



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

علیرضا سعادت¹، احسان براتی^{2*}

1- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر
2- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر
* شاهین شهر، 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
شبه‌سازی 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 محاسبه 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 شبه‌سازی 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 در نظر 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 به دست آمده، 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 Saadat¹, 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

کشور ما قدری تخصصی‌تر مورد توجه قرار گیرد. رویکرد فعلی جهت طراحی قطعات سازه‌ای در صنعت هوافضای کشور، طراحی به روش سنتی یا قطعی¹ می‌باشد.

در این روش جهت طراحی قطعات، بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها،

در علوم مهندسی، عدم قطعیت 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

¹ Traditional or Deterministic Approach

سیگما بهینه کرد و هدف را کمینه کردن یا بیشینه کردن میانگین⁴ و انحراف معیار⁵ تابع هدف، به علاوه 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 به دست آمده 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، پرنرگ کردن فرصت‌های تحقیقاتی و کمک به تحقیقات آینده، اقدام به بازآفرینی تئوری بهینه‌سازی طراحی سامانه‌ها بر پایه عدم‌اطمینان⁷ 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 فاصله‌بی‌نظمی 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 چندحالتی را بر اساس آنالیز درخت خطا⁸ 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

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 احتمالاتی¹، 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 حال آنکه 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 وقتی که 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 مشخص‌رهایی 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 ناطمینانی‌ها و تغییرپذیری‌ها به طرق مختلف توسط محققین و گروه‌های مختلفی پیشرفت داده شد. در سال 2002 کوچ به مفهوم طراحی بر اساس شش سیگما² 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 بهینه-سازی طراحی احتمالاتی بر اساس شش سیگما»³ نامید. بدین ترتیب وی محدوده‌ی متغیرهای ورودی و خروجی را با در نظر گرفتن مفهوم شش

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

¹ Probabilistic Design Method

² Design for Six Sigma (DFSS)

³ Six Sigma based probabilistic design optimization formulation

تقریب زده می‌شود.

در روش طراحی احتمالاتی برای به دست آوردن قابلیت اطمینان سازه از روش‌هایی مانند روش حالت حدی⁶، متدولوژی تقریب سطح پاسخ⁷ و روش شبیه‌سازی مونت کارلو⁸ 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. در واقع 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 به دست آوردن پاسخ استفاده کرد و از آنالیزهای سازه‌ای تکرار شونده و وقت‌گیر که در روش معین کاربرد دارند بی‌نیاز شد.

در واقع 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 به دست آوردن 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 - بنکن⁹ 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، 0 سطح اسمی متغیر و 1+ سطح بالای متغیر است. سپس با استفاده از روش رگرسیون چند متغیره، رابطه متغیر خروجی Y بر حسب 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].

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

روش دیاگرام تصمیم باینری¹ 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 سطح پاسخ و روش شبیه‌سازی مونت کارلو معرفی می‌گردند سپس این روش‌ها جهت طراحی قطعه سیلندر استرات ارایه فرود یک هواپیمای آموزشی به کار برده می‌شوند و در پایان نتایج به دست آمده 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 متریکال 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 هر کدام 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 یکنواخت² استفاده می‌شود. اگر برخی مقادیر شانس بیشتری از دیگران داشته باشند، توزیعی مانند توزیع بتا (β) استفاده می‌شود. توزیع‌های دیگر مانند نرمال³، نرمال لگاریتمی⁴ و توزیع ویبول⁵ 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 قابل قبول معیاری است برای آنکه نتایج آنالیز احتمالاتی مقایسه شوند. در واقع این معیار تعیین می‌کند که آیا طراحی قابل قبول هست یا نه. ممکن است بسته به کاربرد هواپیما یک محدوده‌ی قابلیت اطمینان به صورت حداقل و حداکثر قابلیت اطمینان مورد قبول تعیین گردد.

در هر مود برای هر موقعیت، تنش اعمالی و استحکام متریکال 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 متریکال مستقل از یکدیگر هستند. در واقع مفهوم کلی روش طراحی احتمالاتی این است که توزیع احتمالاتی تنش با استحکام متریکال ترکیب شده و با محاسبه‌ی جاهایی که تنش از استحکام متریکال بیشتر می‌شود، احتمال خرابی

¹ Binary Decision Diagram

² Uniform Distribution

³ Normal

⁴ Lognormal

⁵ Weibull

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 سوز³ استفاده کرد. در این تحقیق جهت انجام شبیه‌سازی‌های کامپیوتری از نرم‌افزار متلب استفاده شده است.

3- مدل‌سازی سیلندر استرات⁴ یک هواپیمای خاص

سیستم ارایه 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 خسارت غیرقابل جبران آتی گردد. در این تحقیق به یافتن احتمال شکست قطعه‌ای به نام سیلندر استرات که یکی از حیاتی‌ترین قطعات ارایه فرود یک هواپیمای خاص است، پرداخته شده و قابلیت اطمینان آن محاسبه شده است. این قطعه از جنس آلیاژ آلومینیوم 7075⁵ با استحکام تسلیم 447.85MPa و مدول یانگ 70GPa⁶ و نسبت پواسون⁷ 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 اجزاهای موردنیاز در روش باکس - بنکن استفاده شده است.

هنگام فرود هواپیما، حالت‌های مختلفی برای سیستم ارایه 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 جانبی⁸) است. این یکی از حالت‌هایی است که از اهمیت خاصی برخوردار است. در این مود بارگذاری، نیروهای وارد بر ارایه فرود به صورت نشان‌داده شده در شکل 2 می‌باشند.

بیشترین مقدار نیروی عمودی F_V وارد بر ارایه 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

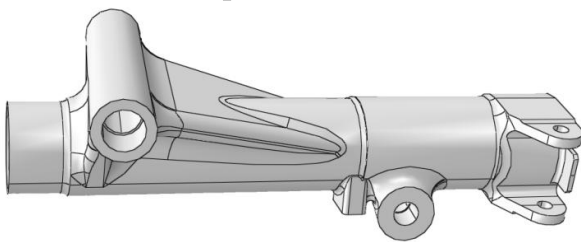


Fig. 1 The Cylinder Strut part

شکل 1 قطعه سیلندر استرات

جدول 1 جدول باکس - بنکن برای سه متغیر ورودی [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 رابطه 1، 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.

$$y = X\beta \quad (2)$$

y یک ماتریس 13×1 از خروجی‌های المان محدود است و X یک ماتریس مدل 13×10 از سطوح متغیرهای مستقل است. β نیز یک بردار 10×1 از ضرایب رگرسیون می‌باشد که در معادله فوق مجهول هستند این ضرایب در روش حداقل مربعات¹ توسط رابطه ماتریسی (3) محاسبه می‌شوند.

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

در رابطه 3، b بردار تخمین مقادیر ضرایب رگرسیون است و X^T ترانپاده 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

وقتی که معادله پاسخ با استفاده از کلیه 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 به دفعات تکرار می‌شود و حاصل آن یک گروه از مقادیر به دست‌آمده، برای پاسخ خروجی می‌باشد که می‌توان با استفاده از آن قابلیت اطمینان سازه را محاسبه کرد. هر چه تعداد دفعات نمونه‌گیری² بیشتر شود، دقت شبیه‌سازی بیشتر شده در عوض حجم محاسبات سنگین‌تر می‌شود.

¹ Least Squares

² Sampling

³ Nessus

⁴ Cylinder Strut

⁵ Aluminum Alloy 7075-T73

⁶ Young's Modulus

⁷ Poisson's Ratio

⁸ Out Board mode

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

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

بنابراین فرضیات مسئله به صورت جدول 3 می‌باشد. در این مسئله، کلیه ی 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 متمرکز F ، ممان M و فشار P 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 در نقطه موردنظر از قطعه به دست آمده است. این مقادیر تنش، به شکل ماتریسی با ابعاد 1×13 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

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

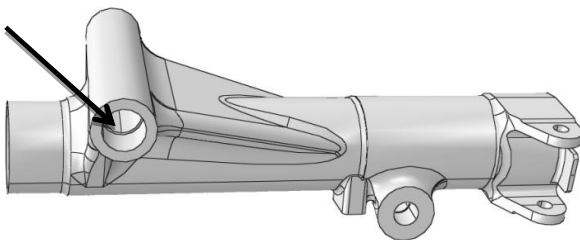


Fig. 3 The most critical point display

شکل 3 نمایش بحرانی‌ترین نقطه

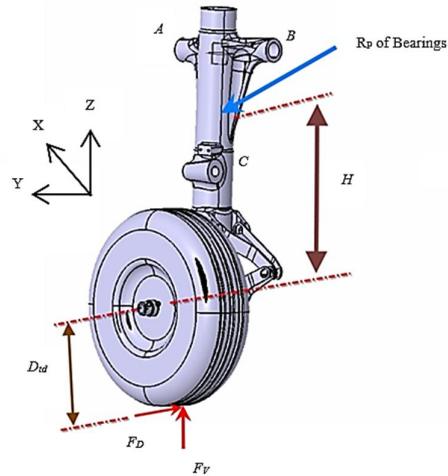


Fig. 2 The applied forces to landing gear in Out Board mode

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

راستای محور x 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 شده است. بنابراین نیروهای وارده به سیلندر استرات به صورت یک نیروی متمرکز F ، یک ممان M و یک فشار داخلی P مدل شده است.

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

جهت حل احتمالاتی مسئله، ممان M ، فشار داخل سیلندر P ، نیروی متمرکز F و استحکام تسلیم S_y به صورت متغیرهای تصادفی در نظر گرفته شده‌اند. همچنین با توجه به منابع [13,12] ممان M ، فشار داخل سیلندر P و استحکام تسلیم S_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 به کار 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.

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

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

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

است. نتیجه این شبیه‌سازی با تعداد نمونه‌گیری مختلف و تکرار هر شبیه‌سازی در جدول 6 قبل‌مشاهده 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 برخاست¹ 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 نشست 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 سیکل‌های بارگذاری، همچنین عدم در نظر گرفتن تمام حالت‌های بارگذاری سبب می‌شود، مقدار قابلیت اطمینان اعلام شده، بیانگر عدد قطعی برای قابلیت اطمینان استرات ارایه 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.

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

در رابطه (8)، g تابع عملکرد سیستم، S_y استحکام تسلیم متریکال 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 مشاهده شده 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

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 (رابطه 6) که رابطه‌ی متغیرهای ورودی نیروی متمرکز، ممان و فشار با مقدار تنش در نقطه موردنظر از قطعه را نشان می‌دهد، استفاده شده است.

$$\sigma = \beta_1 + \beta_2 \times F + \beta_3 \times P + \beta_4 \times M + \beta_5 \times F^2 + \beta_6 \times P^2$$

$$+ \beta_7 \times M^2 + \beta_8 \times F \times P + \beta_9 \times F \times M + \beta_{10} \times P \times M \quad (6)$$

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

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

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 اجزای نرم‌افزار آباکوس بدست آمده بود. بنابراین هر دو رابطه از دقت مورد نیاز در این تحقیق برخوردار می‌باشند.

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

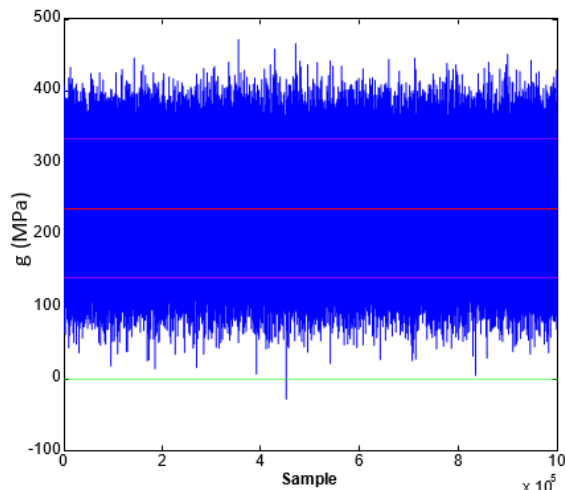


Fig. 6 The alterations graph of Performance Function with 1000000 sample

شکل 6 نمودار تغییرات تابع عملکرد با تعداد یک میلیون نمونه

5- نتیجه گیری

به دست آوردن یک رابطه خطی برای محاسبه ماکزیمم تنش سیلندر استرات به روش سطح پاسخ و صحت سنجی روابط به دست 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 محاسبه شده در این تحقیق، حداقل 99.9997 درصد است. با توجه به این که در هر نشست و برخاست یک بار این ماکزیمم تنش می تواند به قطعه وارد شود، این قابلیت اطمینان، احتمال سه شکست در 10^6 نشست و برخاست را می رساند که این میزان قابلیت اطمینان، کاملاً مناسب می باشد.

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 Multidisciplinary 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, *Moades Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 3, pp. 1-6, 2014. (in

میانگین به دست آمده از نرم افزار برای این توزیع 236.0195 MPa و انحراف معیار آن، 48.0856 MPa می باشد.

همان گونه که در شکل 4 قابل مشاهده است در این شبیه سازی، تابع عملکرد سیستم مقادیر زیر صفر را اختیار نکرده است و در نتیجه با تعداد نمونه 10^5 هیچ گونه شکستی در سیستم مشاهده نمی شود.

با افزایش تعداد نمونه در شبیه سازی به تعداد یک میلیون عدد، عملکرد سیستم به صورت نمودار شکل 5 ترسیم شده است. در نمودار شکل 5 مقادیر منفی هر چند اندک، ولی قابل مشاهده است. (این شکل با توجه به جدول 6 مربوط به یک شکست در یک میلیون نمونه گیری است)

نمودار 6 تغییرات تابع خروجی g را در نمونه گیری های مختلف (به تعداد یک میلیون نمونه) نشان می دهد. 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.

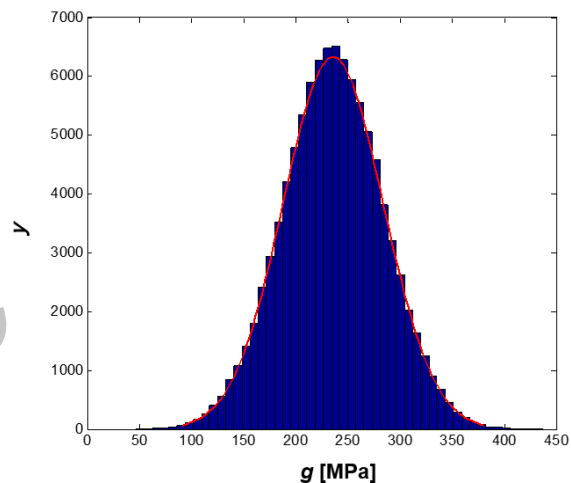


Fig. 4 The Performance Function histogram with 100000 sample
شکل 4 هیستوگرام تابع عملکرد با تعداد صد هزار نمونه

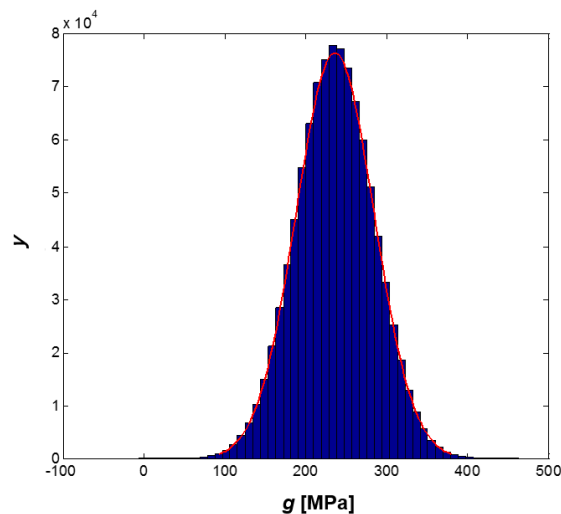


Fig. 5 The Performance Function histogram with 1000000 sample
شکل 5 هیستوگرام تابع عملکرد با تعداد یک میلیون نمونه

- [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 Edition, 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.

Archive of SID