



مدل سازی، تحلیل و بهینه‌سازی سازه‌ی لبه حمله‌ی بال هواپیما در برابر برخورد پرنده

حسن پاهنگه^۱ و محمدحسین ابوالبشری^{۲*}^۱ کارشناس ارشد، گروه مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد^۲ استاد، گروه مکانیک، مرکز پژوهشی مهندسی تولید ناب، دانشگاه فردوسی مشهد

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۱/۳۰؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۴/۱۰/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۷/۲۴

چکیده

در این پژوهش، به کمک نرم افزار Ls-Dyna و با استفاده از روش هیدرودینامیک ذرات هموارشده به شبیه‌سازی نرم‌افزاری برخورد پرنده به لبه حمله بال یک هواپیما و بهینه‌سازی آن پرداخته شده است. به منظور بررسی صحت نتایج مدل‌سازی، ابتدا برخورد پرنده به یک صفحه مسطح آلومینیومی شبیه‌سازی شده، مقادیر کرنش‌ها و تغییر شکل‌های ایجاد شده در صفحه هدف در شبیه‌سازی نرم‌افزاری و آزمایش تجربی با هم مقایسه شده است. پس از حصول اطمینان از صحت نتایج، به مدل‌سازی برخورد پرنده به سازه‌ی لبه حمله بال یک هواپیما پرداخته شده است. در مرحله‌ی بعد، با در نظر گرفتن مشخصات اجزای سازه‌ی بال به‌عنوان متغیرهای طراحی، سعی شده‌است تا مقادیر جرم سازه و تغییر شکل پوسته بال در اثر برخورد پرنده کمینه شود که به‌عنوان توابع هدف در نظر گرفته شده‌اند. برای این کار، ابتدا با استفاده از روش سطح پاسخ، رابطه‌ی بین متغیرهای طراحی و توابع هدف پیش‌بینی شده، سپس به کمک الگوریتم ژنتیک چندهدفه بر پایه جبهه پارتو به کمینه‌سازی جرم و میزان تغییر شکل سازه‌ی بال در اثر برخورد پرنده پرداخته شده است. در نهایت، به ازای مقادیر مختلف جرم در نظر گرفته شده برای سازه، ابعاد اجزای سازه‌ی بال به‌گونه‌ای تعیین شده‌اند که بال کم‌ترین آسیب را پس از برخورد متحمل شود.

کلمات کلیدی: برخورد پرنده؛ سازه‌ی لبه حمله‌ی بال؛ هیدرودینامیک ذرات هموارشده؛ بهینه‌سازی چندهدفه.

Simulation, Analysis and Optimization of Airplane Wing Leading Edge Structure Against Bird Strike

H. Pahange¹, M.H. Abolbashari^{2,*}¹M.Sc., Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran² Prof., Department of Mechanical Engineering, Lean Production Engineering Research Center, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran

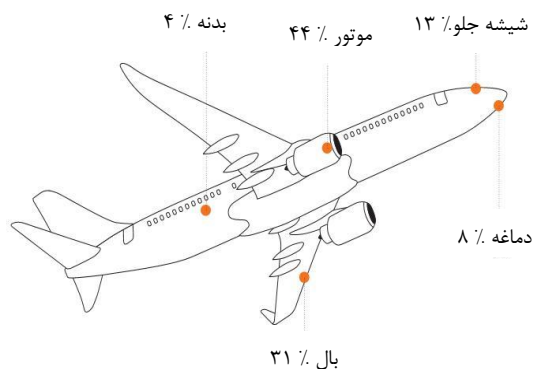
Abstract

A bird strike incident is one of the most dangerous threats to flight safety. In this study, Smoothed Particles Hydrodynamics (SPH) method has been used for simulating the bird strike to an airplane wing leading edge structure using Ls-Dyna software. In order to verify the model, first, experiment of bird strike to a flat Aluminum plate has been simulated and strains and deformations on target plate have been compared with experimental results. Simulation outputs are in good agreement with experimental results. Then bird impact on an airplane wing leading edge structure has been investigated. At the next stage, considering dimensions of wing internal structural components like ribs, skin and spar as design variables, it has been tried to minimize structural mass and wing skin deformation simultaneously. To do this, relations between design variables and cost functions have been predicted by Response Surface Method (RSM), then Pareto based multi objective genetic algorithm has been used to minimize structural mass and wing skin deformation due to the bird strike. Finally dimensions of wing internal structural components are determined in such a way that wing's damage after the collision with a bird becomes minimal.

Keywords: Bird Strike; Wing Leading Edge Structure; Smooth Particle Hydrodynamics; Multi-Objective Optimization.

۱- مقدمه

بال‌ها، دم افقی و عمودی، دماغه، شیشه‌های کابین خلبان و موتورها، از جمله اجزای هواپیما هستند که برخورد پرنده به آن‌ها به صورت مکرر گزارش شده است و باید قابلیت مقاومت در برابر این برخورد را داشته باشند. بر اساس اطلاعات آماری ثبت شده، در بین اجزای نشان داده شده در شکل ۱، ورودی موتور و لبه حمله بال، بیشتر از سایر اجزا در معرض برخورد قرار گرفته‌اند. به همین خاطر، اغلب تحلیل‌های صورت گرفته به بررسی برخورد پرنده به این اجزا اختصاص یافته است. در این پژوهش، به بررسی برخورد پرنده به سازه لبه حمله بال هواپیما پرداخته خواهد شد.



شکل ۱- درصد برخوردهای گزارش شده به هریک از اجزای هواپیما [۴]

روش‌های مختلفی برای شبیه‌سازی نرم‌افزاری پدیده برخورد پرنده وجود دارد. روش لاگرانژی^۳، روش اویلری لاگرانژی انتخابی^۴ و روش هیدرودینامیک ذرات هموارشده^۵ رایج‌ترین روش‌های مدل‌سازی پرنده می‌باشند. در روش لاگرانژی، گره‌های شبکه مش به ذرات متصل هستند و هر حرکت ماده منجر به حرکت شبکه مش نیز می‌شود. مهم‌ترین ایراد این روش، دقت کم در تحلیل مسائل با تغییر شکل‌های بزرگ است. روش اویلری لاگرانژی، انتخابی ترکیبی از روش‌های لاگرانژی و اویلری است که در آن حرکت شبکه مش و ماده از هم مستقل هستند. انجام

هواپیماها و پرنده‌ها، یک فضای مشترک را اشغال می‌کنند، به همین خاطر تصادم بین آن‌ها اجتناب‌ناپذیر است. سابقه مشاهده پدیده برخورد پرنده به هواپیما، به همان آغاز تاریخچه هوانوردی برمی‌گردد. خسارت ناشی از چنین برخوردهایی فاجعه‌بار است. بررسی‌های آماری نشان می‌دهند که سالانه بیش از ۳۰ هزار برخورد پرنده با هواپیماهای غیرنظامی در دنیا رخ می‌دهد که خسارت ناشی از این برخوردها و همچنین برخورد سایر حیوانات با هواپیماهای غیرنظامی در طی یک سال، حدود ۳ میلیارد دلار تخمین زده شده است [۱]. از طرف دیگر، با گذشت زمان و افزایش تعداد مسافرت‌های هوایی، افزایش جمعیت پرندگان و تولید هواپیماهای با تعداد موتورهای کمتر و نیروی جلوبردنگی بیشتر به تعداد برخوردهای پرنده با هواپیما و به دنبال آن هزینه سالیانه ناشی از آن افزوده می‌شود [۲].

با توجه به روند رو به رشد تعداد برخوردهای پرنده به هواپیما، صنایع هواپیماسازی ملزم به طراحی و ساخت هواپیماهایی با سازه‌ی مقاوم‌تر در برابر برخورد پرندگان شده‌اند و پیش از آن‌که به هواپیماها اجازه‌ی ورود به ناوگان هوایی داده شود، باید ایمنی آن‌ها از طریق گرفتن تأییدیه از طرف سازمان‌های استاندارد هوایی تأیید شود. یکی از این استانداردها، آیین‌نامه اتحادیه هوانوردی^۱ است که بر اساس آن بخش‌هایی از هواپیما که در معرض خطر برخورد پرنده هستند، باید در مقابل ضربه ناشی از پرنده مقاوم بوده و یا دست‌کم امکان پرواز مطمئن هواپیما را بعد از برخورد تضمین کنند. از آنجا که گرفتن تأییدیه از طریق انجام آزمایش عملی، نیاز به صرف زمان و هزینه‌ی فراوانی دارد، شبیه‌سازی‌های عددی می‌توانند کمک شایانی به طراحی سازه‌های مقاوم در برابر پرندگان بکنند. شیوه مناسب برای مدل‌سازی عددی، استفاده از نرم‌افزارهای المان محدود است. یکی از قدرتمندترین و معروف‌ترین این نرم‌افزارها، نرم‌افزار ال‌اس‌داین^۲ است که در این پژوهش از آن استفاده شده است [۳].

³ Lagrange

⁴ Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE)

⁵ Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH)

¹ Federal Aviation Regulation

² LS-DYNA

خواهد شد. برای انجام این کار، پس از حصول اطمینان از صحت نتایج مدل‌سازی پدیده برخورد پرنده از طریق مقایسه نتایج شبیه‌سازی شده با نتایج یک آزمایش تجربی ساده‌سازی شده، برخورد به سازه واقعی بال یک هواپیما مورد بررسی قرار گرفته و مقدار تأثیر هر یک از ابعاد اجزای سازه در میزان آسیب وارده به بال تعیین می‌شود. سپس با حل یک مسئله بهینه‌سازی چند هدفه سعی شود تا سازه بال به گونه‌ای طراحی شود که در عین سبک بودن، بیشترین استحکام را در برابر برخورد داشته باشد.

۳- ارزیابی صحت نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری

با توجه به این‌که برای انجام آزمون‌های عملی به ازای هر سرعت پرتابه و همچنین هر هندسه، جنس و شکل سطح هدف باید آزمایش جداگانه‌ای انجام شود، این کار نیاز به صرف زمان و هزینه‌ی زیادی دارد. از طرف دیگر، با توسعه روزافزون نرم‌افزارهای اجزای محدود و سهولت فرآیند مدل‌سازی پدیده‌های فیزیکی نسبت به فرآیند انجام آزمون‌های عملی، استفاده از نرم‌افزارهای اجزای محدود برای تحلیل پدیده برخورد پرنده، محبوبیت بیشتری به دست آورده است.

از آنجاکه همواره صحت نتایج حل یک مسئله به روش اجزای محدود باید ارزیابی شود، معمولاً پیش از مدل‌سازی برخورد پرنده به اجزای سازه‌ی هواپیما نظیر، بال‌ها، دم، پره‌های موتور و دماغه، آزمون‌های عملی ساده‌سازی شده‌ای که قبلاً انجام شده‌اند و نتایج آن‌ها موجود است، شبیه‌سازی می‌شوند و نتایج مدل اجزای محدود با نتایج آزمون عملی مقایسه می‌شوند؛ در صورتی‌که نتایج حاصل از شبیه‌سازی، مشابه نتایج آزمون عملی باشند، صحت مدل نرم‌افزاری تأیید می‌شود و در مرحله بعد می‌توان از این مدل برای شبیه‌سازی برخورد به اجزای سازه‌ی هواپیما بهره برد؛ بنابراین پیش از انجام تحلیل اجزای محدود ضروری است تا آزمون استاندارد برخورد پرنده انجام شده، نتایج آن ثبت گردد و یا در صورت عدم دسترسی به امکانات موردنیاز جهت انجام آزمایش از نتایج آزمایش‌های انجام شده در گذشته توسط افراد دیگر استفاده شود که در این پژوهش نیز، از این روش بهره برده می‌شود؛ بنابراین در این بخش به بررسی و شبیه‌سازی یک نمونه از آزمایش‌های انجام شده در گذشته پرداخته می‌شود.

مدل‌سازی با استفاده از این روش، دارای پیچیدگی‌هایی است که همین موضوع از محبوبیت این روش کاسته است. روش هیدرودینامیک ذرات هموارشده، در واقع روش لاگرانژی بدون شبکه است که در آن شبکه المان محدود جامد با مجموعه‌ای از ذرات جدا، اما مؤثر برهم جایگزین شده است. مدل‌سازی به این روش، ساده‌تر از دو روش دیگر است و این روش به علت استفاده از ذرات ماده به جای شبکه مش برای حل مسائل با تغییر شکل بزرگ مناسب است [۵].

در سال‌های گذشته، محققان زیادی به مطالعه روی پدیده‌ی برخورد پرنده پرداخته‌اند. در سال ۲۰۰۳ یانگ^۱ و همکاران [۶]، برخورد پرنده به شیشه کابین خلبان هواپیما را به صورت آزمایشگاهی و همچنین با روش اجزای محدود مدل‌سازی کردند. در سال ۲۰۰۵ انگیلری^۲ و همکاران [۷]، از مدل هیدرودینامیک ذرات هموارشده (SPH) برای مدل‌سازی پرنده به منظور مطالعه برخورد پرنده به مدخل ورودی کامپوزیتی یک موتور توربوفن استفاده کردند. برای بررسی نتایج حل عددی، یک سری آزمایش برخورد به پوسته نازک کامپوزیتی استوانه‌ای انجام شد. ماو^۳ و همکاران [۸] در سال ۲۰۰۹، اثر زاویه برخورد یک پرنده ۴ پوندی را به پره‌ی فن موتور هواپیما با استفاده از نرم‌افزار LS-DYNA به روش لاگرانژی بررسی کردند. آن‌ها مشاهده نمودند که برخورد قائم، بیشترین نیروی تماسی و کرنش پلاستیک را ایجاد می‌کند. رید^۴ و همکاران [۹] در سال ۲۰۱۳، برخورد پرنده به پره‌ی موتور هواپیما را مورد بررسی قرار داده، روی نوع شکل پرنده، محل برخورد و زمان برخورد مطالعه پارامتری انجام دادند.

در این پژوهش، پرنده با استفاده از روش هیدرودینامیک ذرات هموارشده به کمک نرم‌افزار ال‌اس‌داین‌ا مدل‌سازی شده است.

۲- تشریح مسئله

در این پژوهش، فرآیند مدل‌سازی و تحلیل برخورد پرنده به سازه‌ی هواپیما و بهینه‌سازی این سازه در برابر برخورد انجام

¹ Yang

² Anghileri

³ Mao

⁴ Rade

سطح هدف یک صفحه آلومینیومی با ضخامت ۱۰ میلی‌متر است.

۳-۲- مشخصات مدل پرنده در شبیه‌سازی نرم‌افزاری

در این بخش، به شبیه‌سازی نرم‌افزاری آزمایش لیو می‌پردازیم. برای مدل‌سازی پرنده از روش هیدرودینامیک ذرات هموار شده استفاده شده، هندسه پرنده، یک استوانه با دو انتهای نیم‌کروی در نظر گرفته شده است. با توجه به جرم پرنده که در این آزمایش برابر ۱/۸ کیلوگرم بوده، با در نظر گرفتن چگالی ماده آن و نسبت طول به قطر ۲ [۱۱]، ابعاد هندسی مدل پرنده به‌سادگی قابل محاسبه است. سایر مشخصات مدل پرنده استفاده شده برای شبیه‌سازی آزمایش لیو، در جدول ۲ نشان داده شده است.

به منظور بررسی اثر تغییر چگالی شبکه مش بر نتایج، از سه مدل با شبکه مش درشت، متوسط و ریز برای پرنده و سطح هدف استفاده شده، نتایج هر کدام مورد بررسی قرار می‌گیرد.

جدول ۱- موقعیت قرارگیری حس‌گرها روی صفحه‌ی هدف

حس‌گر	نوع حس‌گر	x (mm)	y (mm)
d ₁	تغییر مکان	-۵۰	۰
d ₂	تغییر مکان	-۱۵۰	۰
S ₁	کرنش	۰	۱۴۰
S ₂	کرنش	۰	۷۰
S ₃	کرنش	۰	۰

جدول ۲- مشخصات مدل پرنده در آزمایش لیو

مقدار	مشخصه
استوانه با دو انتهای نیم‌کروی	هندسه
۰/۲۲۶۲ متر	طول
۰/۱۱۳۱ متر	قطر
۱/۸ کیلوگرم	جرم
۹۵۰ کیلوگرم بر مترمکعب	چگالی
المان SPH	نوع المان مدل پرنده
Null	مدل ماده‌ی پرنده
Gruneisen	معادله حالت
۲۶۰۰	تعداد ذرات پرنده در مدل با شبکه درشت
۳۷۰۰	تعداد ذرات پرنده در مدل با شبکه متوسط
۵۶۰۰	تعداد ذرات پرنده در مدل با شبکه ریز

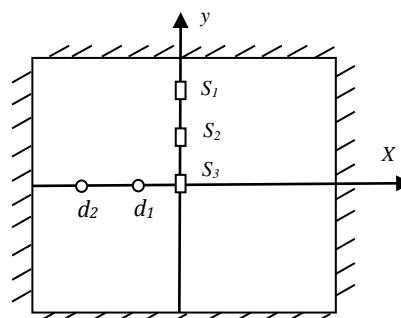
۳-۱- بررسی آزمایش لیو

لیو^۱ و همکارانش [۱۰] در سال ۲۰۱۴، برخورد پرنده با سرعت‌های مختلف را به یک صفحه تخت فلزی مورد آزمایش قرار داده، مقادیر تغییر مکان و کرنش ایجاد شده در نقاط مختلف صفحه هدف را اندازه‌گیری کردند. صفحه هدف در این آزمایش، به‌وسیله‌ی پیچ به تجهیزات نگه‌دارنده متصل به زمین ثابت شده بود.

آن‌ها در این آزمایش، از لاشه مرغ خانگی تازه کشتار شده با جرمی معادل ۱/۸ کیلوگرم به‌عنوان پرتابه استفاده کردند. پرتابه با سرعت‌های اولیه ۷۰، ۱۲۰ و ۱۷۰ متر بر ثانیه به سمت هدف شلیک شده است.

در این آزمایش، از دو نوع ماده متداول در صنایع هوایی برای سطح هدف استفاده شده است. این سطح، یک مرتبه از جنس آلومینیوم ۲۰۲۴ با ضخامت ۱۰ و ۱۴ میلی‌متر و یک مرتبه از جنس فولاد C45E4 با ضخامت ۴/۵ و ۸ میلی‌متر در نظر گرفته می‌شود. طول و عرض همه این صفحات، ۶۰۰ میلی‌متر بوده، چهار طرف آن به صورت گیردار مقید شده است.

برای اندازه‌گیری تغییر شکل و کرنش ایجاد شده در صفحه هدف، از حس‌گرهای نصب شده در پشت آن در موقعیت‌های نشان داده شده در شکل ۲ استفاده شده است. محل دقیق نصب این حس‌گرها، در جدول ۱ مشخص شده است.



شکل ۲- موقعیت قرارگیری حس‌گرها روی سطح هدف

در این پژوهش، از نتایج آزمایش شماره ۲۵ لیو استفاده می‌شود. در این آزمایش، سرعت برخورد ۱۱۶ متر بر ثانیه و

¹ Liu

مکانیکی جسم را به صورت الاستیک-پلاستیک با سخت‌شوندگی آیزوتروپیک مدل می‌کند.

با توجه به زیاد بودن نرخ تغییرات کرنش نسبت به زمان در مسئله مورد بررسی و اهمیت آن در مقدار تنش تسلیم ماده، اثر نرخ کرنش بر تنش تسلیم باید در نظر گرفته شود. مدل ماده استفاده شده برای صفحه هدف، اثرات نرخ کرنش را نیز با استفاده از قانون کوپر-سیموندز^۲ مطابق رابطه (۳) در نظر می‌گیرد [۱۳].

$$\frac{\sigma_n}{\sigma_y} = 1 + \left(\frac{\dot{\epsilon}}{D}\right)^{\frac{1}{P}} \quad (3)$$

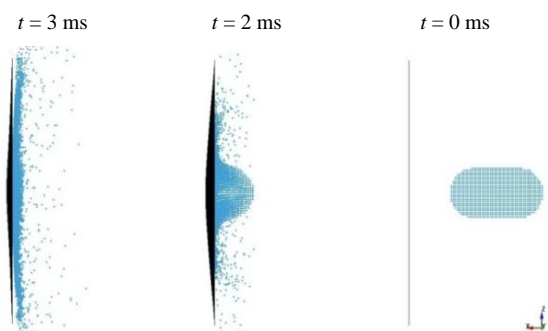
که در آن σ_n تنش تسلیم دینامیکی، σ_y تنش تسلیم استاتیکی، $\dot{\epsilon}$ نرخ کرنش معادل و P و D ثوابت معادله کوپر-سیموندز هستند.

مشخصات مدل اجزای محدود سطح هدف آلومینیومی در جدول ۳ گردآوری شده است.

۳-۴- نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری

شکل ۳، نحوه تغییر شکل مدل نرم‌افزاری پرنده و سطح آلومینیومی هدف را در طی فرآیند برخورد نشان می‌دهد.

پس از شبیه‌سازی نرم‌افزاری آزمایش انجام شده توسط لیو به تحلیل نتایج و مقایسه آن‌ها با نتایج آزمایش عملی می‌پردازیم. به این منظور، نمودارهای تاریخچه تغییر مکان و کرنش در محل نصب حس‌گرها روی سطح هدف که از شبیه‌سازی به دست آمده‌اند، با نمودارهای متناظر ارائه



شکل ۳- نحوه تغییر شکل مدل پرنده و صفحه آلومینیومی هدف در شبیه‌سازی آزمایش لیو در حین برخورد

نوع الگوریتم تماس استفاده شده بین مدل پرنده و سطح هدف، الگوریتم تماسی گره به سطح است.

به خاطر سرعت زیاد برخورد و بیشتر بودن تنش ایجاد شده در پرتابه نسبت به تنش تسلیم آن، ماده پرنده را می‌توان به صورت یک سیال در نظر گرفت. فیلم‌برداری‌های انجام شده از آزمایش‌های برخورد، صحت این فرض را تأیید می‌کنند. برای مدل‌سازی رفتار یک سیال به یک معادله حالت که رابطه بین کمیت‌های ترمودینامیکی سیال را نظیر فشار و چگالی توصیف می‌کند، نیاز است.

یکی از انواع معادلات حالتی که برای مدل‌سازی رفتار پرنده در برخورد با سرعت‌های زیاد استفاده می‌شود، معادله حالت گرونیسن [۱۲] است؛ که این معادله حالت رابطه فشار و چگالی را بسته به این‌که ماده فشرده یا منبسط شود، به دو شکل مختلف بیان می‌کند. معادله حالت گرونیسن برای ماده فشرده شده، به صورت رابطه (۱) و برای حالت منبسط شده، به صورت رابطه (۲) بیان می‌شود.

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{a}{2} \mu^2 \right]}{\left[1 - (S_1 - 1) \mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2} \right]^2} + (\gamma_0 + a\mu)E \quad (1)$$

$$P = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + a\mu)E \quad (2)$$

که در این روابط C تقاطع منحنی $Vs-Vp$ ؛ S_1 ، S_2 و S_3 ضرایب شیب منحنی $Vs-Vp$ ؛ γ_0 گامای گرونیسن، E انرژی داخلی بر واحد حجم مرجع، a ضریب تصحیح مرتبه اول حجم، Vs سرعت شوک، Vp سرعت ذره‌ی ماده و $\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1$ (نسبت چگالی در هر زمان به چگالی اولیه) است [۳].

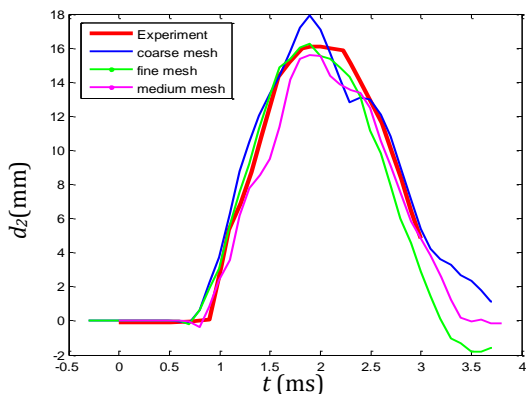
۳-۳- مشخصات مدل سطح هدف در شبیه‌سازی

نرم‌افزاری

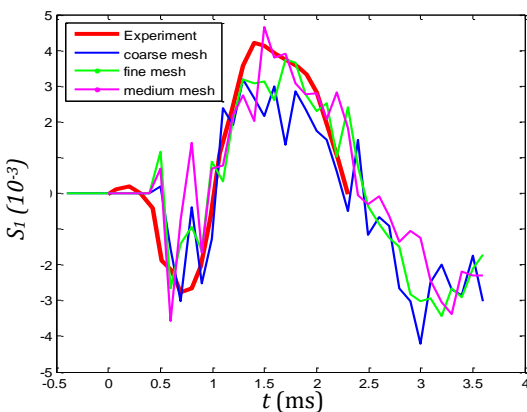
باتوجه به کم بودن ضخامت صفحه هدف نسبت به سایر ابعاد آن، برای شبکه‌بندی این جسم از المان پوسته استفاده می‌شود. برای مدل‌سازی رفتار ماده سطح هدف، از مدل ماده سینماتیک پلاستیک^۱ استفاده شده است. این ماده، رفتار

² Cowper-Symonds

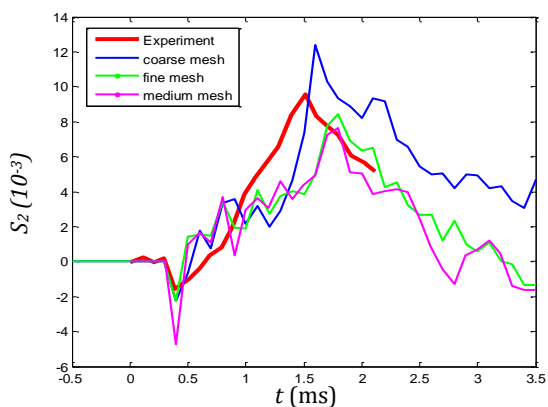
¹ MAT_Plastic_Kinematic



شکل ۴- مقایسه نمودارهای تغییر مکان در محل حس گر d_2 مدل اجزای محدود و آزمایش لیو در حین برخورد



شکل ۵- مقایسه نمودارهای کرنش در محل حس گر S_1 مدل اجزای محدود و آزمایش لیو در حین برخورد

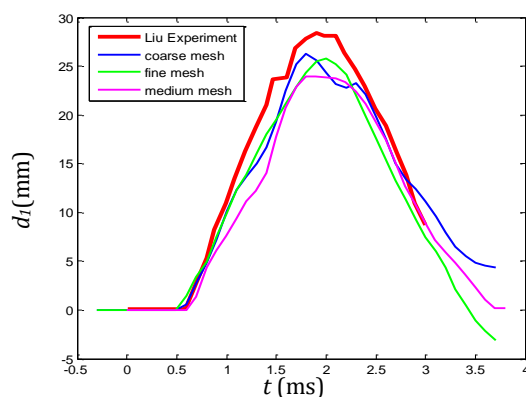


شکل ۶- مقایسه نمودارهای کرنش در محل حس گر S_2 مدل اجزای محدود و آزمایش لیو در حین برخورد

شده توسط لیو مقایسه می‌شوند. شکل‌های ۴ تا ۸، این نمودارها را برای هر کدام از نقاط جدول ۱ نشان می‌دهند.

جدول ۳- مشخصات مدل سطح هدف آزمایش لیو در مدل نرم‌افزاری

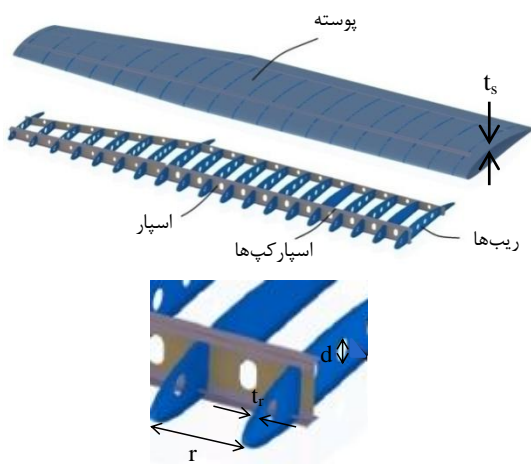
مشخصه	مقدار
شرایط مرزی	گیردار
طول ضلع	۶۰۰ متر
ضخامت	۰/۰۱ متر
مدل ماده	سینماتیک پلاستیک
چگالی	۲۹۲۳ کیلوگرم بر مترمکعب
تنش تسلیم	۳۴۵ مگا پاسکال
کرنش شکست	۰/۱۸
مدول یانگ	۷۱۰۰۰ مگا پاسکال
مدل مماسی	۴۶۰ مگا پاسکال
نسبت پواسون	۰/۳۳۴
ثابت D معادله کوپر سیموندز	۱۲۸۰۰۰ بر ثانیه
ثابت p معادله کوپر سیموندز	۴
نوع المان	پوسته
تعداد المان سطح هدف در مدل با شبکه‌ی درشت	۲۲۵
تعداد المان سطح هدف در مدل با شبکه‌ی متوسط	۴۰۰
تعداد المان سطح هدف در مدل با شبکه‌ی ریز	۹۰۰



شکل ۷- مقایسه نمودارهای تغییر مکان در محل حس گر d_1 مدل اجزای محدود و آزمایش لیو در حین برخورد

هواپیمای مورد مطالعه را به همراه چیدمان اجزای سازنده آن نشان می‌دهد.

در مدل‌سازی برخورد پرنده به سازه‌ی بال، به دلیل این‌که فقط قسمت ابتدایی بال در معرض برخورد قرار دارد، به منظور کاهش زمان حل، تنها قسمت لبه حمله بال هواپیمای هدف مدل‌سازی و شبکه‌بندی می‌شود. در این پژوهش، با توجه به استانداردهای موجود، فرض شده است که پرنده با سرعتی برابر سرعت سیر هواپیمای مورد مطالعه (۶۱ متر بر ثانیه) به قسمت میانی بال برخورد می‌کند. محل برخورد، آسیب پذیرترین نقطه یعنی بین دو ریب انتخاب شده است و جهت برخورد در راستای وتر بال فرض شده است. شکل ۱۰، موقعیت برخورد مدل پرنده را نسبت به بال هواپیما نشان می‌دهد.

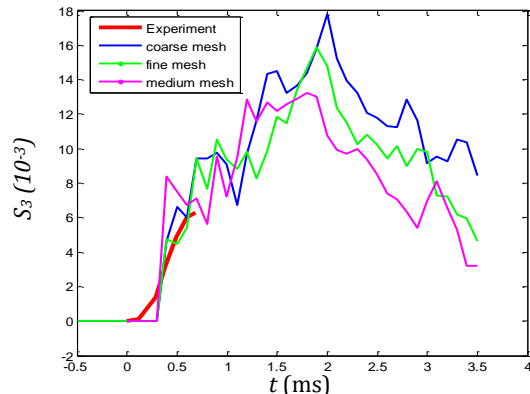


شکل ۹- اجزای سازه‌ی بال هواپیما



شکل ۱۰- موقعیت برخورد مدل پرنده به بال هواپیما

برای شروع مدل‌سازی اجزای محدود برخورد پرنده به هواپیما، به یک طرح اولیه از اجزای سازه بال نیاز است. به این منظور، باید ابتدا طراحی سازه‌ی اولیه بال هواپیما بر اساس معیارها و روش‌های طراحی موجود انجام شود. برای این کار، باید با استفاده از مقادیر نیروهای آئرودینامیکی برآ و پسای وارد به بال، نیروهای وزن و اینرسی، ابعاد و



شکل ۸- مقایسه‌ی نمودارهای کرنش در محل حس گر S3 مدل اجزای محدود و آزمایش لیو در حین برخورد

با مقایسه پنج نمودار به دست آمده از شبیه‌سازی نرم‌افزاری و نمودارهای آزمون عملی، مشاهده می‌شود که مدل نرم‌افزاری، رفتار پرنده و سطح هدف را در برخورد به خوبی پیش‌بینی کرده، نتایج قابل اعتمادی را ارائه می‌دهد؛ بنابراین می‌توان با استفاده از روش به کار گرفته شده در این بخش، به مدل‌سازی برخورد پرنده به سازه بال هواپیما پرداخت.

۴- شبیه‌سازی برخورد پرنده به بال هواپیما

با توجه به قابل قبول بودن دقت نتایج مدل‌سازی برخورد پرنده که در قسمت قبل ارائه شد، اکنون می‌توان برخورد پرنده به لبه حمله بال یک هواپیما را مدل‌سازی و تحلیل کرد.

از آنجاکه بال هواپیما نقشی اساسی در ایجاد نیروی برآ و پرواز هواپیما ایفا می‌کند، بررسی اثر برخورد اجسام خارجی نظیر، پرندگان بر عملکرد آن اهمیت زیادی پیدا می‌کند. سازه بال هواپیما از اجزای مختلفی نظیر، پوسته‌ی بال، اسپارها^۱، اسپارکپ‌ها^۲، ریب‌ها^۳ و ... تشکیل شده است. این اجزا، توسط اتصالاتی نظیر پرچ به همدیگر متصل می‌شوند. هرکدام از این اجزا بخشی از نیروهای وارد شده به بال را تحمل کرده، سبب استحکام آن می‌شوند. شکل ۹، بال

¹ Spar

² Spar Cap

³ Rib

جدول ۴- متغیرها و قیدهای طراحی

متغیر طراحی	محدوده‌ی تغییرات (mm)
ضخامت پوسته	$0.16 \leq t_s \leq 1.1$
ضخامت ریب‌ها	$1 \leq t_r \leq 1.6$
فاصله‌ی ریب‌ها	$200 \leq r \leq 350$
قطر بریدگی ریب‌ها	$40 \leq d \leq 80$

۴-۲- توابع هدف

مقدار تابع هدف در یک مسئله بهینه‌سازی وابسته به مقدار متغیرهای طراحی است. معمولاً در مسائل بهینه‌سازی سعی می‌شود تا متغیرهای طراحی به گونه‌ای محاسبه شوند که مقدار تابع هدف کمینه شود. در این پژوهش، دو تابع هدف برای مسئله در نظر گرفته می‌شود که شرح هر یک در ادامه آمده است.

۴-۲-۱- جرم سازه

ابعاد و ضخامت‌های اجزای سازه لبه حمله بال در مقدار وزن سازه مؤثر هستند. از طرفی وزن به‌عنوان پارامتری با اهمیت در طراحی سازه‌های هوایی به شمار می‌آید. به همین دلیل لازم است تا طراح، سازه را به‌گونه‌ای طراحی کند که کم‌ترین وزن ممکن را داشته باشد.

برای هواپیمای مورد مطالعه، جرم سازه لبه حمله با استفاده از روابط هندسی با توجه به ضخامت پوسته بال، ضخامت ریب‌ها، فاصله ریب‌ها و قطر بریدگی داخل آن‌ها به کمک رابطه (۴) قابل محاسبه است.

$$m = 6.2737 + 7152.581 t_s + 2923 \left[\frac{2.9}{r} \right] \left(0.03978125 - \frac{\pi}{4} d^2 \right) t_r + 2923 \left(\sum_{i=1}^{\left[\frac{1.8}{r} \right]} 0.001416 (i \times r)^2 - 0.01729 (i \times r) + 0.04015 \right) - \left[\frac{1.8}{r} \right] \frac{\pi}{4} d^2 t_r \quad (4)$$

که در رابطه (۴)، m جرم کل سازه لبه حمله، t_s ضخامت پوسته بال، t_r ضخامت ریب‌ها، r فاصله بین ریب‌ها و d قطر بریدگی داخل ریب‌ها بوده است. این رابطه از جمع جرم مربوط به هر یک از اجزای سازه لبه حمله بال شامل، اسپارها

ضخامت‌های پوسته‌ی بال، ریب‌ها، اسپارها و اسپارکپ‌ها تعیین شوند. به علت این‌که همه اجزای بال از ورق‌های آلومینیوم با ضخامت کم ساخته می‌شوند، این مدل‌ها با المان پوسته شبکه‌بندی شده‌اند. ابعاد تقریبی این المان‌ها، بین ۵ تا ۱۰ میلی‌متر و تعداد کل آن‌ها برابر ۹۰۰۰۰ در نظر گرفته شده است. علت استفاده از المان‌هایی با این ابعاد، بررسی شبکه‌های مش از درشت تا ریز و مقایسه نتایج آن‌ها در مدل‌های مشابه است. تماس بین اجزای مختلف سازه بال توسط الگوریتم تماس سطح به سطح^۱ و تماس بین پرند با اجزای بال با الگوریتم گره به سطح^۲ مدل‌سازی شده است. برای مدل‌سازی پرچ‌ها، از تماس گره به سطح با قابلیت تحمل نیروی عمودی و برشی مشخص^۳ استفاده شده است. سازه بال در قسمت ریشه اسپار جلو و در محل نصب استرات^۴ مقید شده است که همان محل شکستگی بال است. در ادامه با در نظر گرفتن ابعاد و ضخامت‌های هر یک از اجزای سازه بال به عنوان متغیر طراحی، سعی می‌شود این متغیرها به‌گونه‌ای تعیین شوند که سازه کم‌ترین وزن ممکن را داشته، درعین حال در برابر بار دینامیکی ناشی از برخورد پرند کم‌ترین آسیب را ببیند؛ بنابراین لازم است تا یک مسئله بهینه‌سازی حل شود. حل هر مسئله بهینه‌سازی، نیازمند داشتن اطلاعات در مورد متغیرهای طراحی، قیدهای طراحی و توابع هدف است که در ادامه در مورد آن بیشتر بحث خواهد شد.

۴-۱- متغیرها و قیدهای طراحی

همان‌طور که ذکر شد، ابعاد اجزای مختلف سازه بال به عنوان متغیرهای طراحی انتخاب می‌شوند. این پارامترها شامل، ضخامت پوسته بال، ضخامت ریب‌ها، فاصله ریب‌ها و قطر بریدگی داخل ریب‌ها است. نماد نشان دهنده هر کدام از این پارامترها به همراه محدوده تغییرات هر یک که به عنوان قیدهای طراحی در نظر گرفته می‌شوند، در جدول ۴ نشان داده شده‌اند. این مقادیر با توجه به طراحی اولیه سازه بال هواپیمای تحقیقاتی هدف انتخاب شده‌اند.

¹ Contact_Automatic_Surface_To_Surface

² Contact_Eroding_Nodes_To_Surface

³ Contact_Tiebreak_Nodes_To_Surface

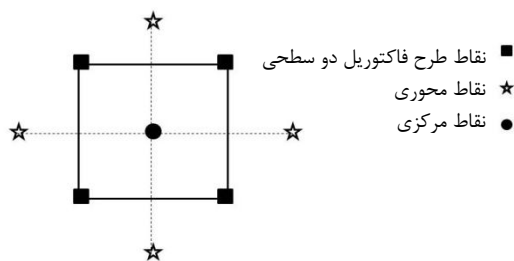
⁴ Strut

مرتبه بالاتر برای تعیین تابع پاسخ استفاده کرد؛ گرچه هیچ‌کدام از این مدل‌ها نمی‌توانند در تمام نقاط، پاسخ را به شکل دقیق پیش‌بینی کنند، اما برای یک بازه، تغییرات کوچک متغیرها، از دقت خوبی برخوردار هستند.

ساختن مدل جایگزین برای پیش‌بینی مقدار تغییر شکل پوسته، نیاز به بررسی نتایج مربوط به چند آزمایش انجام شده به روش اجزای محدود در فضای طراحی دارد. مشخصات این نمونه‌ها، توسط روش‌های طراحی آزمایش تعیین می‌شود. در این پژوهش با توجه به وجود انحنا و مناسب نبودن مدل خطی از شیوه مرکب مرکزی^۲ برای طراحی آزمایش استفاده شده و یک مدل درجه دو برای ساختن مدل سطح پاسخ به کار رفته است.

روش مرکب مرکزی، رایج‌ترین روش استفاده شده برای مدل‌های مرتبه‌ی دوم است. در این روش، نقاط آزمایش شامل، نقاط طرح فاکتوریل دوسطحی، تعدادی نقطه محوری و نقطه‌ی مرکزی است؛ بنابراین برای هر متغیر ۵ سطح در نظر گرفته می‌شود. شکل ۱۱، این نقاط را برای یک آزمایش دو متغیره به صورت شماتیک نشان می‌دهد.

طرح مرکب مرکزی مناسب برای مسئله چهار متغیره این پژوهش، شامل ۲۵ آزمایش است که مشخصات این آزمایش‌ها به همراه مقدار بیشینه تغییر شکل پوسته بال که از مدل‌سازی اجزای محدود محاسبه شده است، در جدول ۵ نشان داده شده است.



شکل ۱۱- نقاط آزمایش طرح مرکب مرکزی دو متغیره

در نهایت مدل رگرسیون درجه دوم برای برازش تابع تغییر شکل پوسته نسبت به متغیرهای طراحی پس از حذف پارامترهای کم‌اهمیت، به صورت رابطه (۵) به دست می‌آید.

و اسپارک‌پها، پوسته بال و ریب‌ها به دست آمده است. جرم هرکدام از این اجزا، برابر حاصل‌ضرب چگالی ماده آن‌ها در ضخامت در مساحت آن‌ها در نظر گرفته شده است. مساحت هرکدام از اجزای سازه بال از مدل هندسی ساخته شده برای آن‌ها استخراج گردیده است. حد بالای شمارنده در این رابطه، تعداد ریب‌ها را نمایش می‌دهد و نماد $[\]$ نشان‌دهنده تابع جزء صحیح است. برای یافتن جرم هر جزء، کافی است تا چگالی ماده سازه در مساحت رویه هر جزء سازه و هم‌چنین در ضخامت آن ضرب شود.

۴-۲-۲- پیشینه تغییر شکل پوسته‌ی بال

با توجه به این‌که شکل آئرو‌دینامیکی پوسته‌ی بال نیروی برآ^۱ لازم برای غلبه بر وزن هواپیما را تأمین می‌کند، هرگونه تغییر شکل آن منجر به کاهش نیروی برآ شده و می‌تواند برای ادامه پرواز خطراتی را در پی داشته باشد؛ بنابراین باید سعی شود، سازه بال به‌گونه‌ای طراحی شود که پوسته آن در اثر برخورد یک جسم خارجی مانند پرنده، کم‌ترین آسیب را متحمل شود.

برای مینیمم کردن تغییر شکل پوسته، لازم است تا رابطه بین ابعاد و ضخامت‌های اجزای داخلی بال و مقدار تغییر شکل پوسته در اثر برخورد مشخص باشد. از آنجا که این ارتباط به‌سادگی قابل‌تشخیص نیست، لازم است تا پس از اجرای تعداد محدودی مدل اجزای محدود برخورد پرنده به بال هواپیما، به ازای مقادیر مختلف ابعاد اجزای سازه‌ی بال و ثبت مقدار تغییر شکل پوسته، رابطه بین این ابعاد و تغییر شکل پوسته پیش‌بینی شود. در این پژوهش، از روش سطح پاسخ برای تعیین تأثیر ابعاد و ضخامت‌های اجزای سازه‌ی بر مقدار تغییر شکل پوسته به شکل یک تابع استفاده شده است.

روش سطح پاسخ، ترکیبی از نظریه‌های ریاضی و آماری است که برای انجام پیش‌بینی مناسب از رابطه ورودی‌ها و خروجی‌های یک سیستم مهندسی به کار می‌رود [۱۴]. در این روش، معمولاً در ابتدا فرض می‌شود که پاسخ به‌صورت تابعی خطی از متغیرهای مستقل است. سپس در صورت وجود انحنا و مناسب نبودن مدل خطی، باید از مدل‌های

^۲ Central Composite Design

^۱ Lift

جدول ۵- ماتریس طراحی آزمایش و نتایج شبیه‌سازی نرم‌افزاری

شماره آزمایش	ضخامت پوسته (mm)	ضخامت ریب‌ها (mm)	فاصله ریب‌ها (mm)	قطر بریدگی‌ها (mm)	بیشینه تغییر شکل پوسته (mm)
۱	۰/۶	۱	۲۰۰	۴۰	۲۳۱/۹
۲	۱/۱	۱	۲۰۰	۴۰	۵۵/۱
۳	۰/۶	۱/۶	۲۰۰	۴۰	۲۰۵
۴	۱/۱	۱/۶	۲۰۰	۴۰	۵۰/۴
۵	۰/۶	۱	۳۵۰	۴۰	۲۵۳/۷
۶	۱/۱	۱	۳۵۰	۴۰	۶۸/۴
۷	۰/۶	۱/۶	۳۵۰	۴۰	۲۳۸/۸
۸	۱/۱	۱/۶	۳۵۰	۴۰	۶۴/۶
۹	۰/۶	۱	۲۰۰	۸۰	۲۳۲/۱
۱۰	۱/۱	۱	۲۰۰	۸۰	۵۴/۷
۱۱	۰/۶	۱/۶	۲۰۰	۸۰	۲۰۶/۱
۱۲	۱/۱	۱/۶	۲۰۰	۸۰	۵۰/۲
۱۳	۰/۶	۱	۳۵۰	۸۰	۲۵۷/۴
۱۴	۱/۱	۱	۳۵۰	۸۰	۶۷/۶
۱۵	۰/۶	۱/۶	۳۵۰	۸۰	۲۴۰/۲
۱۶	۱/۱	۱/۶	۳۵۰	۸۰	۶۴/۳
۱۷	۰/۳۵	۱/۳	۲۷۵	۶۰	۲۷۶/۸
۱۸	۱/۳۵	۱/۳	۲۷۵	۶۰	۱۶/۴
۱۹	۰/۸۵	۰/۷	۲۷۵	۶۰	۱۹۳/۷
۲۰	۰/۸۵	۱/۹	۲۷۵	۶۰	۱۵۷/۵
۲۱	۰/۸۵	۱/۳	۱۲۵	۶۰	۱۱۵
۲۲	۰/۸۵	۱/۳	۴۲۵	۶۰	۱۹۱/۲
۲۳	۰/۸۵	۱/۳	۲۷۵	۲۰	۱۶۷/۲
۲۴	۰/۸۵	۱/۳	۲۷۵	۱۰۰	۱۷۰
۲۵	۰/۸۵	۱/۳	۲۷۵	۶۰	۱۶۷/۴

نشان‌دهنده‌ی این است که آن پارامتر تأثیر بیشتری بر تابع پاسخ دارد.

همان‌طور که در جدول ۶ مشاهده می‌شود، بیشترین و کم‌ترین مقدار F به ترتیب متعلق به متغیرهای ضخامت پوسته و قطر بریدگی ریب‌ها می‌باشد؛ و این به این معنی است که بیشترین تأثیر را بر مقدار آسیب وارده به پوسته در اثر برخورد، مقدار ضخامت پوسته داشته و قطر بریدگی ریب‌ها کم‌ترین تأثیر را بر میزان تغییر شکل و آسیب وارده به پوسته می‌گذارد.

علاوه بر این مقدار P تفاوت بین واریانس هر پارامتر با واریانس نويز را نشان می‌دهد. هرچه مقدار P برای یک پارامتر کم‌تر باشد، آن پارامتر تأثیر بیشتری بر خروجی دارد.

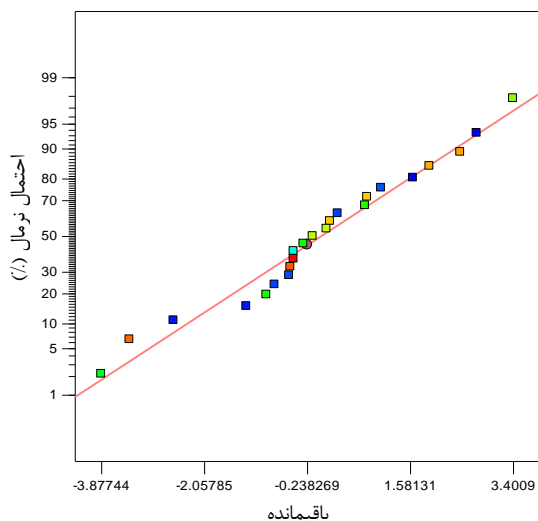
$$\begin{aligned} \bar{d} = & 253.6063 + 73.5492 t_s - 144.4336 t_r \\ & + 1.0022 r + 0.02140 d + 57.3917 t_s t_r \\ & - 0.2015 t_s r + 0.0638 t_r r \\ & - 258.8177 t_s^2 + 20.7762 t_r^2 \\ & - 0.0014 r^2 \end{aligned} \quad (5)$$

که در این رابطه، \bar{d} مقدار بیشینه تغییر شکل پوسته را پس از برخورد نشان می‌دهد.

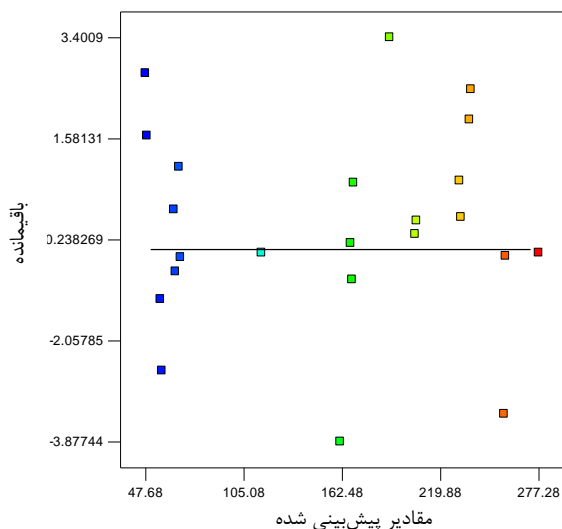
به منظور بررسی دقت و کفایت مدل درجه دوم فوق، جدول آنالیز واریانس این مدل باید بررسی شود. جدول ۶، آنالیز واریانس مدل پیش‌بینی شده را نشان می‌دهد.

مقدار F در جدول ۶، یک کمیت آماری برای مقایسه‌ی بین واریانس یک پارامتر و واریانس باقیمانده است و مقدار آن از تقسیم میانگین مربعات آن پارامتر بر میانگین مربعات باقیمانده به دست می‌آید. زیاد بودن این کمیت

ارتباط دارد؛ پس از پیش‌بینی این ارتباط، به منظور بررسی میزان تاثیر ابعاد هریک از اجزای سازه‌ی بال بر تغییر شکل پوسته‌ی بال، می‌توان نمودار تغییرات آن‌ها را رسم کرد. شکل‌های ۱۵ تا ۱۷، نشان‌دهنده مقدار بیشترین تغییر شکل پوسته‌ی بال به ازای مقادیر مختلف ضخامت پوسته، ضخامت ریب‌ها و فاصله ریب‌ها می‌باشند. لازم به ذکر است که به دلیل ناچیز بودن تاثیر قطر بریدگی ریب‌ها بر بیشترین تغییر شکل پوسته‌ی بال، از تغییرات آن صرف‌نظر شده است.



شکل ۱۲- احتمال نرمال باقیمانده‌ها



شکل ۱۳- توزیع مقادیر باقیمانده نسبت به مقادیر برآزش یافته

جدول ۶- آنالیز واریانس مدل درجه دوم تغییر شکل پوسته

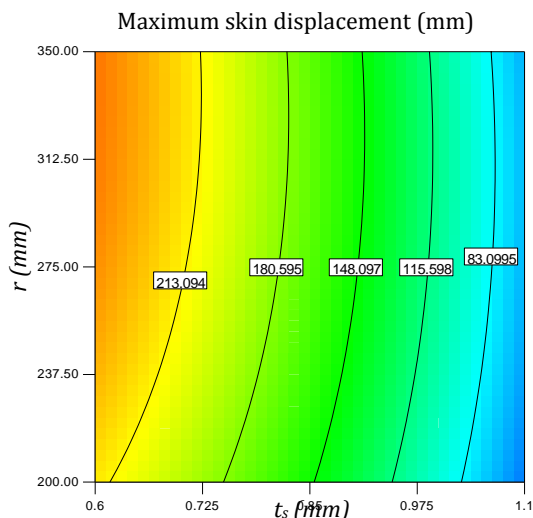
مشخصه	مجموع مربعات	درجه آزادی	میانگین مربعات	F	P
مدل	۱۴۳۴۰۰	۱۰	۱۴۳۳۵/۷۰	۲۳۹۴/۳۴	<۰/۰۰۰۱
t_s	۱۲۸۰۰۰	۱	۱۲۸۰۰۰	۲۱۳۷۱/۹۴	<۰/۰۰۰۱
t_r	۱۲۵۴/۶۹	۱	۱۲۵۴/۶۹	۲۰۹/۵۶	<۰/۰۰۰۱
r	۱۹۲۸/۲۰	۱	۱۹۲۸/۲۰	۳۲۲/۰۵	<۰/۰۰۰۱
d	۴/۳۹	۱	۴/۳۹	۰/۷۳	۰/۴۰۸۴
$t_s \times t_r$	۲۹۶/۴۴	۱	۲۹۶/۴۴	۴۹/۵۱	<۰/۰۰۰۱
$t_s \times r$	۲۲۸/۳۹	۱	۲۲۸/۳۹	۳۸/۱۵	<۰/۰۰۰۱
$t_r \times r$	۳۲/۹۲	۱	۳۲/۹۲	۵/۵۰	۰/۰۳۷۱
t_s^2	۳۰۱۳/۲۴	۱	۳۰۱۳/۲۴	۵۰۳/۲۷	<۰/۰۰۰۱
t_r^2	۶۷/۶۵	۱	۶۷/۶۵	۱۱/۳۰	۰/۰۰۵۷
r^2	۷۱۷/۳۰	۱	۷۱۷/۳۰	۱۱۹/۸۰	<۰/۰۰۰۱
باقیمانده	۷۱/۸۵	۱۲	۵/۹۹		
کل	۱۴۳۴۰۰	۲۲			

ضریب همبستگی به‌دست آمده برای مدل ارائه شده برابر ۰/۹۹۹۵ است. نزدیک یک بودن این کمیت، نشان‌دهنده توانایی کافی مدل برازنده شده در توصیف آزمایش است. به‌منظور تعیین دقت و اعتبار یک مدل رگرسیون، باید علاوه بر پارامترهای بررسی شده در فوق، مقادیر باقیمانده نیز مورد تحلیل و بررسی قرار گیرند. باقیمانده برابر اختلاف بین مقادیر حاصل از آزمایش و مقادیر محاسبه شده با کمک مدل آماری است.

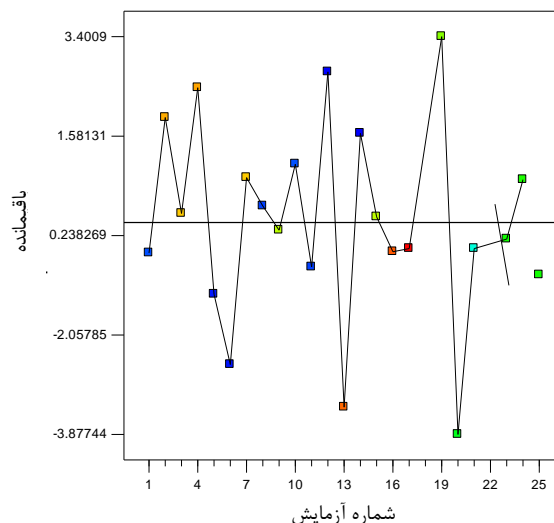
چگونگی توزیع مقادیر باقی‌مانده در ارزیابی کیفیت مدل آماری، از اهمیت زیادی برخوردار است. یکی از فرض‌هایی که باید برای هر مدل رگرسیون بررسی شود، نرمال بودن توزیع باقیمانده‌هاست. مطابق شکل ۱۲، پراکنده شدن نقاط نمودار احتمال نرمال باقیمانده‌ها در نزدیکی یک خط مستقیم، صحیح بودن این فرض را نشان می‌دهد.

شکل‌های ۱۳ و ۱۴ به ترتیب، نمودارهای مقادیر باقیمانده را به ازای مقادیر برآزش شده و شماره‌ی آزمایش نشان می‌دهند. پراکندگی نقاط طراحی و عدم وجود یک ساختار منظم و الگوی مشخص در این نمودارها نشان‌دهنده ثابت بودن واریانس بوده، مناسب بودن مدل برآزش شده را تأیید می‌کند.

با توجه به این‌که بیشترین تغییر شکل پوسته بال پس از برخورد با پرنده، با ابعاد در نظر گرفته شده برای سازه بال

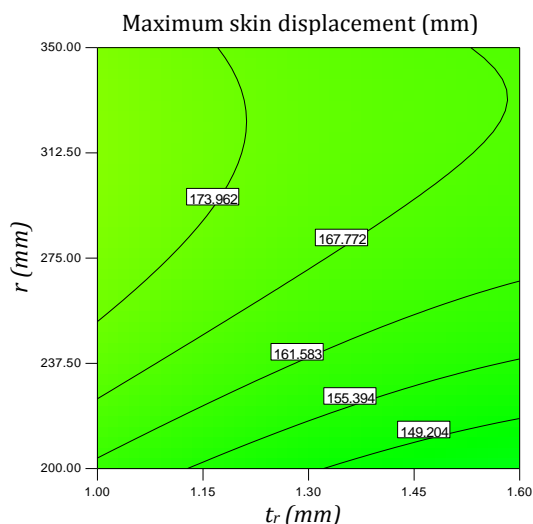


شکل ۱۶- نمایش تغییرات بیشترین تغییر شکل پوسته نسبت به ضخامت پوسته و فاصله‌ی ریب‌ها



شکل ۱۴- توزیع مقادیر باقیمانده در آزمایش‌های مختلف

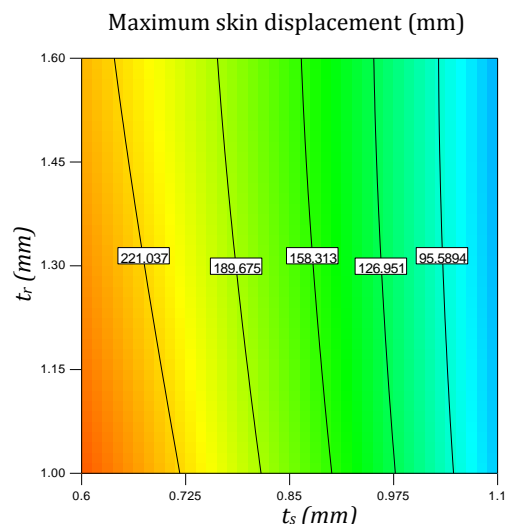
با مشاهده شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ مشخص است که مطابق پیش‌بینی قبلی، تغییر شکل پوسته بال در اثر برخورد، با افزایش ضخامت پوسته و ضخامت ریب‌ها و یا کاهش فاصله ریب‌ها، کاهش می‌یابد. علاوه بر این مشاهده می‌شود که ضخامت پوسته، بیشترین تاثیر را بر تغییر شکل پوسته، نسبت به سایر پارامترها دارد؛ هم‌چنین مشاهده می‌شود که با افزایش ضخامت پوسته، از مقدار تاثیر ضخامت و فاصله ریب‌ها بر بیشترین تغییر شکل پوسته کاسته می‌شود.



شکل ۱۷- نمایش تغییرات بیشترین تغییر شکل پوسته نسبت به ضخامت و فاصله‌ی ریب‌ها

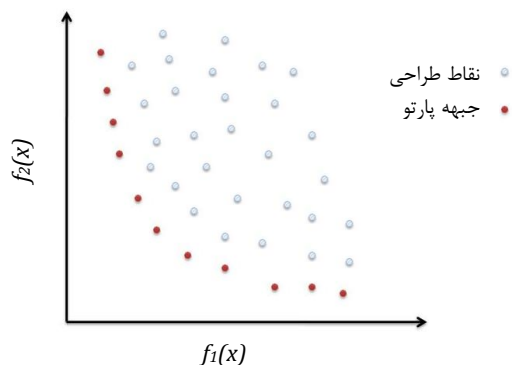
۵- بهینه‌سازی چندهدفه

همان‌طور که در بخش‌های قبل ذکر شد، هدف این پژوهش، طراحی سازه لبه حمله بال هواپیما به نحوی است که بیشترین استحکام را در برابر برخورد پرنده دارا بوده، درعین‌حال کمترین وزن ممکن را داشته باشد؛ بنابراین این مسئله از نوع بهینه‌سازی چندهدفه است؛ به این معنی که باید متغیرهای طراحی به‌گونه‌ای انتخاب شوند که مقادیر



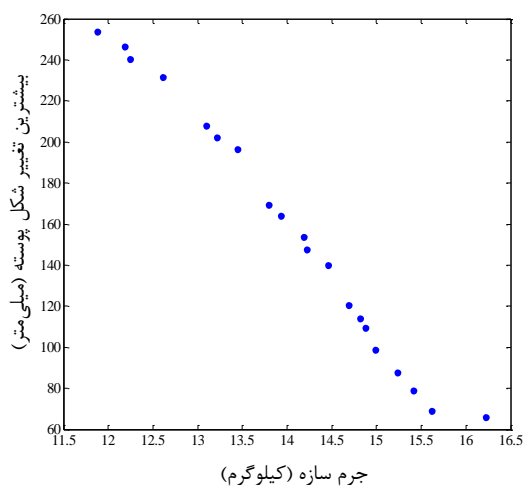
شکل ۱۵- نمایش تغییرات بیشترین تغییر شکل پوسته نسبت به ضخامت پوسته و ضخامت ریب‌ها

الگوریتم ژنتیک استفاده می‌شود. ایده اصلی الگوریتم ژنتیک، تولید مجموعه جدیدی از نقاط با استفاده از نقاط اولیه است، به نحوی که میانگین شایستگی نقاط افزایش یابد. این فرآیند تولید نسل‌های جدید، آن قدر تکرار می‌شود تا معیارهای توقف ارضاء شده و یا تعداد چرخه‌ها به حد معینی برسد.



شکل ۱۸- نمایش جبهه پارتو در فضای طراحی برای بهینه‌سازی دو هدفه

در این پژوهش، با در نظر گرفتن توابع جرم سازه و بیشترین تغییر شکل پوسته به شکل روابط ۴ و ۵، به عنوان توابع هدف و با توجه به قیود نشان داده شده در جدول ۴ به کمک الگوریتم ژنتیک چندهدفه بر مبنای جبهه پارتو به تعیین نقاط بهینه پرداخته می‌شود. شکل ۱۹، نقاط بهینه پارتوی به دست آمده برای مسئله مورد بررسی را نشان می‌دهد.



شکل ۱۹- نمایش جبهه پارتوی به دست آمده

تغییر شکل پوسته و وزن سازه تا حد ممکن کمترین مقدار خود را اختیار کنند. با توجه به این موضوع که همواره کم شدن مقدار تغییر شکل پوسته، افزایش جرم سازه را در پی دارد و کم شدن جرم سازه، سبب افزایش مقدار تغییر شکل پوسته می‌شود، یافتن نقطه‌ای که به صورت همزمان جرم و تغییر شکل را کمینه کند غیرممکن است. یکی از روش‌هایی که برای حل چنین مسائلی استفاده می‌شود، روش جبهه‌ی پارتو است.

روش جبهه پارتو برای یک مسئله دو هدفه شامل، یافتن مجموعه نقاطی در فضای طراحی است که حداقل در یکی از توابع مقدار کمتری نسبت به سایر نقاط داشته باشد؛ بنابراین نتیجه نهایی این روش به جای تعیین یک نقطه بهینه، یافتن مجموعه‌ای از نقاط بهینه پارتو است که در نهایت این طراح است که تصمیم می‌گیرد با توجه به شرایط مسئله کدام نقطه را انتخاب کند.

یک نقطه $X^* \in \Omega$ (که Ω فضای طراحی با در نظر گرفتن قیدها می‌باشد) نقطه بهینه پارتو است؛ در صورتی که هیچ نقطه دیگری در فضای طراحی وجود نداشته باشد که حداقل مقدار یکی از توابع هدف را کاهش دهد، بدون این که مقدار سایر توابع افزایش یابند [۱۵]. بیان ریاضی این عبارت، به شکل رابطه (۶) نشان داده می‌شود.

$$\forall i \in \{1, 2, \dots, k\}, \forall X \in \Omega - \{X^*\}, f_i(X^*) \leq f_i(X) \wedge \exists j \in \{1, 2, \dots, k\}: f_j(X^*) < f_j(X) \quad (6)$$

که در رابطه (۶)، k تعداد توابع هدف، Ω فضای طراحی و f توابع هدف را نشان می‌دهند.

کار روش پارتو، تعیین نقاط بهینه پارتو از میان نقاط فضای طراحی و محاسبه مقدار توابع هدف در آن نقاط است. شکل ۱۸، نمایی شماتیک از موقعیت نقاط فضای طراحی و نقاط بهینه‌ی پارتو که به جبهه‌ی پارتو مشهور هستند را برای یک مسئله بهینه‌سازی دو هدفه نشان می‌دهد.

معمولاً برای تعیین نقاط جبهه پارتو از الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی نظیر، الگوریتم ژنتیک استفاده می‌شود. مزیت این روش‌ها نسبت به سایر روش‌های بهینه‌سازی، شیوه جستجوی جمعی یا موازی آن‌ها است. در این پژوهش، از

¹ Pareto front

به منظور بررسی دقت مدل سطح پاسخ ارائه شده و فرآیند بهینه‌سازی، می‌توان با استفاده از مشخصات سازه در نقاط جبهه‌ی پارتوی به دست آمده، مدل نرم‌افزاری برخورد پرنده به بال را تهیه کرده، مقدار تغییر شکل پوسته را اندازه‌گیری کرد. به عنوان نمونه، نتایج به‌دست‌آمده با استفاده از شبیه‌سازی نرم‌افزاری و روش پارتو برای نقطه قرار گرفته در ردیف هجدهم جدول ۷، در جدول ۸ نشان داده شده است.

محور افقی شکل ۱۹، مقدار جرم سازه لبه حمله بال و محور عمودی آن، بیشترین تغییر شکل پوسته بال را پس از برخورد با پرنده نشان می‌دهد. هر یک از نقاط این شکل، نمایانگر نقطه بهینه تغییر شکل پوسته به ازای یک جرم خاص است؛ بنابراین طراح می‌تواند با استفاده از این شکل و با انتخاب مقدار یکی از این توابع هدف، بهترین ابعاد را برای اجزای سازه بال جهت کمینه کردن تابع دیگر تعیین کند. جدول ۷، مشخصات تمامی نقاط نشان داده شده در شکل ۱۹ را نشان می‌دهد.

جدول ۷- مشخصات نقاط جبهه پارتو

ردیف	ضخامت پوسته (mm)	ضخامت ریب‌ها (mm)	فاصله ریب‌ها (mm)	قطر بریدگی‌ها (mm)	جرم سازه (Kg)	بیشینه تغییر شکل پوسته (mm)
۱	۰/۶۰۱	۱/۰۷۸	۳۲۶/۷۰۸	۵۳/۳۲۷	۱۱/۸۷۵	۲۵۳/۶۵۸
۲	۰/۶۲۵	۱/۱۰۵	۳۱۹/۶۴۳	۵۶/۹۱۷	۱۲/۱۸۹	۲۴۶/۴۲۹
۳	۰/۶۴۴	۱/۱۳۶	۳۲۶/۳۸۷	۵۶/۰۱۹	۱۲/۲۴۲	۲۴۰/۵۲۸
۴	۰/۶۵۵	۱/۲۷۷	۳۰۹/۱۷۳	۶۲/۰۸۵	۱۲/۶۱۴	۲۳۱/۶۱۳
۵	۰/۷۴۴	۱/۲۵۸	۳۲۳/۷۷۷	۵۸/۵۸۷	۱۳/۰۹۵	۲۰۸/۰۸۹
۶	۰/۷۷۸	۱/۰۹۴	۳۱۷/۵۹۴	۷۰/۴۲۱	۱۳/۲۱۶	۲۰۲/۳۶۵
۷	۰/۷۸۵	۱/۲۱۰	۳۲۱/۲۸۲	۶۱/۷۳۴	۱۳/۴۴۸	۱۹۶/۵۷۱
۸	۰/۸۷۰	۱/۱۱۵	۳۲۴/۹۹۳	۶۵/۰۳۶	۱۳/۷۹۹	۱۶۹/۱۹۹
۹	۰/۸۸۲	۱/۱۳۸	۳۲۲/۸۳۴	۶۰/۰۹۲	۱۳/۹۳۲	۱۶۴/۰۷۲
۱۰	۰/۹۰۲	۱/۲۱۴	۳۲۳/۸۴۵	۵۷/۳۵۹	۱۴/۱۸۸	۱۵۳/۸۴۶
۱۱	۰/۹۲۳	۱/۱۳۲	۳۲۶/۶۷۶	۵۸/۸۶۶	۱۴/۲۲۴	۱۴۷/۷۷۲
۱۲	۰/۹۳۷	۱/۲۴۶	۳۲۲/۴۳۸	۵۹/۷۱۵	۱۴/۴۵۶	۱۳۹/۹۷
۱۳	۰/۹۸۷	۱/۱۵	۳۲۴/۹۸۷	۶۱/۵۳۶	۱۴/۶۹۲	۱۲۰/۶۴۳
۱۴	۱/۰۰۲	۱/۱۵۹	۳۲۳/۱۴۳	۵۹/۶۲۲	۱۴/۸۱۶	۱۱۴/۰۳۷
۱۵	۱/۰۱۲	۱/۱۴۳	۳۲۳/۸۶۵	۵۹/۱۲۱	۱۴/۸۷۴	۱۰۹/۵۹۶
۱۶	۱/۰۳۸	۱/۰۸۴	۳۲۴/۵۱۷	۵۷/۶۸۸	۱۴/۹۹۲	۹۸/۹۰۵
۱۷	۱/۰۵۹	۱/۱۶۷	۳۲۲/۹۶۲	۶۰/۱۴۲	۱۵/۳۳۴	۸۷/۶۱۴
۱۸	۱/۰۷۹	۱/۱۳۳	۳۱۸/۲۰۵	۷۰/۲۸۹	۱۵/۴۱۷	۷۸/۸۲۷
۱۹	۱/۰۹۹	۱/۱۷۷	۳۰۴/۵۶۲	۷۰/۷۹۱	۱۵/۶۱۸	۶۸/۹۷۸
۲۰	۱/۱	۱/۴۹۷	۲۸۹/۸۰۵	۷۴/۱۷۳	۱۶/۲۲	۶۵/۸۰۱

قرارگرفته در جبهه پارتو تعیین شدند. درنهایت، پس از انتخاب یک نقطه بهینه و اجرای شبیه‌سازی نرم‌افزاری آن، دقت مدل ریاضی ارائه شده برای تغییر شکل و هم‌چنین روش بهینه‌سازی، مورد تأیید قرار گرفت.

۷- مراجع

- [1] Allan JR, Orosz AP (2001) The costs of birdstrikes to commercial aviation. In: Third Joint Annual Meeting of Bird Strike Committee USA/Canada, Calgary, Canada.
- [2] Blair A (2008) Aeroengine fan blade design accounting for bird strike. BSc thesis, Department of Mechanical and Industrial Engineering, The University of Toronto.
- [3] Hallquist JO (2006) LS-DYNA keyword user's manual. Livermore Software Technology Corporation, version 971.
- [4] Accessed 18.12.2014; www.boeing.com/commercial/aeromagazine.
- [5] Hedayati R, Ziaei-Rad S (2011) Comparison of numerical methods in perpendicular and inclined bird strike events. *Modares Mech Eng* 11(2): 13-25.
- [6] Jialing Y, Xujie C, Cunhao W (2003) Experimental and FEM study of windshield subjected to high speed bird impact. *Acta Mechanica Sinica* 19: 543-550.
- [7] Anghileri M, Castelletti LM, Invernizzi F, Mascheroni M (2005) Birdstrike onto the composite intake of a turbofan engine. 5th European LS-DYNA Users Conference, Birmingham, UK, May 25-26.
- [8] Mao R, Meguid S, Ng T (2009) Effects of incidence angle in bird strike on integrity of aero-engine fan blade. *Int J Crashworthiness* 14: 295-308.
- [9] Vignjevic R, Orłowski M, De Vuyst T, Campbell JC (2013) A parametric study of bird strike on engine blades. *Int J Impact Eng* 60: 44-57.
- [10] Liu J, Li Y, Gao X (2014) Bird strike on a flat plate: Experiments and numerical simulations. *Int J Impact Eng* 70: 21-37.
- [11] Wang J, Xu Y, Zhang W (2014) Finite element simulation of PMMA aircraft windshield against bird strike by using a rate and temperature dependent nonlinear viscoelastic constitutive model. *Compos Struct* 108: 21-30.
- [12] Huertas-Ortecho CA (2006) Robust bird-strike modeling using LS-DYNA. MSc thesis, University of Puerto Rico.
- [13] Cowper GR, Symonds PS, (1957) Strain hardening and strain rate effect in the impact

جدول ۸- مقایسه‌ی نتایج به‌دست‌آمده برای توابع هدف با استفاده از روش پارتو و شبیه‌سازی نرم‌افزاری

مدل نرم‌افزاری	جبهه پارتو	
۱/۰۷۹	۱/۰۷۹	ضخامت پوسته (mm)
۱/۱۳۳	۱/۱۳۳	ضخامت ریب‌ها (mm)
۳۱۸/۲۰۵	۳۱۸/۲۰۵	فاصله ریب‌ها (mm)
۷۰/۲۸۹	۷۰/۲۸۹	قطر بریدگی‌ها (mm)
۱۵/۴۲	۱۵/۴۲	جرم سازه (Kg)
۷۱/۸۱	۷۸/۸۳	بیشینه تغییر شکل پوسته (mm)

همان‌طور که در جدول ۸ نشان داده شده است، مدل سطح پاسخ و الگوریتم بهینه‌سازی استفاده شده، با اختلافی کمتر از ۱۰ درصد نسبت به مدل نرم‌افزاری، می‌توانند بیشینه تغییر شکل پوسته بال را پیش‌بینی کنند.

۶- نتیجه‌گیری

در این مطالعه، ابتدا با استفاده از روش هیدرودینامیک ذرات هموارشده، آزمایش برخورد پرنده به یک صفحه مسطح آلومینیومی شبیه‌سازی شده و مقادیر کرنش‌ها و تغییر شکل‌های ایجاد شده، در صفحه هدف در شبیه‌سازی نرم‌افزاری و آزمایش تجربی با هم مقایسه شده است. خروجی‌های مدل شبیه‌سازی شده و نتایج آزمون تجربی به اندازه کافی به هم نزدیک هستند. سپس با استفاده از روش سطح پاسخ و ایجاد یک مدل ریاضی، رابطه میان ابعاد و ضخامت‌های اجزای سازه‌ی بال و مقدار تغییر شکل پوسته بال در اثر برخورد پرنده محاسبه شد. اندازه تأثیر هر یک از مقادیر ضخامت پوسته، ضخامت ریب‌ها، فاصله‌ی ریب‌ها و قطر بریدگی ریب‌ها بر مقدار تغییر شکل پوسته پس از برخورد محاسبه و مقایسه شدند. بر این اساس مشخص شد که ضخامت پوسته و قطر بریدگی ریب‌ها به ترتیب، بیشترین و کم‌ترین تأثیر را در میزان آسیب‌دیدگی پوسته دارا هستند. با در نظر گرفتن ابعاد اجزای سازه‌ی بال به‌عنوان متغیرهای طراحی جرم سازه و مقدار تغییر شکل پوسته بال به‌عنوان توابع هدفی که باید کمینه شوند، یک مسئله بهینه‌سازی دو هدفه رابطه‌سازی شد. سپس آن مسئله به کمک الگوریتم ژنتیک چندهدفه بر پایه جبهه پارتو حل شد و مجموعه نقاط

- [15] Atashkari K, Nariman-Zadeh N, Pilechi A, Jamali A, Yao X (2005) Thermodynamic Pareto optimization of turbojet engines using multi-objective genetic algorithms. *Int J Therm Sci* 44(11): 1061-1071.
- loading of cantilever beams, Brown University, Division of Applied Mathematics report 28.
- [14] Montgomery DC (2008) Design and analysis of experiments. 7th edn. John Wiley & Sons, Hoboken.