مجله مهندسی مکانیک مدرس، آذر 1395، دوره 16، شماره 9، ص‌ص 233-240

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

ارزیابی قابلیت اطمینان سیلندر استرات ارابه فرود یک هواپیمای آموزشی به روش احتمالاتی

علیرضا سعادت[1]، احسان براتی[2*]

1- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر

2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر

* شاهین‌شهر ، صندوق پستی 8315734194، e_barati@mut-es.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 31 تیر 1395

پذیرش: 04 مرداد 1395

ارائه در سایت: 24 شهریور 1395

کلید واژگان:

قابلیت اطمینان

شبیه‌سازی مونت کارلو

روش پاسخ سطح

جداول باکس– بنکن

سیلندر استرات

چکیده

در این مقاله فرآیند تحلیل قابلیت اطمینان در سازه‌های هوایی در قالب پیاده‌سازی بر روی یک قطعه خاص تدوین شده است. قطعه مورد نظر سیلندر استرات ارابه فرود یک هواپیمای آموزشی بوده که یکی از مهم‌ترین قطعات سیستم ارابه فرود می‌باشد. به دلیل شکل خاص این قطعه، رابطه تحلیلی برای محاسبه‌ی تنش در نقاط مختلف آن وجود ندارد. بنابراین ابتدا از طریق روش تقریب پاسخ سطح و با استفاده از جداول باکس- بنکن، رابطه تنش در بحرانی‌ترین نقطه قطعه، به دست آمده است. سپس جهت به دست آوردن قابلیت اطمینان این قطعه، در روش احتمالاتی از روش شبیه‌سازی مونت کارلو استفاده گردیده است. نیروهای وارده به این قطعه به صورت یک فشار، یک ممان خمشی و یک نیروی متمرکز، مدل شده است. این نیروها به صورت متغیرهای تصادفی مستقل از یکدیگر فرض شده‌اند. همچنین توزیع احتمال فشار و ممان خمشی به صورت نرمال و توزیع احتمال نیروی متمرکز به صورت نرمال لگاریتمی فرض شده است. ابعاد قطعه به صورت قطعی درنظر گرفته شده و خصوصیات مکانیکی ماده نیز به صورت یک توزیع نرمال با انحراف معیار مساوی 10 درصد مقدار میانگین مدنظر قرار گرفته است. نتایج به‌دست‌آمده، حداقل قابلیت اطمینان این قطعه را 99.9997 درصد نشان می‌دهد. بنابراین از نقطه نظر قابلیت اطمینان برای کاربردهای هوایی ایمن است.

Reliability estimation of cylinder strut of a training airplane by means of probabilistic design methodology

Alireza Saadat[1], Ehsan Barati[2*]

1- Department of Aerospace Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Shahinshahr, Iran

2- Department of Mechanical Engineering, Malek-Ashtar University of Technology, Shahinshahr, Iran

* P.O.B. 8315734194, Shahin Shahr, Iran, e_barati@mut-es.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 21 July 2016
Accepted 25 July 2016
Available Online 14 September 2016

Keywords:
Reliability
Monte Carlo simulation
Response Surface method
Box-Behnken tables
Cylinder strut

ABSTRACT

In this paper the methodology of reliability analysis in aerial structures has been developed. This methodology has been carried out on a special specimen. The selected specimen is a cylinder strut of the landing gear system of a training airplane. This specimen is one of the most important parts of the landing gear system. Because of its special shape, no analytical solution exists for calculating the stress in it. Therefore, by means of the surface response method and Box-Behnken tables, a deterministic equation for calculating the stresses in critical points of the specimen has been produced. So, in order to obtain the reliability of this part via probabilistic method, Monte Carlo simulation has been used. The applied loads have been modeled with one pressure, one bending moment and one concentrated force. These loads have been assumed to be independent random variables. Also, the probability distribution function of the pressure and the bending moment have been assumed to be normal and the probability distribution function of the concentrated force has been assumed to be lognormal. The dimensions of the specimen are deterministic and the mechanical properties of the material are a normal distribution with standard deviation equal to 10 percent of its mean value. The results showed that the minimum reliability of this specimen is 99.9997 percent. So, the design of the cylinder strut is safe for aerial applications from the point of reliability.

1- مقدمه

در علوم مهندسی، عدم‌قطعیت در طراحی و برنامه‌ریزی سامانه‌ها اجتناب‌ناپذیر بوده و اهمیت بسیار زیادی دارد، لذا ابزار تحلیل مهندسی باید شامل روش‌ها و راه‌کارهایی برای ارزیابی این عدم قطعیت‌های موجود در عملکرد سازه‌ها باشد. با توجه به اهمیت این موضوع به نظر می‌رسد که این مبحث باید در صنایع کشور ما قدری تخصصی‌تر مورد توجه قرار گیرد. رویکرد فعلی جهت طراحی قطعات سازه‌ای در صنعت هوافضای کشور، طراحی به روش سنتی یا قطعی[1] می‌باشد.

در این روش جهت طراحی قطعات، بدون در نظر گرفتن عدم‌قطعیت‌ها،

[1] Traditional or Deterministic Approach

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

A. Saadat, E. Barati, Reliability estimation of cylinder strut of a training airplane by means of probabilistic design methodology, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 9, pp. 233-240, 2016 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]

بیشترین نیروی وارده بر قطعه را در نظر گرفته و جهت بالا بردن قابلیت اطمینان از ضریب اطمینان (معمولاً 1.5) استفاده می‌شود. در روش طراحی احتمالاتی[1]، کلیه فاکتورهای طراحی که دارای مقداری عدم اطمینان هستند به صورت یک متغیر تصادفی با تابع توزیع احتمال مناسب در نظر گرفته می‌شود و با استفاده از ترکیب مفاهیم مهندسی و علم آمار، طراحی بهبود می‌یابد. در گذشته این روش به دلیل پیچیدگی و حجم بالای محاسبات، کمتر مورد اقبال طراحان قرار می‌گرفت حال‌آنکه با توجه به پیشرفت روش‌های احتمالاتی در دنیا و ارتقاء نرم‌افزارهای مرتبط در سال‌های اخیر، ورود به این عرصه ضروری به نظر می‌رسد.

هدف از ارائه این مقاله نیز نشان دادن مراحل محاسبه قابلیت اطمینان به روش احتمالاتی و چگونگی ساده‌سازی‌های انجام‌شده با استفاده از پیشرفت‌های نرم‌افزاری است.

1-1- تاریخچه‌ی طراحی احتمالاتی

مطالعات جدی در مورد خطرپذیری از اواسط قرن شانزدهم وقتی‌که پاسکال خواست با استفاده از روابط ریاضی، نتایج بازی‌ها را حدس بزند، شروع شد. فرمت تحقیقات پاسکال را دنبال کرد و نتیجه همکاری او چند تئوری احتمالاتی بود. درواقع برای اولین بار یک نفر توانست با استفاده از اعداد، آینده را پیش‌بینی کند. در طی صد سال گذشته ریاضی‌دانان بزرگی مانند برنولی و گاوس توانستند تئوری‌های احتمال را پیشرفت داده و از آن‌ها جهت سازمان‌دهی و به‌کارگیری اطلاعات استفاده کنند و اما مفهوم ارزیابی احتمالاتی ریسک در سازه‌های هوایی از مدت‌ها پیش مورد توجه محققین و طراحان هواپیما بوده است. در سال 1942 پاگسلی، عضو کمیته تحقیق هوافضای بریتانیا، گزارشی منتشر کرد. وی پیشنهاد کرد ارتباط نیروهای وارده بر سازه‌های هوایی با حوادث سازه‌ای ثبت‌شده، مشخص گردد. همچنین وی عقیده داشت برای حذف طراحی‌های غیرضروری و استفاده از مزایای اقتصادی آن می‌توان از قید نیروهای محض و ضریب اطمینان مشخص رهایی یافت. نظریه بعدی از فردنتال در سال 1945 منتشر شد وی اعتقاد داشت می‌توان توسط مفاهیم آماری، ضریب اطمینان دقیق‌تری را به دست آورد و پارامترهایی نظیر کرنش و مقاومت سازه‌ای را به جای مقادیر منحصربه‌فرد از طریق توابع توزیع احتمالاتی بیان کرد. او با به‌کارگیری تئوری‌های احتمالاتی، مفهوم ایمنی را بهبود بخشید. شاید مقاله وی نقطه آغازی بر تحقیق در مورد ایمنی سازه‌ای بود [1].

دوو و چن در سال 2000 به این جنبه از روش‌های طراحی احتمالاتی توجه کردند که چه روش‌هایی تحت چه شرایطی امکان‌پذیر هستند. آن‌ها روش‌هایی برای ارزیابی شدنی بودن یا نبودن برخی از روش‌های احتمالاتی ارائه دادند سپس کارایی هر روش را در قالب‌های بهره‌وری و دقت مقایسه کردند و توصیه‌هایی برای انتخاب روش در شرایط متفاوت ارائه کردند [2].

طراحی‌های احتمالاتی با در بر گرفتن انواع نااطمینانی‌ها و تغییرپذیری‌ها به طرق مختلف توسط محققین و گروه‌های مختلفی پیشرفت داده شد. در سال 2002 کوچ به مفهوم طراحی بر اساس شش سیگما[2] توجه ویژه‌ای کرد. به این ترتیب او مفهوم شش سیگما را با روش‌های طراحی بر اساس قابلیت اطمینان ترکیب کرد و روشی ابداع کرد که نام آن را «فرمولاسیون بهینه‌سازی طراحی احتمالاتی بر اساس شش سیگما»[3] نامید. بدین ترتیب وی محدوده‌ی متغیرهای ورودی و خروجی را با در نظر گرفتن مفهوم شش سیگما بهینه کرد و هدف را کمینه کردن یا بیشینه کردن میانگین[4] و انحراف معیار[5] تابع هدف، به‌علاوه‌ی انحراف معیار پارامترهای خروجی قرار داد و با فرض نرمال بودن تابع چگالی توزیع متغیرها به بهینه کردن احتمالاتی مسئله پرداخت. او فرمولاسیون خود را بر روی یک مثال از یک ورق جوشکاری شده پیاده کرد و نشان داد هرچند این روش از حجم محاسباتی به نسبت بالاتری برخوردار است ولی جواب‌های به‌دست‌آمده از قابلیت اطمینان بالاتری نسبت به روش‌های قبلی برخوردار هستند [3].

دوو و همکاران در سال‌های 2004 و 2008 یک روش برای تحلیل سامانه‌هایی ارائه کردند که خود شامل چند زیرسامانه هستند. این روش باعث ارتقاء قابلیت اطمینان محاسبات شد. آن‌ها در این روش سعی داشتند تا هر زیرسامانه را به صورت یک سیکل جداگانه ولی مرتبط با سایر سیکل‌ها بررسی کنند. آن‌ها روش خود را به نام «بهینه‌سازی متوالی و ارزیابی قابلیت اطمینان»[6] نام‌گذاری کردند و کارایی روش خود را در قالب چهار مثال در مقایسه با روش‌های موجود نشان دادند [5,4].

یائو و همکاران در سال 2011 با هدف مرور روش‌های موجود، پررنگ کردن فرصت‌های تحقیقاتی و کمک به تحقیقات آینده، اقدام به بازآفرینی تئوری بهینه‌سازی طراحی سامانه‌ها بر پایه عدم‌اطمینان[7] و تشریح فنون آن برای وسایل هوافضایی کردند. آن‌ها یافتند که مهم‌ترین گلوگاه این روش پیچیدگی ساختاری و محاسباتی به دلیل مدل‌های آنالیزی منظومه‌ای و الگوریتم‌های حجیم آن است و در زمینه کم کردن پیچیدگی‌های آن راه درازی در پیش است. همچنین یافتند از بین روش‌های مختلف احتمالاتی موجود نمی‌توان یک روش را به عنوان بهترین روش برای تمامی مسائل قلمداد کرد و بسته به نوع مسئله و میزان پیچیدگی یا دقت موردنیاز، برای هر مورد، یکی از این روش‌ها می‌تواند مؤثرتر از بقیه باشد [6].

فکور و همکاران در سال 2014، جهت تحلیل قابلیت اطمینان سازه‌های حساس مانند سازه‌های به‌کاررفته در صنایع هوافضا، روش فاصله بی‌نظمی را توسعه دادند. این روش توانایی تحلیل قابلیت اطمینان چند تابع حالت حدی را به طور هم‌زمان دارا می‌باشد. در این روش که بر پایه‌ی نمونه برداری با اهمیت بنا نهاده شده است، با کاهش واریانس نمونه‌های تصادفی، دقت و سرعت محاسبات افزایش می‌یابد. مهمترین مزیت روش آنها عدم نیاز به محاسبه محتمل‌ترین نقطه‌ی شکست است [7].

فکور و مؤتمن در سال 2015، الگوریتمی جهت طراحی تمامی سیستم‌ها و زیر سیستم‌های سامانه‌های فضایی بر اساس قابلیت اطمینان ارائه دادند. آن‌ها نشان دادند با استفاده از این الگوریتم می‌توان در طراحی به صورت سیستماتیک و استراتژیک به یک طرح مناسب از لحاظ پارامترهای قابلیت اطمینان دست یافت. همچنین می‌توان، در مرحله مناسب، طراحی را اصلاح نمود و تمهیدات لازم برای جلوگیری و یا کاهش احتمال رخداد حالت شکست در نظر گرفت، رفتار دینامیکی سیستم را تعیین کرد و پاسخ حالت ماندگار و دائم سیستم با توجه به شرایط اولیه را استخراج کرد [8].

در سال 2015، فارسی و نجفی آنالیز قابلیت اطمینان سیستم‌های منسجم چندحالته را بر اساس آنالیز درخت خطا[8] پیشرفت دادند. این سیستم‌ها دارای پیچیدگی بالا و ترم‌های اشتراکی بسیاری است که تحلیل چنین سیستم‌هایی چه به روش مسیر شکست حداقلی و چه با استفاده از

[1] Probabilistic Design Method
[2] Design for Six Sigma (DFSS)
[3] Six Sigma based probabilistic design optimization formulation
[4] Average
[5] Standard Deviations
[6] Sequential Optimization and Reliability Assessment Method (SORA)
[7] Uncertainty-Based Multidisciplinary Design Optimization theory (UMDO)
[8] Fault Tree analysis

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]

روش دیاگرام تصمیم باینری[1] بسیار زمانبر و دارای تحلیل بسیار مشکلی به لحاظ ترم‌های اشتراکی است و همچنین نتایج بدست آمده از دقت مناسب برخوردار نخواهند بود. برای غلبه بر این مشکل، آن‌ها یک روش ترکیبی برای تحلیل درخت خطای استاتیکی توسعه دادند. آنها در این روش، مسیر شکست حداقلی را با روش دیاگرام تصمیم باینری ادغام کردند و احتمال رخداد رویداد اصلی را مورد محاسبه قرار دادند. آنها کارایی روش خود را با آنالیز سیستم تشخیص شرایط اضطراری یک فضا پیما نشان دادند [9].

1-2- مراحل انجام کار

در این مقاله ابتدا روش طراحی احتمالاتی و روش‌های مرتبط با آن مانند روش‌های تقریب پاسخ سطح و روش شبیه‌سازی مونت کارلو معرفی می‌گردند سپس این روش‌ها جهت طراحی قطعه سیلندر استرات ارابه فرود یک هواپیمای آموزشی به کار برده می‌شوند و در پایان نتایج به‌دست‌آمده از پیاده‌سازی این روش‌ها مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

2- مبانی علمی مسئله

پایه و اساس طراحی بر اساس احتمالات، شامل طراحی روی اهداف قابلیت اطمینان به جای حوزه‌های قطعی طراحی است. در این روش، پارامترهای طراحی مانند بارهای اعمالی، استحکام متریال و پارامترهای عملکردی سازه، به صورت تحقیقی مجدداً بررسی یا اندازه‌گیری می‌شوند و سپس به صورت آماری معرفی می‌گردند. یعنی این پارامترها به صورت متغیر تصادفی شناخته می‌شوند و برای هرکدام یک توزیع آماری مناسب در نظر گرفته می‌شود.

به عنوان مثال اگر متغیر در یک بازه $[x\ ,\ x+\Delta x]$ قرار بگیرد و در این بازه، امکان نداشته باشد که یک مقدار، محتمل‌تر از دیگر مقادیر تعریف شود، توزیع یکنواخت[2] استفاده می‌شود. اگر برخی مقادیر شانس بیشتری از دیگران داشته باشند، توزیعی مانند توزیع بتا (β) استفاده می‌شود. توزیع‌های دیگر مانند نرمال[3]، نرمال لگاریتمی[4] و توزیع ویبول[5] از یک یا دو طرف نامحدود هستند. پس از تعیین یک توزیع آماری مناسب باید پارامترهای مربوط به این توزیع‌ها (مانند میانگین و انحراف معیار در توزیع نرمال) برآورد گردد.

همچنین طراح باید رفتار عمومی سازه را بشناسد و قدرت تعیین و تشخیص مودهای خرابی سازه در هر نقطه را داشته باشد. برخی نقاط ممکن است بیش از یک مود خرابی داشته باشند. مودهای خرابی می‌تواند در اثر شرایط بارگذاری متفاوت حاصل شود.

سپس برای هر مود، یک احتمال خرابی مرجع، تعیین می‌گردد. احتمال خرابی قابل‌قبول معیاری است برای آنکه نتایج آنالیز احتمالاتی مقایسه شوند. درواقع این معیار تعیین می‌کند که آیا طراحی قابل‌قبول هست یا نه. ممکن است بسته به کاربرد هواپیما یک محدوده‌ی قابلیت اطمینان به صورت حداقل و حداکثر قابلیت اطمینان موردقبول تعیین گردد.

در هر مود برای هر موقعیت، تنش اعمالی و استحکام متریال مربوطه، مورد نیاز است. تنش اعمالی معمولاً از روش‌های تحلیلی یا روش اجزای محدود به دست می‌آید. از نظر ریاضی تنش اعمالی به قطعه و توزیع استحکام متریال مستقل از یکدیگر هستند. درواقع مفهوم کلی روش طراحی احتمالاتی این است که توزیع احتمالاتی تنش با استحکام متریال ترکیب شده و با محاسبه‌ی جاهایی که تنش از استحکام متریال بیشتر می‌شود، احتمال خرابی تقریب زده می‌شود.

در روش طراحی احتمالاتی برای به‌دست آوردن قابلیت اطمینان سازه از روش‌هایی مانند روش حالت حدی[6]، متدولوژی تقریب سطح پاسخ[7] و روش شبیه‌سازی مونت کارلو[8] استفاده می‌شود. در این تحقیق از روش‌های سطح پاسخ و شبیه‌سازی مونت کارلو استفاده شده است.

1-2- روش تقریب سطح پاسخ

روش سطح پاسخ، مجموعه‌ای از تکنیک‌های آماری و ریاضیاتی مفید برای توسعه، پیشرفت و بهینه‌سازی برخی فرایندها است. این روش همچنین کاربرد مهمی در طراحی، توسعه و فرموله کردن تولیدات جدید و همچنین پیشرفت تولیدات موجود دارد.

بیشترین توسعه کاربرد این روش در عرصه صنعت به‌ویژه در شرایطی که چندین متغیر ورودی به‌طور بالقوه بر مقیاس‌های عملکردی سیستم تأثیر می‌گذارند، می‌باشد. درواقع این توابع عملکردی، پاسخ نامیده می‌شوند.

در این روش، تابع عملکرد سیستم مشخص می‌گردد. در سازه‌های پیچیده، تابع عملکرد سیستم به صورت تابعی واضح از متغیرهای تصادفی در دسترس نیست.

هدف این روش به دست آوردن یک معادله تخمینی برای پاسخ‌هایی چون تنش و کرنش از متغیرهای ورودی است. وقتی این رابطه به دست آمد، می‌توان از آن برای به‌دست‌آوردن پاسخ استفاده کرد و از آنالیزهای سازه‌ای تکرارشونده و وقت‌گیر که در روش معین کاربرد دارند بی‌نیاز شد.

درواقع روش سطح پاسخ، خروجی آنالیز سازه‌ای، شامل یک ترکیب منطقی (از نظر تئوری) از متغیرهای ورودی را تولید می‌کند. توسط این رابطه، می‌توان با استفاده از شبیه‌سازی و تولید هزاران ترکیب از متغیرهای ورودی، به پاسخ مناسب سازه دست یافت. بدین ترتیب هر تقریبی از خروجی سازه می‌تواند در کسری از ثانیه انجام شود. نتیجه کار، خلق تابع چگالی احتمال تنش یا استحکام سازه و تعیین قابلیت اطمینان سازه می‌باشد.

وقتی تابع چگالی احتمال تنش و استحکام، مشخص شد بقیه روش‌ها مانند انتگرال‌گیری عددی یا روش مونت کارلو می‌تواند جهت به‌دست‌آوردن احتمال خرابی سازه به کار رود.

چالش اصلی در این روش، تعیین ترکیب متغیرهای ورودی برای تولید خروجی یا پاسخ می‌باشد. تکنیک‌های آماری می‌تواند برای تولید این ترکیب مورد استفاده قرار گیرد.

یک روش، استفاده از روش باکس - بنکن[9] می‌باشد. در این روش همه متغیرها در سه سطح پایین، اسمی و بالا اجرا می‌شوند. به عنوان مثال اگر تعداد متغیرهای ورودی 3 عدد باشد با استفاده از جداول باکس – بنکن، 13 اجرا در مدل المان محدود لازم است.

این 13 اجرا در جدول 1 نشان داده شده است.در این جدول ، 1- به معنی سطح پایین متغیر، 0سطح اسمی متغیر و 1+ سطح بالای متغیر است.

سپس با استفاده از روش رگرسیون چند متغیره، رابطه متغیر خروجی Y برحسب متغیرهای ورودی به دست می‌آید. در این روش با داشتن سه متغیر ورودی، یک معادله درجه دوم به صورت رابطه (1) به کار می‌رود [10].

$$Y = \beta_0 + \beta_1 X_1 + \beta_2 X_2 + \beta_3 X_3 + \beta_{11} X_1^2 + \beta_{22} X_2^2 + \beta_{33} X_3^2 + \beta_{12} X_1 X_2 + \beta_{13} X_1 X_3 + \beta_{23} X_2 X_3 \quad (1)$$

[1] Binary Decision Diagram
[2] Uniform Distribution
[3] Normal
[4] Lognormal
[5] Weibull
[6] Limit State method
[7] Response Surface Approximation Method (RSM)
[8] Monte Carlo simulation
[9] Box-Behnken method

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]

جدول 1 جدول باکس – بنکن برای سه متغیر ورودی [10]

Table 1 The Box-Behnken table for three input variables [10]

شماره اجرا	متغیر 1	متغیر 2	متغیر 3
1	-1	-1	0
2	-1	+1	0
3	+1	-1	0
4	+1	+1	0
5	-1	0	-1
6	-1	0	+1
7	+1	0	-1
8	+1	0	+1
9	0	-1	-1
10	0	-1	+1
11	0	+1	-1
12	0	+1	+1
13	0	0	0

در رابطه1، X ها متغیرهای ورودی و β ها ضرایب رگرسیون هستند. با داشتن ضرایب رگرسیون رابطه خروجی Y بر حسب ورودی‌های خود مشخص می‌شود. بنابراین، هدف به دست آوردن ضرایب رگرسیون است. اگر هر سطر از جدول باکس- بنکن جایگزین متغیرهای ورودی گردد و 13 اجرا در نرم‌افزار المان محدود گرفته شود، 13 مقدار برای متغیر خروجی Y به دست می‌آید حال اگر این مقادیر با همان ترتیب، جایگزین معادله فوق شود، می‌توان معادله فوق را به صورت ماتریسی به شکل رابطه (2) نوشت.

$$y = X\beta \tag{2}$$

y یک ماتریس 1×13 از خروجی‌های المان محدود است و X یک ماتریس مدل 10×13 از سطوح متغیرهای مستقل است. β نیز یک بردار 1×10 از ضرایب رگرسیون می‌باشد که در معادله فوق مجهول هستند این ضرایب در روش حداقل مربعات[1] توسط رابطه ماتریسی (3) محاسبه می‌شوند.

$$b = (X^{\mathrm{T}}X)^{-1}X^{\mathrm{T}}y \tag{3}$$

در رابطه 3، b بردار تخمین مقادیر ضرایب رگرسیون است و X^{T} ترانهاده ماتریس X می‌باشد.

معادله رگرسیون در صورتی می‌تواند جواب دقیق را برای خروجی Y بدهد که متغیرهای ورودی مابین نقاط پایین و بالای در نظر گرفته شده باشند [11].

2-2- تعیین قابلیت اطمینان سازه به روش شبیه‌سازی مونت کارلو

وقتی‌که معادله پاسخ با استفاده از کلیه‌ی متغیرهای طراحی به دست آمد، شبیه‌سازی مونت کارلو برای تولید تابع چگالی احتمال متغیر پاسخ به کار می‌رود. در این روش، برای هر متغیر ورودی با توجه به تابع چگالی احتمال آن، یک عدد تصادفی تولید می‌شود و یک پاسخ در رابطه با هر گروه از اعداد تولیدشده، برای متغیر خروجی به دست می‌آید. این کار به‌دفعات تکرار می‌شود و حاصل آن یک گروه از مقادیر به‌دست‌آمده، برای پاسخ خروجی می‌باشد که می‌توان با استفاده از آن قابلیت اطمینان سازه را محاسبه کرد. هر چه تعداد دفعات نمونه‌گیری[2] بیشتر شود، دقت شبیه‌سازی بیشتر شده در عوض حجم محاسبات سنگین‌تر می‌شود.

[1] Least Squares
[2] Sampling

انجام شبیه‌سازی مونت کارلو به صورت دستی وقت‌گیر است و حتی این کار در دقت‌های بالا، غیرممکن می‌شود. برای حل این معضل می‌توان از نرم‌افزارهای کامپیوتری مانند نرم‌افزارهای اکسل، متلب یا نی سوز[3] استفاده کرد. در این تحقیق جهت انجام شبیه‌سازی‌های کامپیوتری از نرم‌افزار متلب استفاده شده است.

3- مدل‌سازی سیلندر استرات[4] یک هواپیمای خاص

سیستم ارابه فرود هواپیما از لحاظ سازه‌ای از بحرانی‌ترین مناطق هواپیما می‌باشد. شکست در این سیستم می‌تواند باعث وارد آمدن خسارت‌های جدی به هواپیما یا حتی وقوع یک فاجعه انسانی گردد. لذا تحلیل این سیستم و به دست آوردن قابلیت اطمینان آن می‌تواند کمک شایانی در جهت جلوگیری از خسارات غیرقابل‌جبران آتی گردد. در این تحقیق به یافتن احتمال شکست قطعه‌ای به نام سیلندر استرات که یکی از حیاتی‌ترین قطعات ارابه فرود یک هواپیمای خاص است، پرداخته شده و قابلیت اطمینان آن محاسبه شده است. این قطعه از جنس آلیاژ آلومینیوم 7075[5] با استحکام تسلیم 447.85MPa و مدول یانگ[6] 70GPa و نسبت پواسون[7] 0.33، به صورت شکل 1 طراحی شده است.

این قطعه جهت تحلیل تنش در نرم‌افزار آباکوس مدل شده است. سپس از این مدل جهت انجام اجراهای موردنیاز در روش باکس – بنکن استفاده شده است.

هنگام فرود هواپیما، حالت‌های مختلفی برای سیستم ارابه فرود وجود دارد. در هر حالت ممکن است به یک نقطه یا نقاطی خاص از این قطعه بیشترین تنش وارد شود. حالتی که در این تحقیق مدنظر است، هنگامی روی می‌دهد که هواپیما در حال فرود روی باند با باد جانبی (حالت بارگذاری بار جانبی[8]) است. این یکی از حالت‌هایی است که از اهمیت خاصی برخوردار است. در این مود بارگذاری، نیروهای وارد بر ارابه فرود به صورت نشان‌داده‌شده در شکل 2 می‌باشند.

بیشترین مقدار نیروی عمودی F_V وارد بر ارابه فرود در این مود بارگذاری، با توجه به وزن هواپیما و با استفاده از شبیه‌سازی مکانیکی و تست‌های مکانیکی در آزمایشگاه محاسبه شده است. این تست، سه مرتبه تکرار شده سپس بیشترین مقادیر ثبت‌شده میانگین‌گیری و ثبت شده‌اند.

نیروی افقی F_D توسط روابط موجود به دست آمده است. سپس این نیروها به قطعه‌ی سیلندر استرات انتقال داده شده‌اند.

انتقال هر دو نیروی عمودی F_V و افقی F_D، منجر به ایجاد ممان در

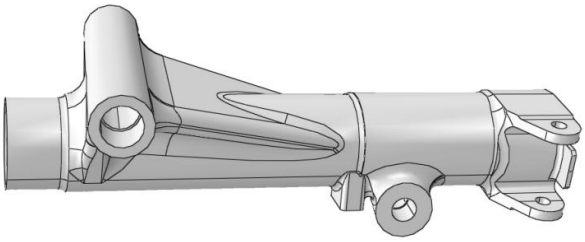

Fig. 1 The Cylinder Strut part

شکل 1 قطعه سیلندر استرات

[3] Nessus
[4] Cylinder Strut
[5] Aluminum Alloy 7075-T73
[6] Young's Modulus
[7] Poisson's Ratio
[8] Out Board mode

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]

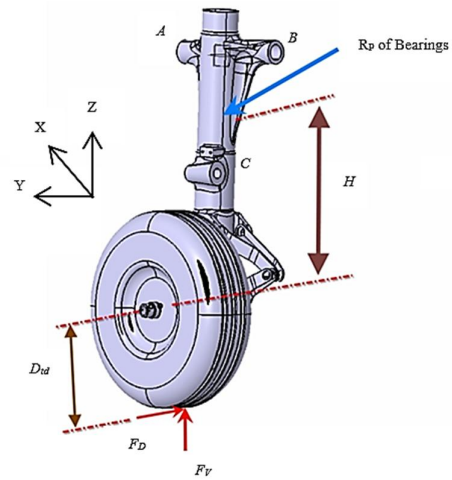

Fig. 2 The applied forces to landing gear in Out Board mode

شکل 2 نیروهای وارد بر ارابه فرود در حالت بارگذاری بار جانبی

راستای محور xها می‌گردد که برآیند آن‌ها به عنوان ممان M مدنظر قرار گرفته است.نیروی عمودی F_V توسط فشار داخلی P خنثی می‌گردد و نیروی افقی F_D تحت عنوان نیروی متمرکز F به قطعه انتقال داده شده‌است بنابراین نیروهای وارده به سیلندر استرات به صورت یک نیروی متمرکز F، یک ممان M و یک فشار داخلی P مدل شده‌است.

فشار نام‌برده به ناحیه داخلی قسمتی از قطعه که در نقش سیلندر ضربه-گیر ارابه فرود است، وارد می‌شود. جهت اعمال شرایط مرزی، قطعه در نقاط A، B و C توسط بوش‌هایی مهار شده‌است. اطلاعات ورودی مسئله در جدول 2 قابل‌مشاهده است.

جهت حل احتمالاتی مسئله، ممان M، فشار داخل سیلندرP، نیروی متمرکز F و استحکام تسلیمS_y به صورت متغیرهای تصادفی در نظر گرفته شده‌اند. همچنین با توجه به منابع [13,12] ممان M، فشار داخل سیلندرP و استحکام تسلیمS_y با توزیع نرمال فرض شدند و نیروی متمرکز F به صورت متغیر تصادفی با توزیع نرمال لگاریتمی در نظر گرفته شد. مقادیر متوسط این متغیرهای ورودی، همان مقادیر جدول 2 که در تحلیل معین به‌کار رفته است، در نظر گرفته شده و انحراف معیار توزیع‌های نرمال ده درصد از مقدار متوسط همان توزیع فرض شده است. انحراف معیار داده‌ها در توزیع نرمال لگاریتمی، بیست درصد از مقدار متوسط داده‌ها فرض شده است. میانگین(μ) و انحراف معیار(SD) توزیع نرمال لگاریتمی با استفاده از روابط (4) محاسبه می‌شود.

$$\mu = \ln\left[\frac{M^2}{\sqrt{V + M^2}}\right] \qquad \text{(4 - الف)}$$

$$SD = \sqrt{\ln\left(\frac{V}{M^2} + 1\right)} \qquad \text{(4 - ب)}$$

در معادلات 4، M میانگین داده‌ها و V واریانس آن‌ها در توزیع نرمال لگاریتمی نیرو است. بنابراین میانگین و انحراف معیار توزیع نیرویF با توجه به روابط (5) به‌دست می‌آید.

جدول 2 مقادیر پارامترهای مسئله در روش معین

Table 2 Values of problem parameters in deterministic method

نیروی متمرکز (N)	ممان (Nm)	فشار داخل سیلندر (MPa)	استحکام تسلیم (MPa)
6945.48	6658	2.35	447.85

$$\mu = \ln\left[\frac{6945.48^2}{\sqrt{1389.1 + 6945.48^2}}\right] = 8.8458 \qquad \text{(5 - الف)}$$

$$SD = \sqrt{\ln\left(\frac{1389.1}{6945.48^2} + 1\right)} = 0.0054 \qquad \text{(5 - ب)}$$

بنابراین فرضیات مسئله به صورت جدول 3 می‌باشد. در این مسئله، کلیه‌ی متغیرهای تصادفی فوق به صورت متغیرهای تصادفی مستقل از یکدیگر فرض شده‌اند.

4- حل احتمالاتی مسئله و تحلیل نتایج

ابتدا از طریق تحلیل مدل در نرم‌افزار آباکوس، بحرانی‌ترین نقطه از نظر تنش وارده، به دست آمده و مختصات این نقطه مشخص گردیده است. در شکل 3 این نقطه به وسیله یک فلش مشخص شده است. (در ناحیه داخلی سوراخ) از طریق روش پاسخ سطح و جداول باکس – بنکن، رابطه تنش در این نقطه با متغیرهای ورودی شامل نیروی متمرکزF، ممانM و فشارP به دست آمده است. برای این کار با داشتن 3 متغیر ورودی، نیاز به 13 اجرا در نرم‌افزار آباکوس می‌باشد. ابتدا سه سطح میانگین، بالا و پایین برای این 3 متغیر در نظر گرفته شده است.

سطح میانگین همان مقادیر متوسط متغیرهای ورودی در نظر گرفته شده و سطوح بالا و پایین به صورت $\mu \pm 2\sigma$ محاسبه شده است. جدول باکس – بنکن با این سه متغیر به صورت چهار ستون سمت راست از جدول 4 مشخص شده است.

هر سطر از جدول 4، یک اجرا از نرم‌افزار المان محدود (آباکوس) را شامل می‌شود. یعنی به ازای هر سطر از این جدول، یک مقدار برای تنش درنقطه موردنظر از قطعه به دست آمده است. این مقادیر تنش، به شکل ماتریسی با ابعاد 13×1 می‌باشد و به نام ماتریس Y نام‌گذاری شده است. این ماتریس به صورت ستون پنجم از جدول 4 می‌باشد.

جهت سهولت محاسبه ضرایب رگرسیون، یک کدنویسی در نرم‌افزار متلب انجام گرفته است. سپس از طریق یک فایل اکسل، ماتریس Y به همراه سطوح مختلف سه متغیر ورودی (جدول 4) به کد نوشته‌شده در نرم‌افزار متلب داده شده و مقادیر β در فایل خروجی نرم‌افزار به دست آمده است. این مقادیر در جدول 5 نشان داده شده است.

جدول 3 فرضیات مسئله سیلندر استرات

Table 3 Assumption of cylinder strut problem

	نیروی متمرکز(N)	ممان (Nm)	فشار (MPa)	استحکام تسلیم (MPa)
میانگین	8.8458	6658	2.35	447.85
انحراف معیار	0.0054	665.8	0.235	44.785
میانگین داده‌ها	6945.48	---	---	---
انحراف معیار داده‌ها	1389.1	---	---	---

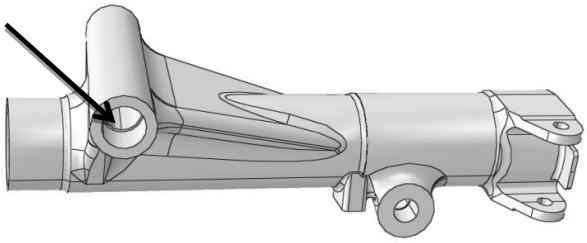

Fig. 3 The most critical point display

شکل 3 نمایش بحرانی‌ترین نقطه

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]

جدول 4 ترکیبات سه سطح از متغیرهای تأثیرگذار بر تنش و مقادیر خروجی مربوط به هر ترکیب

Table 4 Three level combinations of stress influenced variables and external values relation to each combination

شماره اجرا	F	P	M	Y
1	5556.384	1.88	6658240	204.417
2	5556.384	2.82	6658240	204.546
3	8334.576	1.88	6658240	218.956
4	8334.576	2.82	6658240	219.085
5	5556.384	2.35	5326592	169.465
6	5556.384	2.35	7989888	239.499
7	8334.576	2.35	5326592	184.004
8	8334.576	2.35	7989888	254.037
9	6945.48	1.88	5326592	176.67
10	6945.48	1.88	7989888	246.703
11	6945.48	2.82	5326592	176.799
12	6945.48	2.82	7989888	246.832
13	6945.48	2.35	6658240	211.751

جدول 5 مقادیر ضرایب رگرسیون خطی

Table 5 The values of linear regression coefficients

ضریب رگرسیون	مقدار	ضریب رگرسیون	مقدار
β_1	-4.62×10^{-3}	β_6	-5.7×10^{-4}
β_2	5.233×10^{-3}	β_7	7.05×10^{-17}
β_3	1.399×10^{-1}	β_8	1.61×10^{-15}
β_4	2.63×10^{-5}	β_9	-1.4×10^{-13}
β_5	6.48×10^{-11}	β_{10}	1.01×10^{-17}

این مقادیر برای تولید یک معادله درجه دوم (رابطه‌ی 6) که رابطه‌ی متغیرهای ورودی نیروی متمرکز، ممان و فشار با مقدار تنش در نقطه موردنظر از قطعه را نشان می‌دهد، استفاده شده است.

$$\sigma = \beta_1 + \beta_2 \times F + \beta_3 \times P + \beta_4 \times M + \beta_5 \times F^2 + \beta_6 \times P2$$
$$+\beta_7 \times M2 + \beta_8 \times F \times P + \beta_9 \times F \times M + \beta_{10} \times P \times M \qquad (6)$$

با صرفنظر از مقادیر کوچک‌تر از 10^{-10} برای مقادیر β معادله تنش به صورت رابطه‌ی (7) خلاصه می‌شود.

$$\sigma = \beta_1 + \beta_2 \times F + \beta_3 \times P + \beta_4 \times M + \beta_6 \times P^2 \qquad (7)$$

جهت صحت سنجی روابط (6) و (7) با استفاده از یک کدنویسی جدید در نرم‌افزار متلب، همان 13 سطح از متغیرهای ورودی نیرو، فشار و ممان در روابط (6) و (7) جایگزین شدند که نتایج به‌دست آمده، همان نتایج ثبت شده در ستون Y از جدول 4 می‌باشد. لازم به یادآوری است که نتایج این ستون از جدول 4 از طریق اجراهای نرم‌افزار آباکوس بدست آمده بود. بنابراین هر دو رابطه از دقت مورد نیاز در این تحقیق برخوردار می باشند.

هرچند معادله (7) از دقت خوبی برخوردار است ولی با توجه به بالا بودن قابلیت اطمینان قطعه به دلیل نوع استفاده‌ی آن، در این تحقیق از معادله‌ی خلاصه‌شده تنش استفاده نشده و از همان معادله‌ی (6) استفاده شده است. همچنین برای انجام شبیه‌سازی مونت کارلو، به دلیل نیاز به نمونه‌گیری‌های زیاد، نرم‌افزار متلب مورد استفاده قرار گرفته و کدی به این منظور نوشته شده است. نتیجه این شبیه‌سازی با تعداد نمونه‌گیری مختلف و تکرار هر شبیه‌سازی در جدول 6 قابل‌مشاهده است.

در جدول 6 برای تعداد نمونه بیشتر از 10^5 دو بار شبیه‌سازی انجام شده است.

با توجه به نتایج جدول 6، با تعداد نمونه کمتر از 10^5 هیچ‌گونه شکستی اتفاق نیفتاده است حتی تکرار این شبیه‌سازی‌ها نیز مؤید همان نتیجه می‌باشد. ولی با تعداد نمونه 10^6 یک بار 3 شکست و در تکرار شبیه‌سازی یک شکست در سیستم نمایان شده است. تفاوت اندک نتایج در تکرار شبیه‌سازی به دلیل طبیعت روش مونت کارلو و انتخاب تصادفی اعداد، توسط کامپیوتر است.

حداکثر تعداد نشست و برخاست[1] مجاز برای این نوع هواپیما 10^4 مرتبه در طول عمر آن تعریف شده است بنابراین با توجه به این‌که قطعه مورد نظر در هر نشت یا برخاست فقط یک دفعه تنش ماکزیمم را تحمل می‌کند، نتایج بیان شده در جدول 6 کافی بودن قابلیت اطمینان این قطعه را می‌رساند. البته حذف تغییر در خواص مکانیکی با توجه به گذر زمان و سیکل های بارگذاری، همچنین عدم در نظر گرفتن تمام حالت‌های بارگذاری سبب می‌شود، مقدار قابلیت اطمینان اعلام شده، بیانگر عدد قطعی برای قابلیت اطمینان استرات ارابه فرود نباشد.

اگر هر سه متغیر ورودی نیروی متمرکز، فشار و ممان دارای توزیع نرمال بودند آنگاه متغیر تنش نیز دارای توزیع نرمال می‌بود ولی به دلیل وجود یک متغیر نرمال لگاریتمی در بین متغیرهای ورودی، متغیر خروجی تنش دارای توزیع کاملاً نرمال نیست [14].

در این مسئله، تابع عملکرد سیستم به صورت رابطه (8) تعریف می‌شود.

$$g = S_y - \sigma \qquad (8)$$

در رابطه (8)، g تابع عملکرد سیستم، S_y استحکام تسلیم متریال و σ تنش می‌باشد.

چون توزیع متغیر تنش، کاملاً نرمال نیست، توزیع تابع عملکرد سیستم نیز کاملاً نرمال نیست ولی همان‌گونه که در شکل 4 که توسط نرم‌افزار متلب با تعداد نمونه 10^5 ترسیم شده، قابل مشاهده است، تابع عملکرد سیستم به صورت تابعی با توزیع بسیار نزدیک به توزیع نرمال می‌باشد. در این شکل محور افقی، تغییرات تابع عملکرد سیستم و محور عمودی فراوانی مشاهده‌شده را نشان می‌دهد.

جدول 6 نتایج حاصل از شبیه‌سازی مسئله

Table 6 Obtained results of problem simulation

تعداد نمونه	تعداد شکست	احتمال شکست	درصد قابلیت اطمینان
50	0	0.00	100
10^2	0	0.00	100
10^3	0	0.000	100
10^4	0	0.0000	100
10^5	0	0.00000	100
10^5	0	0.00000	100
10^6	3	0.000003	99.9997
10^6	1	0.000001	99.9999

[1] Landing and Take off

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]

میانگین به‌دست آمده از نرم‌افزار برای این توزیع 236.0195 MPa و انحراف معیار آن، 48.0856 MPa می‌باشد.

همان‌گونه که در شکل 4 قابل مشاهده است در این شبیه‌سازی، تابع عملکرد سیستم مقادیر زیر صفر را اختیار نکرده است و درنتیجه با تعداد نمونه 10^5 هیچ‌گونه شکستی در سیستم مشاهده نمی‌شود.

با افزایش تعداد نمونه در شبیه‌سازی به تعداد یک میلیون عدد، تابع عملکرد سیستم به صورت نمودار شکل 5 ترسیم شده است. در نمودار شکل 5 مقادیر منفی هرچند اندک، ولی قابل مشاهده است. (این شکل با توجه به جدول 6 مربوط به یک شکست در یک میلیون نمونه‌گیری است)

نمودار 6 تغییرات تابع خروجی g را در نمونه‌گیری‌های مختلف (به تعداد یک میلیون نمونه) نشان می‌دهد. در این شکل، تجاوز تابع عملکرد به زیر صفر به تعداد یک نمونه قابل مشاهده است.

در شکل 6 خط توپر نشان دهنده مقدار متوسط تابع عملکرد است و خطوط بالا و پایین آن با فاصله دو انحراف معیار بالا و پایین میانگین ترسیم شده است. خط پایین نیز دقیقاً از نقطه صفر ترسیم شده است.

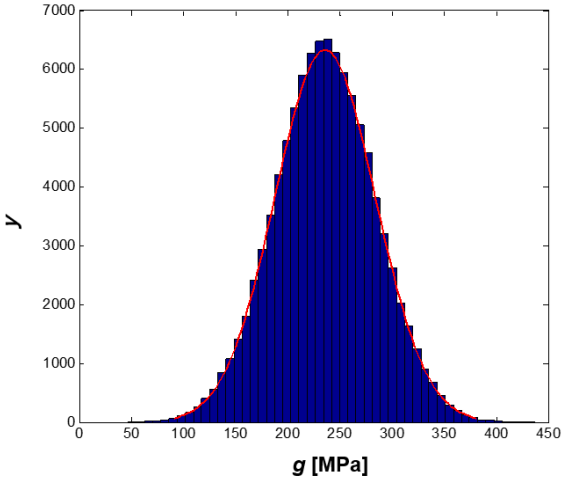

Fig. 4 The Performance Function histogram with 100000 sample

شکل 4 هیستوگرام تابع عملکرد با تعداد صد هزار نمونه

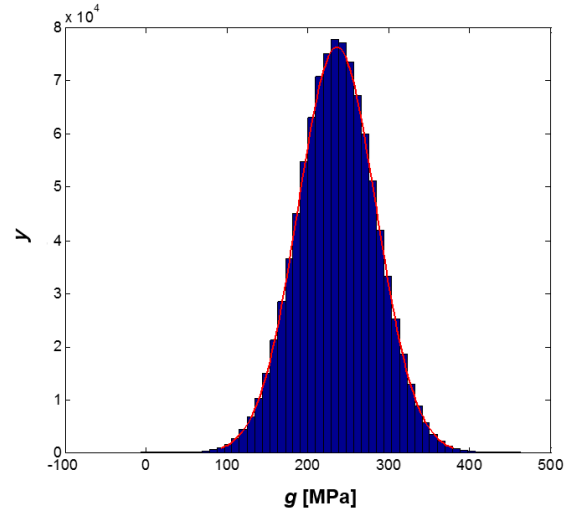

Fig. 5 The Performance Function histogram with 1000000 sample

شکل 5 هیستوگرام تابع عملکرد با تعداد یک میلیون نمونه

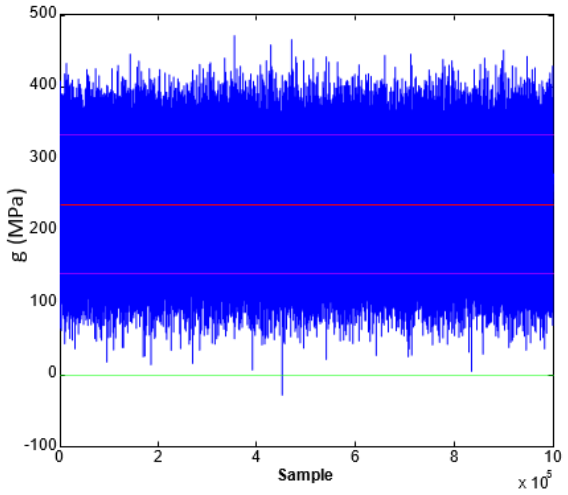

Fig. 6 The alterations graph of Performance Function with 1000000 sample

شکل 6 نمودار تغییرات تابع عملکرد با تعداد یک میلیون نمونه

5- نتیجه‌گیری

به دست آوردن یک رابطه خطی برای محاسبه ماکزیمم تنش سیلندر استرات به روش سطح پاسخ و صحت سنجی روابط به‌دست آمده نشان داد این روش قادر است رابطه یک متغیر خروجی با پارامترهای ورودی خود را جدای از شکل واقعی رابطه (کسری، لگاریتمی، نمایی یا هر رابطه خطی یا غیرخطی دیگر) به صورت یک رابطه خطی درجه دوم با دقت بسیار خوبی تولید کند.

همچنین تحلیل قطعه سیلندر استرات به سبک احتمالاتی در این تحقیق، کافی بودن قابلیت اطمینان قطعه با توجه به مأموریت آن را نشان داد. زیرا تعداد نشست و برخاست برای این هواپیما، ده هزار مرتبه تعریف شده است و قابلیت اطمینان محاسبه‌شده در این تحقیق، حداقل 99.9997 درصد است. با توجه به این‌که در هر نشست و برخاست یک بار این ماکزیمم تنش می‌تواند به قطعه وارد شود، این قابلیت اطمینان، احتمال سه شکست در 10^6 نشست و برخاست را می‌رساند که این میزان قابلیت اطمینان، کاملاً مناسب می‌باشد.

6- مراجع

[1] M. W. Long, J. D. Narciso, *Probabilistic Design Methodology for Composite Aircraft Structures*, pp. 15-18, Washington: Northrop Grumman Commercial Aircraft Division, 1999.

[2] Xi. Du, W. Chen, Towards a better understanding of modeling feasibility robustness in engineering design, *Journal of Mechanical Design*, Vol. 122, No. 1, pp. 385-394, 2000.

[3] P. N. Koch, *Probabilistic design: Optimizing for six sigma quality*, pp. 22-25, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

[4] Xi. Du, W. Chen, Sequential optimization and reliability assessment method for efficient probabilistic design, *Mechanical Design*, Vol. 126, No. 2, pp. 225-233, 2004.

[5] Xi. Du, W. Chen, H. Beeram, Sequential optimization and reliability assessment for multidisciplinary systems design, *Structural Multidisiplinary Optimization*, Vol. 35, No. 9, pp. 117-130, 2008.

[6] W. Yao, Xi .Chen, W. Luo, M. V. Tooren and J. Guo, Review of uncertainty-based multidisciplinary design optimization methods for aerospace vehicles, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, No. 4, pp. 450-479, 2011.

[7] M. Fakoor, P. Mohammadzadeh, M. Bajellan, Application of cross-entropy method in multi limit–state reliability analysis, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 3, pp. 1-6, 2014. (in

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]

[11] M. W. Long, J. D. Narciso, *Probabilistic Design Methodology for Composite Aircraft Structures*, pp. 49, Washington: Northrop Grumman Commercial Aircraft Division, 1999.

[12] E. P. Fox, F. Safie, Statistical characterization of life drivers for a probabilistic design analysis, *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville, AIAA, pp. 3414, 1992.

[13] M. W. Long, J. D. Narciso, *Probabilistic design methodology for composite aircraft structures*, pp. 30-47, Washington: Northrop Grumman Commercial Aircraft Division, 1999.

[14] A. H. Bowker, G. J. Lieberman, *Engineering Statistics*, 2nd Eddition, pp. 117, (Translated by H. Mahloogi), Tehran: University Publication Center, 2009. (in Persian فارسی)

Persian فارسی)

[8] M. Fakoor, N. Motamen, System design algorithm for mission-oriented systems with reliability approach, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 13, pp. 7-18, 2015 (in Persian فارسی)

[9] M. A. Farsi, M. Najafi, Reliability estimation of multi-state system based on fault tree analysis, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 1, pp. 257-266, 2015 (in Persian فارسی)

[10] R. H. Myers, D. C. Montgomery, CH. M. Anderson-Cook, *Response surface methodology: process and product optimization using designed experiments*, 3th Edition, pp. 1-23, New Jersey: Wiley, 2009.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-10-12]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.9.6.5]