌دید، با کمال شگفتی به پایگاه خود باز می‌گشت. هواپیماهای خاصی به خاطر سالم بازگرداندن سرنشینان خود در جنگ جهانی دوم، به اعتبار دست یافته‌اند. خلبانان این هواپیماها جانشان را مدیون طراحانی در شرکت‌های هواپیماسازی بویینگ، داگلاس، گرومن و مارتین هستند که این وسایل پرنده را طراحی

کرده‌اند.

حقیقت آن است که بعضی از هواپیماها آسیب‌های جنگی را نسبت به هواپیماهای دیگر بهتر تحمل می‌کرد و این مسأله‌ای است که امروز هم مصداق دارد. به عنوان مثال از شواهد چنین برمی‌آید، که هواپیمای بی۱۷ در جنگ جهانی دوم مقاوم‌تر و محکم‌تر از هم آشیانه‌ای خود یعنی هواپیمای بی۲۴ معروف به لیبراتور بوده است. هواپیمای بی۱۷ دارای بال غول‌آسایی بود که هر تعداد گلوله به آن برخورد وآن را سوراخ می‌کرد باز می‌توانست به پروازش ادامه دهد. اما هواپیمای بی۲۴ که ویژگی کم پسا بودن را در زاویه‌های حمله پایین به همراه داشت و از لحاظ میزان حمل بمب، سرعت پیمایش و برد پروازی نسبت به بی۱۷ برتری داشت در اثر اصابت آتش بارهای ضد هوایی یا آتش توپ به سرعت افت می‌نمود.

می‌بینیم که با طراحی بهینه آیرودینامیکی اجزاء هواپیما می‌توان جلوی عمق فاجعه را گرفت. صرف هزینه و زمان برای انجام آزمایشات تونل باد و بهره بردن از روش‌های عددی در طراحی هواپیماها می‌تواند در مقابل خسارات جبران ناپذیر تلفات مالی و جانی، مقرون به صرفه باشد.

در طول مرحله طراحی هواپیما، تکنیک‌های فراوان بقاء تکمیل می‌شود، که این تکنیک‌ها شامل ارزیابی‌های توانایی هواپیما به منظور ادامه حیات در مقابل درجات مختلف صدمات جنگی می‌باشد. به طور کلی ارزیابی آسیب‌پذیری در درجه اول منجر به تمرکز روی سلامتی سازه، به عنوان مثال استحکام تجهیزات و ضربه‌گیری شده است، در حالی که در درجه دوم به تأثیرات آیرودینامیکی ممکن در اثر صدمه توجه می‌شود. این فقدان توجه به فاکتورهای آیرودینامیکی موجب کمبود اطلاعات مناسب دراین زمینه شده است.

در تهیه مقدمات پرواز یک وسیله پرنده اعم از هواپیما، موشک، هلیکوپتر و غیره، علوم مختلفی دخیل بوده که یکی از پراهمیت‌ترین آنها، آیرودینامیک است. آیرودینامیک علمی است که عبور جریان سیال را از اطراف اجسام بررسی می‌کند. بخصوص در مورد بال هواپیما، محاسبه دقیق توزیع فشار و ضرائب آیرودینامیکی، تأثیر بسزایی در طراحی مناسب آنها دارد. علاوه بر این که تحلیل درست جریان سیال ، در طراحی سازه، سیستمهای کنترل و سیستم پیشرانه، نقش مهمی ایفا می کند، در مورد صدمات وارده بر

بال، پیش‌بینی دقیق تغییرات ضرایب آیرودینامیکی، نقش قابل توجهی در میزان بقای هواپیما دارد.

بررسی‌های آیرودینامیکی به منظور طراحی یک جسم پرنده و یا بهینه‌سازی یک نمونه موجود، معمولاً به وسیلهٔ یکی از روش‌های تجربی، تئوری و یا شبیه‌سازی عددی و یا ترکیبی از آنها انجام می‌گیرد. از مزایای شبیه‌سازی عددی کاهش هزینه و زمان چرخه طراحی و ساخت و همچنین، امکان تحلیل طرح‌های مشابه متعدد پس از ایجاد مدل اولیه و بهبود طراحی محصول در زمان کوتاه می‌باشد. با استفاده از روش‌های عددی می‌توان تعداد آزمایشات تونل باد را کاهش داد. همچنین، در مواردی که به دلیل تأمین سلامت و ایمنی امکان انجام آزمایش نمی‌باشد، مثلاً تصادف هواپیما، شبیه‌سازی عددی به خوبی جوابگو است. به علاوه، در مواردی که حلی با دقت قابل قبول از طریق شبیه‌سازی عددی در دسترس است، این ابزار دید کافی در رابطه با جزئیات جریان در تمامی دامنه حل به دست می‌دهد. در حالی که، دستیابی به این سطح از جزئیات در تمامی دامنه از طریق آزمایشگاهی اگر ناممکن نباشد، بسیار مشکل است. البته توجه به این نکته ضروری است که شبیه‌سازی عددی در برخی حوزه‌های در برگیرنده هندسه و فیزیک پیچیده، هنوز به بلوغ لازم نرسیده که در این گونه مسائل، ارزیابی نتایج حاصل از آن، از طرق دیگر بسیار مهم و ضروری می باشد.

کارهای اندکی در ارتباط با تأثیرات آیرودینامیکی صدمه بر روی بال انجام گرفته است [۱]. کارهای منتشر شده تا به امروز تأثیر صدمه با شکل‌های خیلی ساده، از جمله دایره، روی مدل‌های هواپیما در سرعت‌های بالا را مورد توجه قرار داده است [۲ و۳ و۴]. در حالی که بسط آن برای مشخصات سرعت‌های پایین، قادر به تشریح تأثیرات آیرودینامیکی نمی‌باشد [۱ و۵ و۶].

باید توجه داشت که مطالعهٔ آیرودینامیکی صدمه بر روی بال وقتی قابل توجه است که گلوله یا ترکش از یک طرف وارد و از طرف دیگر خارج گردد و سبب عبور جریان از میان سوراخ و بر هم زدن جریان اطراف بال گردد. تجربیات ناشی از جریان جت عبوری از صدمه نشان می‌دهد که جت‌هایی که از سوراخ‌های با شکل‌های متفاوت می‌آیند، جریان متفاوتی دارند [۷]. بنابراین شبیه‌سازی صدمه به شکل دایره از آن جهت که از سوراخ‌های دایروی به جای صدمه جنگی واقعی با لبه‌های نامنظم استفاده می‌شود قابل انتقاد است.

این موضوع که، آیا نتایج تجربیات قبلی که بر اساس صدمه دایره‌ای شبیه‌سازی شده، برای تقریب زدن صدمه جنگی واقعی منطقی است یا نه، نامعلوم می‌باشد. هر چند که، صدمه جنگی واقعی در حقیقت تصادفی است، زیرا شکل آن به زاویه نسبی برخورد و سرعت برخورد، محل برخورد روی سازه هوایی بستگی دارد. این احتمالات تصادفی اجازه تحقیقات سیستماتیک روی اثرات صدمه جنگی را نمی‌دهد. از سوی دیگر مطالعه جریان جت–جریان آزاد با استفاده از ۹ مقطع جت مختلف نشانگر آن است که مقاطع جت دایروی، اختلاط بیشتری نسبت به دایروی داشته و در میان این جت‌ها، مثلث متساوی‌الاضلاع بیشترین اثر اختلاطی را دارد[۸].

برای غلبه بر این احتمالات تصادفی، و به منظور اجازه دادن به یک مطالعه سیستماتیک روی اثر گوشه‌های تیز، در این پروژه تصمیم گرفته شده است که مدل صدمه قدم به قدم با استفاده از شکل‌های مثلث و ستاره به شکل واقعی صدمه نزدیکتر شود. آزمایشات تجربی نشان‌گر آن است که مقاطع جت غیر دایروی، اختلاط بیشتری نسبت به دایروی دارد[۷]. لذا، با توجه به موارد فوق و به دلیل اینکه در بیشتر کارهای انجام شدهٔ قبلی برای مطالعهٔ اثر صدمه، مقطع سوراخ دایروی در نظر گرفته شده است، در این تحقیق با هدف مطالعهٔ حالاتی که قبلاً مطالعه نشده ، پی‌گیری شده است.

در ادامه، در ابتدا در همین فصل به مروری بر مطالعات انجام شده بر روی صدمه در دهه‌های اخیر پرداخته شده است. در این مطالعات جریان روی ایرفویل با صدمه به شکل‌های دایره، مثلث مستقیم، مثلث معکوس و ستاره‌ای به طور تجربی و با استفاده از اندازه‌گیری فشار، لیفت، درگ و ممان پیچشی و مرئی سازی جریان در مکان‌های مختلفی از وتر بال مورد تحقیق قرار گرفته است. نتایج با یکدیگر و همچنین با ایرفویل بدون صدمه مقایسه شده‌اند. پس از آن در فصل دوم صدمه را از نظر شکل، سایز، محل قرار گیری و راستای آن مورد بررسی قرار داده و همچنین به ارائه مفاهیمی از جریان عبوری بر روی بال دو بعدی در حضور صدمه به صورت کامل پرداخته شده است. سپس در فصل سوم پس از تعریف موضوع پروژه، روند تولید هندسه مدل و تولید شبکه محاسباتی و همچنین روند مراحل مدل‌سازی و شرایط اعمال شده به تفصیل بیان گردیده است. پس از آن، در فصل چهارم به ارائه نتایج بدست آمده و بحث و تحلیل آنها و مقایسه با نتایج موجود تونل باد، پرداخته می‌شود. در ادامه این فصل

بعد از اطمینان از صحت مدل‌سازی به بررسی تأثیر موقعیت صدمه بر روی نیم‌دهانه بال بر تغییرات ضرایب آیرودینامیکی پرداخته شده است. نهایتاً، در بخش بحث و نتیجه گیری، به جمع بندی مطالب ارائه شده، پرداخته و پیشنهاداتی برای ادامه کار ارائه می‌گردد.

۱ ـ ۲ مطالعات انجام شده بر روی صدمه در دهه‌های اخیر

علوم و فنون هوافضایی در دنیای کنونی از پیشرفت عظیمی برخوردار شده و در مقایسه با علوم و صنایع دیگر از تکنولوژی بالایی بهره می‌گیرد. درپنجاه سال اخیر، صنایع هوافضایی درکشورهای مختلف دنیا بخصوص آمریکا، روسیه، چین، انگلستان، فرانسه، کانادا و آلمان اوج چشمگیری داشته و توسعه و اهمیت زیادی یافته است. در حال حاضر اهمیت و کاربرد این نوع علوم، به خوبی در دانشگاه‌های جهان، شناخته شده است. همچنین، صنایع و علوم هوافضایی را از دید استراتژیک بودن و کاربرد نظامی آن، بسیار تقویت می‌نمایند.

روش‌های پژوهش دراین علم در سه شاخه تئوری، عددی و تجربی گسترش یافته است. روش تئوری در اکثر موارد به علت پیچیدگی تحلیل جریان هوا در اطراف اجسام، کارآیی لازم را ندارد، لذا پژوهش‌ها بر روی مسایل آیرودینامیکی بیشتر متکی به روش‌های عددی و تجربی است. در روش عددی با تشابه‌سازی مدل و استفاده از معادلات حاکم بر جریان نظیر ناویر استوکس[1] و با در نظر گرفتن شرایط مرزی اولیه، به وسیلهٔ روش‌های گوناگون، جریان هوا در اطراف مدل مورد بررسی قرار می‌گیرد. اگرچه در دهه اخیر رایانه‌ها از رشد بسیار بالایی برخوردار بوده‌اند و کاربرد روش‌های عددی بسیار رشد نموده است، اما برای تأیید داده‌های به دست آمده از روش‌های عددی نیاز به استفاده از روش‌های تجربی است.

یکی از شاخه‌های مهم آیرودینامیک جنبه تجربی آن است که به عنوان پایه مهمی در طراحی وسایل پرنده، همواره مطرح شده است. در روش تجربی اثر جریان هوا بر روی اجسام را می‌توان به دو صورت مطالعه و بررسی نمود. در حالت اول، می‌توان اجسام را در هوای ساکن به حرکت درآورده و مطالعات

[1] Navier Stokes

لازم را انجام داد، نظیر پرواز آزاد، و در حالت دوم، اجسام و یا مدل آنها را در جریان هوا قرار داده و مشخصات آیرودینامیکی آنها را مورد مطالعه قرار داد. روش اول، روش مستقیم بوده که انجام آن پرهزینه و مشکل است. روش دوم روش غیرمستقیم است که نسبت به روش مستقیم کم هزینه و در ضمن می‌توان اجزای مدل را نیز به طور مجزا آزمایش کرد. در روش غیرمستقیم از تونل باد به طور موفقیت‌آمیزی برای اندازه‌گیری نیروها و مشخصات جریان استفاده می‌شود.

با توجه به این که علم آیرودینامیک یکی از پایه‌های طراحی وسیله پرنده و نقلیه می‌باشد و آیرودینامیک از خیلی جهات یک علم آزمایشگاهی است، لذا تونل باد نقش مهمی درطراحی ایفا می‌کند. تونل باد جریان هوای کنترل شده‌ای را ایجاد کرده که از اطراف مدل مورد نظر عبور می‌کند و به این ترتیب اطلاعات لازم از چگونگی عبور جریان هوا از اطراف مدل به دست می‌آید. بنابراین، یکی از بهترین و ارزان‌ترین روش‌های تجربی برای پژوهش در زمینه علم آیرودینامیک است. همچنین، با استفاده از تونل باد می‌توان نتایج به دست آمده از روش‌های عددی را بررسی و تجزیه و تحلیل نموده و کدها و مدل‌های شبیه‌سازی عددی را اصلاح نمود.

مروری برمطالعات تجربی دهه ۸۰ و پیش ازآن نشان می‌دهد که، قبل از دهه ۸۰ به طور جسته و گریخته کارهای تجربی در زمینه صدمه انجام شده است [۱و ۹ و ۱۰ و ۱۱]. به عنوان نمونه در سال ۱۹۶۸ هایس[1] در ناسا تحقیقی در زمینه اثرات صدمه بال شبیه‌سازی شده بر روی مشخصات آیرودینامیکی یک مدل هواپیما با بال پس‌گرا صورت داده است [۲] و آن را به صورت گزارش ارائه نموده است.

در سال ۱۹۸۲ در مرکز تحقیقات لانگلی ناسا[2]، ایالت ویرجینیا، اسپرمن[3] تحقیقات خود را تحت عنوان «مطالعات تونل باد روی اثرات صدمه شبیه‌سازی شده بر عملکرد آیرودینامیکی هواپیماها و موشک‌ها» ارائه کرد [۴]. به کمک تونل باد، آزمایشات بسیاری به منظور ارزیابی تأثیرات آیرودینامیکی صدمات جنگی که توسط موشک‌ها و هواپیماها ایجاد می‌شود، در این مرکز تحقیقاتی انجام گرفته است. که در آن صدمه بر روی مدل‌ها، به صورت از بین رفتن همه و یا بخشی از بال و دم‌های عمودی و افقی شبیه‌سازی

[1] Hayes
[2] Nasa Langley
[3] Spearman

شده است.

تحقیقات در این مقاله دو هدف را دنبال می‌کند:

- بررسی خطرات احتمالی
- تعیین محدوده صدمه‌ای که قابل تحمل است و به موشک یا هواپیما اجازه بازگشت به قلمروی شخصی و تمام کردن مأموریت را می‌دهد.

در سال ۱۹۹۵، کمبود منابع اطلاعاتی موجود در زمینه اثرات آیرودینامیکی صدمه موجب شد که دکتر رندر[1] و همکارانش در دانشگاه لافبورو[2] انگلستان به فکر انجام تحقیق بر روی خواص آیرودینامیکی بال صدمه دیده جنگی بیافتند [۱۲] و نتایج این تحقیق را در سیزدهمین کنفرانس AIAA که ژوئن ۱۹۹۵ در سن‌دیه‌گوی کالیفرنیا برگزار شد، ارائه کردند. دراین تحقیق آزمایشات تونل باد روی مدل‌های بال نامحدود توپر انجام گرفته است که بر روی آنها صدمه با شلیک اسلحه‌های جنگی رایج، در موقعیت‌های مختلف روی وتر، شبیه‌سازی شده است. مکان صدمه فقط روی وسط دهانه[3] بال نامحدود می‌باشد زاویه برخورد عمود بر خط وتر و هندسه صدمه دایروی است. آزمایشات بدین گونه است:

- پاسخ ایرفویل با وتر ۲۰۰ میلی‌متر در عدد رینولدز $۲/۵\times۱۰^{۵}$ همراه با صدمه در سایزهای ۱۰ درصد وتر و ۲۰ درصد وتر، در هرکدام از چهار مکان لبه حمله، ۲۵ درصد وتر، ۵۰ درصد وتر و لبه فرار.
- مقایسه نتایج ایرفویل با وترهای مختلف ۲۰۰ میلی‌متر و۱۰۰ میلی‌متر که هر دو در عدد رینولدز $۲/۵\times۱۰^{۵}$ آزمایش شده‌اند.
- تحقیق روی تأثیر اعداد رینولدز با ایرفویل صدمه دیده با وتر ۲۰۰ میلی‌متر در عدد رینولدز $۲/۵\times۱۰^{۵}$ و ۵×۱۰^{۵}.

روند تولید لیفت بوسیله یک ایرفویل به بی‌عیبی لبه حمله و سطح بالایی بال بستگی دارد. بنابراین مکان صدمه بر سطح ایرفویل روی مقدار کاهش عملکرد آن تأثیر دارد.

[1] P.M.Render
[2] Loughborough
[3] Span

در این مقاله به منظور ارزیابی استقلال نتایج از سایز مدل، مدل ۲۰۰ میلی‌متر را دوباره با همان مقطع ایرفویل و در همان عدد رینولدز $۲/۵\times۱۰^{۵}$ اما، با وتر کوچکتر ۱۰۰ میلی‌متر و صدمه ۲۰ درصد وتر مورد آزمایش قرار داده است. مشاهده شد که، همان روند حساسیت صدمه نسبت به وتر که برای مدل ۲۰۰ میلی‌متر وجود داشت، این جا نیز وجود دارد.

در مرحله بعد در تلاش برای کاهش اطلاعات از هر دو مدل و استقلال نتایج از سایز وتر و صدمه، تغییر در مقدار ضرایب به وسیله نسبت ناحیه صدمه به کل ناحیه بال سالم نرمالیزه شده که در روابط (۱-۱) آورده شده است.

(۱-۱)

$$\frac{d[C_l]}{dA}=\frac{(C_{ldamaged}-C_{lundamaged})}{(\frac{A_{damaged}}{S})}$$

$$\frac{d[Cd]}{dA}=\frac{(C_{ddamaged}-C_{dundamaged})}{(\frac{A_{damaged}}{S})}$$

$$\frac{d[C_m]}{dA}=\frac{(C_{mdamaged}-C_{mundamaged})}{(\frac{A_{damaged}}{S})}$$

در این مقاله اولین آزمایشات روی ایرفویل‌های با وتر ۱۰۰ میلی‌متر و ۲۰۰ میلی‌متر در عدد رینولدز $۲/۵\times۱۰^{۵}$ انجام گرفته.

سپس مقایسه ضرایب لیفت و درگ و ممان پیچشی مقادیر شاخص صدمه ۲۰ درصد وتر در دو عدد رینولدز ۵×۱۰^{۵} و ۲×۱۰^{۵} در نتایج مقاله ارائه شده است.

برای صدمه ۲۰ درصد وتر در نتایج، اگرچه برخی تغییرات اندک رخ داده است، اما نتایج در نزدیکی استال و قبل از آن نشان می‌دهد که تأثیرات بسیار مستقل از عدد رینولدز در محدوده آزمایش می‌باشد و این بیان می‌کند که وقتی نتایج به طور مناسب نرمالیزه شود می‌توانند با یک درجه اطمینان نسبت به اعداد رینولدز بالاتر برون یابی شود.

به طور کلی تحقیقات اولیه روی مشخصات آیرودینامیک ایرفویل‌های صدمه دیده به نتایج زیر رسیده

است:

- صدمه با قطر ۱۰ درصد وتر، تأثیر اندکی روی مشخصات برآ، پسا، ممان‌پیچشی دارد. اثرات بیشتر با صدمه قطر ۲۰ درصد وتر بدست می‌آید.
- مکانهای ۲۵ درصد و ۵۰ درصد از وتر مکانهای بسیار حساس نسبت به صدمه‌اند و بر روی ضریب لیفت، درگ و ممان پیچشی بیشتر از صدمه لبه حمله و لبه فرار تأثیر می‌گذارند. در واقع وجود صدمه در لبه حمله و لبه فرار اثرات اندکی بر روی ضرایب آیرودینامیکی دارد.
- نرمالیزه کردن تغییر در مقدار ضریب با نسبت سطح صدمه دیده به کل سطح ایرفویل سالم یک شاخص صدمه می‌دهد، که می‌تواند برای تعیین اثرات صدمه روی ضرایب لیفت، درگ و ممان پیچشی به طور مستقل از مقادیر واقعی وتر و دهانه ایرفویل به کار رود.
- در محدوده‌ای که آزمایش شد، تأثیرات صدمه بسیار مستقل از اعداد رینولدز است.

سپس در ادامه تحقیقات، رندر به همراه دانشجوی دکتری خویش ایروین در مورد تأثیر سازه داخلی روی مشخصات آیرودینامیکی بال‌های صدمه دیده جنگی مطالعه [۱۳] و نتایج آن را در چهاردهمین کنفرانس AIAA که در ژوئن ۱۹۹۶ در نیوارلئان آمریکا ارائه کردند.

در این تحقیق صدمات گلوله و صدمه در اثر ترکش موشک قابل انفجار بر روی دو مدل بال توخالی و بال توپر اعمال شد. صدمه گلوله در اندازه‌های ۳۰ درصد وتر و ۴۰ درصد وتر، هر دو در یک نقطه از وتر و صدمه موشک در اندازه‌های ۲/۵ درصد وتر و ۴ درصد وتر ، هردو با تعداد مساوی در هر مترمربع می‌باشد. برای هر دونوع صدمه منحنی ضرایب برحسب زاویه حمله در سه حالت بال سالم و بال با صدمه ۳۰ درصد وتر و بال با صدمه ۴۰ درصد وتر بررسی شده است. همچنین برای هر دو مدل توپر و توخالی درصدمه‌های مختلف با ابعاد مختلف منحنی‌های ضرایب ارائه شده است.

نتیجه تحقیقات در مورد تأثیر سازه داخلی روی مشخصات آیرودینامیکی بالهای صدمه دیده جنگی در این تحقیق مشتمل است بر:

- تغییرات مشخصات آیرودینامیکی در حضور صدمه به طور برجسته‌ای به سازه داخلی بال بستگی دارد. اثر هردو صدمه موشک و گلوله برای بال‌های توپر بیشتر از بال‌های توخالی

است.

- برای هردو مورد گلوله و موشک مشخصات لیفت و درگ نسبت به ممان‌پیچشی، حساسیت بیشتری به ساختمان بال دارند.
- به طور کلی تفاوت‌ها به علت ساختمان بال در مقادیر زاویه حمله پایین، حداقل می‌باشد. این تفاوت‌ها وقتی زاویه حمله زیاد می‌شود بیشتر دیده می‌شود.
- وقتی که سایز صدمه گلوله زیاد می‌شود، تفاوت بین مشخصات بال توپر و توخالی بیشتر به نظر می‌آید. هرچند که اختلاف کمتری، زمانی که سایز صدمه موشک افزایش می‌یابد، دیده می‌شود.

این تحقیق نشان می‌دهد که استفاده از مدل تونل باد مناسب، چه توپر و چه توخالی، به منظور شبیه‌سازی درست شرایط صدمه آیرودینامیکی حیاتی است. این یافته‌ها نه فقط برای توسعه تکنیک‌های مدل‌سازی صدمه جنگی، بلکه برای ارزیابی آسیب پذیری هواپیماها با اندازه واقعی، نتایج مهمی را در بر دارد.

در سال ۱۹۹۷، در پنجاه و سومین نشست سالانه انجمن هلیکوپتر آمریکا در ویرجینیا، رابینسون[1] و لیشمن[2] از دانشگاه ماریلند[3]، درمورد «اثرات صدمه بالستیک روی آیرودینامیک ایرفویل روتور هلیکوپتر» تحقیقی را ارائه کردند [۱۴]. همچنین تحققاتی در سال‌های گذشته در این رابطه انجام داده‌اند [۱۵ و ۱۶].

در هلیکوپترهای نظامی آسیب‌پذیری سیستم روتور اصلی و روتور دم نسبت به صدمه بالستیک از درجه اهمیت برخوردار است. در طول یک مبارزه، هلیکوپتر با حوادث مختلفی از قبیل شلیک گلوله یا انفجار توپ مواجه است. هلیکوپترها بسیار راحت شناسایی می‌شوند و به علت این که از هواپیما آهسته‌تر و پایین تر پرواز می‌کنند، بیشتر در معرض آسیب قرار دارند. همان طور که می‌دانیم در هواپیماهای بال ثابت سیستم‌های مجزا برای تولید لیفت، جلوبرندگی و کنترل وجود دارد اما هلیکوپتر برای همه این عملیات تنها سیستم‌های روتور را دارد. بنابراین، هرصدمه‌ای به روتور وارد شود نتایج وخیمی خواهد داشت. نمونه‌های که دراین آزمایشات استفاده شد از نوع ایرفویل Sc1095 و Sc1095-R8 بوده است.

[1] Robinson
[2] Leishman
[3] Maryland

ایرفویل SC1095 یک ایرفویل رایج در مقاطع روتور هلیکوپترهای پیشرفته است.

آزمایشات به منظور اندازه‌گیری اثرات صدمه بالستیک روی آیرودینامیک مقاطع ایرفویل روتور هلیکوپتر انجام گرفته است. برآ، پسا و ممان پیچشی روی مقاطع بلید دو بعدی سالم و همچنین روی نمونه‌های با صدمه بالستیک اندازه‌گیری شده است. اندازه‌گیری‌ها در اعداد رینولدز بین $۱۰^{۶}\times ۱$ و $۱۰^{۶}\times ۳$ می‌باشد. از ۱۰ بلید که دو تا سالم و ۸ تا آسیب دیده در نظر گرفته شده است. جریان را با روغن آشکارسازی کرده تا الگوی جریان حول این صدمه‌ها بدست آید. در این تحقیق این نتایج از تأثیرات آیرودینامیکی صدمه بر روی مقاطع ایرفویل هلیکوپتر بدست آمده است:

- هرچه اندازه صدمه بزرگتر و به لبه حمله نزدیکتر، در نتیجه کاهش عملکرد آیرودینامیکی بیشتر و درگ هم بیشتر می‌شود.
- به کمک آشکارسازی جریان مشخص می‌شود که، شدت جدایش جریان بالا دست لبه حمله ناحیه صدمه دیده در راستای دهانه با افزایش زاویه حمله رشد می‌کند.
- بیشترین کاهش آیرودینامیکی زمانی اتفاق می‌افتد که صدمه روی ناحیه جلویی بلید قرار گرفته است.
- با مرمت آثار صدمه ممکن نیست کاملاً آن را به حالت سالم نزدیک کرد.

مجدداً در سال ۲۰۰۰، رندر و همکارش ایروین از دانشگاه لافبورو انگلیس تحقیقی را تحت عنوان «اثرات صدمات جنگی در میانه وتر بر روی مشخصات آیرودینامیکی بال دوبعدی» در مجله ایروناتیکال[1] ارائه کردند [۱۷].

این مقاله به طور خلاصه روش‌های شبیه‌سازی صدمات جنگی بر روی بال و همچنین فرضیات پایه و کلیدی مورد استفاده در این مدل‌سازی را مورد بررسی قرار می‌دهد. سپس نتایج کمی و کیفی تحقیقات بر روی عملکرد آیرودینامیکی یک بال، که در ۲۵ درصد وتر صدمه دیده است، ارائه شده است. نتایجی که برای مکانیزم جریان مورد بحث قرار گرفت شامل تغییرات توزیع فشار روی سطح و افزایش ضرایب

[1] Aeronatical