

بررسی پارامترهای طراحی بر قابلیت اطمینان مکانیزم مجموعه فلپ هوایمای سبک

اثباتی، امیرحسین^{۱*}، ایرانی، سعید^۲

۱- دانشجوی دکترا، دانشکده هوافضای دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲- دانشیار، دانشکده هوافضای دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(دریافت مقاله: ۱۳۹۴/۰۵/۲۲ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۹/۲۲)

چکیده

این تحقیق به بررسی تاثیر عوامل و پارامترهای موثر در قابلیت اطمینان مکانیزم فلپ مجهز به موتور الکتریکی در یک هوایمای سبک می‌پردازد. بر این اساس ابتدا ترکیب کلی مکانیزم مورد نظر تشریح شده و درخت خرابی به منظور ارزیابی میزان اثر هر یک از اجزای این مکانیزم بر روی قابلیت اطمینان ترسیم شده است. همچنین دیاگرام عملکرد این مکانیزم کشیده شده و مطابق با آن رابطه قابلیت اطمینان سیستم بر اساس قابلیت اطمینان هر جزء به دست آمده است. مشاهده می‌شود بدون برنامه‌ریزی فرآیند سرویس و بازدیدهای دوره‌ای، در بازه‌های بلند زمانی قابلیت اطمینان به شکل چشمگیری کاهش می‌یابد. همچنین اثر بازدید پیش از پرواز بر روی قابلیت اطمینان این مجموعه بررسی شده که نشان‌دهنده تأثیر بالای این بازدید بر روی این پارامتر است تا جایی که قابلیت اطمینان را در نزدیکی یک نگهداری می‌نماید.

واژه‌های کلیدی: هوایمای سبک و فوق سبک، تحلیل قابلیت اطمینان، آنالیز خرابی، مکانیزم فلپ، بازدید پیش از پرواز، درخت خرابی

The effect of design parameters on light aircraft flaps mechanism's reliability

Abstract

The present research aim is to evaluate effective design parameters on reliability of a light aircraft's flap mechanism which equipped by electrical actuators. The flap mechanism configuration and parts were explained and the associated fault tree for the mechanism were drawn to investigate the influence of any individual part's failure on system reliability. Also, reliability block diagram for the flap mechanism and supporting structure were depicted and associated to this diagram, system reliability were demonstrated according to each element. It has been investigated that without periodical check, the reliability drops significantly. Moreover, preflight checks effect on flap mechanism's reliability were studied and shown the effective character of this check on the flight reliability.

Keywords: Light aircraft; Reliability analysis; Failure analysis; Flap mechanism; Preflight checks; Fault tree analysis

مقدمه

فلپ پرنده یکی از سطوح کنترلی بسیار مهم بوده که از دست دادن آن اگرچه الزاماً باعث سقوط پرنده نمی‌شود، ولی ایمنی پرواز را به صورت جدی به مخاطره می‌اندازد. با توجه به حساسیت عملکرد این جزء در هنگام برخاست و فرود، دانستن قابلیت اطمینان آن از اهمیت بالایی برخوردار است. از این رو در این تحقیق فرآیند تحلیل قابلیت اطمینان برای بررسی ایمنی عملکرد مکانیزم کنترلی فلپ مورد ارزیابی قرار گرفته است. اطلاعات ارائه شده در مقاله بر اساس تحلیل‌های انجام شده روی یک نمونه حقیقی می‌باشد و تلاش شده جامعیت روش برای استفاده روی هواپیماهای مشابه حفظ گردد.

هواپیمای مورد نظر یک هواپیمای سبک بر اساس استاندارد CS-23، از دسته اروباتیک می‌باشد که قابلیت حمل چهار مسافر را دارد [۱]. سازه این پرنده کامپوزیت است و دارای طول کلی ۸/۰۷ متر، ارتفاع ۳/۰۵ متر، وزن برخاست ۱۵۸۰ کیلوگرم، سرعت سیر ۱۴۸ نات، مداومت پرواز ۶ ساعت می‌باشد. با توجه به آن که این هواپیما در ایران موجود می‌باشد، در این پروژه تحلیل سیستم فلپ آن به عنوان یک نمونه مهندسی مورد بررسی قرار گرفته است.

بررسی قابلیت اطمینان برای کاربردهای هواپیمایی در موارد زیادی مورد مطالعه قرار گرفته است. اهمیت بررسی قابلیت اطمینان در عرصه هوایی تا جایی می‌باشد که، اولین تلاش‌هایی که در قالب استحکام احتمالاتی در سازه‌های کامپوزیت نیز انجام شده است، در قالب کاربردهای هواپیمایی بوده که این موضوع خود نشان‌دهنده اهمیت بررسی قابلیت اطمینان در طراحی و بهینه‌سازی هواپیماها می‌باشد. مقالات زیادی برای پوشش شکست احتمالاتی و قابلیت اطمینان در کاربردهای هواپیمایی منتشر شده‌اند [۲، ۳]. از سوی دیگر استفاده طراحی بر اساس قابلیت اطمینان با تکیه بر اطلاعات احتمالاتی در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته است. این اطلاعات بیشتر معطوف به مواد اولیه پرکاربرد در صنعت هوافضا می‌باشد [۴، ۵]. جاویدراد و دبیریان، روش طراحی سازه را بر پایه قابلیت اطمینان توسعه داده‌اند. تلاش‌های زیادی برای ارائه یک مدل ریاضی برای ارزیابی قابلیت اطمینان و پایداری در محصولات فضایی مانند ماهواره‌برها نیز منتشر شده است [۶-۸]. همچنین مطالعات زیادی بر روی قابلیت اطمینان اجزای مکانیکی و الکترونیکی هواپیماها و فضاپیماها صورت گرفته

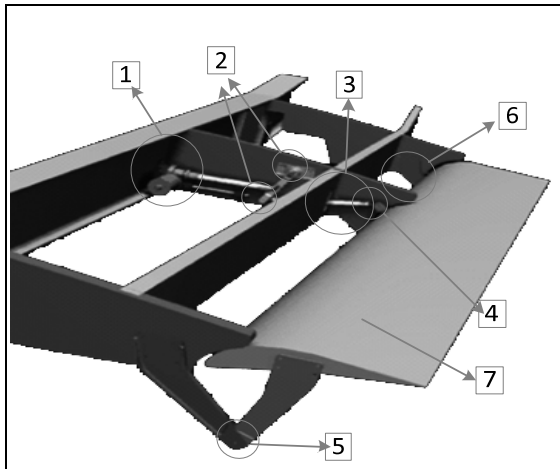
است [۹-۱۱]. همچنین این علم به صورت گسترده برای تدوین برنامه‌های تعمیر و نگهداری هواپیماهای مسافربری و نظامی مورد استفاده قرار گرفته است [۱۲-۱۴].

این حجم مطالعات که با توجه به محدودیت موجود در قالب این مقاله قابل بررسی نمی‌باشد، نشان‌دهنده اهمیت دانستن میزان قابلیت اطمینان اجزای مختلف در هریک از زمان‌های پرواز می‌باشد. همچنین مطالعه این قابلیت اطمینان امکان برنامه‌ریزی و تدوین دستور العمل‌های مورد نیاز برای بازدیدها و تعمیرات دوره‌ای پرنده را به مهندسان و محققان می‌دهد.

بر این اساس ابتدا مکانیزم فلپ مورد نظر تشریح خواهد شد سپس آنالیز خرابی رروی این مکانیزم مورد بررسی قرار می‌گیرد. بر اساس آنالیز خرابی ارائه شده دیاگرام عملکرد مکانیزم استخراج شده نرخ خرابی برای هریک از اجزای این دیاگرام، قابلیت اطمینان کل مجموعه فلپ مورد مطالعه قرار می‌گیرد.

مکانیزم فلپ با محرک موتور الکتریکی

مکانیزم فلپ مورد مطالعه در این مقاله شامل یک سیستم کنترلی می‌باشد که از طریق سوئیچ، فرمان را به عملگر یا Actuator که در شکل ۱ با شماره یک نشان داده شده است، ارسال می‌کند.



شکل ۱- تصویر شماتیک از مکانیزم فلپ مورد مطالعه

سوئیچ مذکور دارای حالت‌های مختلف برای زاویه‌های فلپ می‌باشد. این سیگنال‌ها از طریق کابل سیگنال به موتور

مشکل در سیستم کنترلی و مکانیزم‌های فرمان ایجاد می‌شود و دسته دوم برای سازه فلپ در نظر گرفته می‌شود.

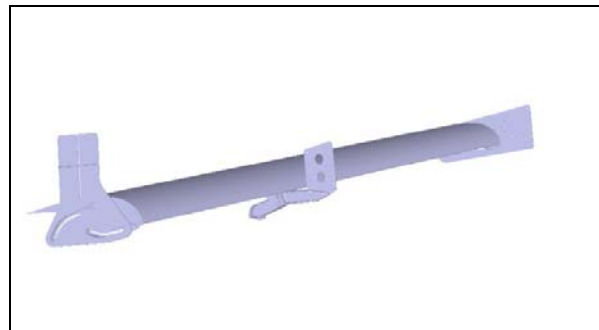
یکی از شایع‌ترین مشکلاتی که برای مکانیزم فلپ در هواپیماهای سبک و فوق سبک رخ می‌دهد، خرابی سازه فلپ است. دلیل اصلی این مشکل آن است که باز شدن فلپ در این دسته پرنده‌ها برای افزایش نیروی برا در سرعت‌های نزدیک واماندگی در پرواز بوده که در هنگام برخاست و فرود اتفاق می‌افتد. از این رو سازه فلپ برای این محدوده سرعت طراحی شده است. مشکلی که اکثراً اتفاق می‌افتد، عدم دقت خلبان در به‌کاربردن فلپ در پرواز است. عدم توجه به سرعت مجاز جهت باز نمودن فلپ‌ها، در بسیاری از موارد، باعث شکستن یک یا هر دو فلپ بال شده است. با این حال با توجه به آن‌که اشتباه خلبان را نمی‌توان بطور دقیق محاسبه نمود، این مشکل در قالب نرخ خرابی در سازه وارد محاسبات شده است.

درخت خرابی مکانیزم فلپ یکی از بال‌ها، به‌طور مثال بال چپ، در شکل ۳ نشان داده شده است. در این شکل هر یک از خرابی‌های ممکن برای این مکانیزم از بالا به پایین ترسیم شده است. در این ترسیم، هر یک از خرابی‌ها با یک حرف بزرگ نامگذاری شده است. به‌طور مثال عدم عملکرد صحیح فلپ بال چپ با A نشان داده شده است که این مشکل می‌تواند به دلیل خرابی سیستم (B) و یا خرابی سازه (C) رخ دهد. این فرآیند تا جزئی‌ترین خرابی ادامه داده خواهد شد. برش حداقل با استفاده از درخت خرابی (شکل ۳) و روش درونیایی به‌دست می‌آید. برای این منظور از سطح بالای نمودار به سمت پایین حرکت نموده و همان‌طور که در جدول ۱ نشان داده شده است، هر سطح خرابی با یک شماره درونیایی نامیده می‌شود. در هر درونیایی به ازای OR یک سطر اضافه شده و به‌جای AND در همان سطر یک ستون اضافه می‌گردد. به‌طور مثال درونیایی ۱ که شامل دو خرابی اصلی فلپ می‌باشد، با توجه به این‌که بین آن‌ها دستور OR برقرار می‌باشد، در دو سطر مجزا نوشته شده‌اند. این پروسه ادامه یافته است تا درونیایی ۴، با توجه به این‌که خرابی‌های K و L، همچنین R و S با دستور AND در شکل ۳ به یکدیگر متصل شده‌اند، در یک سطر مشترک در جدول ۱ نوشته شده‌اند.

برای تشریح وقوع خرابی فلپ بال چپ (A) بر اساس درونیایی چهار ارائه شده در جدول ۱، بین ستون‌های هر سطر

عملگر وارد می‌شود. نسبت نیرو و جابجایی تولید شده توسط موتور، به وسیله دو بلبرینگ و میله میانی تغییر می‌کند. این دو بلبرینگ در شکل ۱ با شماره دو نشان داده شده‌اند. با توجه به آنکه برای جابجایی تولید شده توسط موتور محدودیت وجود دارد و نیاز مکانیزم فلپ بیش از این میزان است، با استفاده از این دو بلبرینگ این جابجایی در حدود ۲۰٪ افزایش می‌یابد. در شکل ۱ مشاهده می‌شود، ترکیب این دو بلبرینگ، باعث تغییر در جهت جابجایی و حرکت بازو نیز شده است.

این نیرو توسط رابط مکانیکی (I-End) به اتصال میانی انتقال می‌یابد. در شکل ۱ این میله با شماره سه نشان داده شده است. نیروی کنترل شده توسط فیتینگ میانی به سطح سازه فلپ وارد می‌شود که در شکل ۱ با شماره چهار نشان داده شده است. با توجه به گشتاوری که حول محور لولا ایجاد می‌شود، فلپ شروع به دوران می‌کند. سطح سازه فلپ در شکل ۱ با شماره هفت نشان داده شده است. نیروی آیرودینامیکی وارد شده همچنین نیرو وارد شده توسط این دو بازو توسط فیتینگ‌های یک و دو که در شکل به ترتیب با شماره‌های پنج و شش نشان داده شده است به اسپار عقب در بال وارد می‌شود. در شکل ۱ این فیتینگ‌ها به‌طور ساده شده نشان داده شده است. در شکل ۲ این اتصالات با توجه به شیارهای هدایت کننده نشان داده شده است.



شکل ۲- شیارهای هدایت کننده فلپ

ترسیم درخت خرابی

با توجه به مکانیزم‌های ارائه شده برای هواپیمای مورد نظر، درخت خرابی برای این مکانیزم در شکل ۳ نشان داده شده است. در این شکل مشاهده می‌شود، دو دسته کلی خرابی در این مکانیزم مورد نظر است، نخست دسته‌ای که در اثر ایجاد

با انجام عملیات جبری و نوشتن رابطه (۳) در قالب چند رابطه جمع، حداقل برش برای مجموعه فلپ به دست می آید:

$$P(A) = \left(\frac{P(F) \times P(G) \times P(H) \times P(I) \times P(J)}{P(M) \times P(Q) \times P(R) \times P(K)} \right) + \left(\frac{P(F) \times P(G) \times P(H) \times P(I) \times P(L)}{P(M) \times P(Q) \times P(R) \times P(L)} \right) + \left(\frac{P(F) \times P(G) \times P(H) \times P(I) \times P(S)}{P(M) \times P(Q) \times P(S) \times P(K)} \right) + \left(\frac{P(F) \times P(G) \times P(H) \times P(I) \times P(T)}{P(M) \times P(Q) \times P(S) \times P(L)} \right) \quad (4)$$

با استفاده از این رابطه، حداقل برش برای مکانیزم فلپ به دست می آید. در این مکانیزم مشاهده می شود، با توجه به این که اکثر قطعات در تمامی حداقل برش ها شرکت دارند، تماماً از اهمیت بالا و قابل قبولی برخوردار می باشند. درخت خرابی، ابزاری برای ارزیابی عملکرد قسمت ها و قطعات مختلف در بالا بردن قابلیت اطمینان است. لذا با استفاده از این روش، یک بررسی کلی بر روی قابلیت اطمینان محصول مورد نظر ارائه خواهد شد. بر این اساس، این روش با توجه به آن چه در فصل هشتم مرجع [۱۵] ارائه شده است بیشتر در فرآیند طراحی کاربرد دارد. با این حال، پس از این که فرآیند طراحی طی شد و مجموعه قطعات به طور کامل مشخص گردید، زمان آن است که با استفاده از دیاگرام عملکرد قابلیت اطمینان محاسبه گردد.

از اجتماع (U) و بین هر سطر از اشتراک (∩) استفاده شده که در رابطه (۱) نشان داده شده است.

$$A = F \cap G \cap H \cap I \cap (K \cup L) \cap M \cap Q \cap (R \cup S) \quad (1)$$

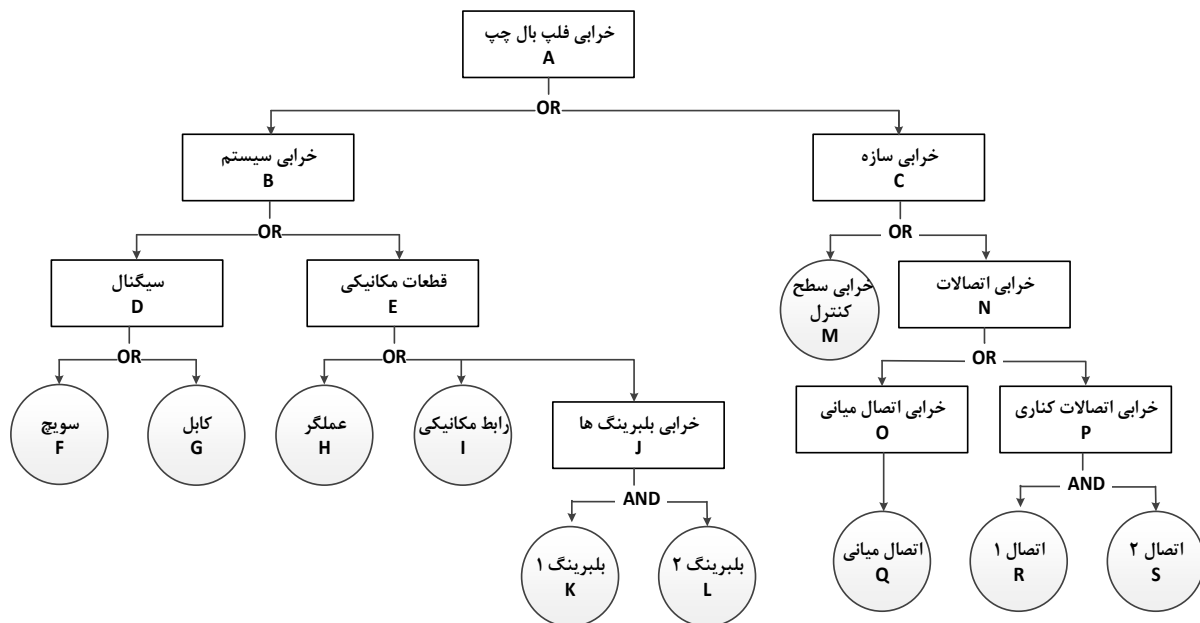
با توجه به رابطه (۱) احتمال وقوع خرابی A از رابطه (۲) محاسبه می شود.

$$P(A) = P \left\{ F \cap G \cap H \cap I \cap (K \cup L) \cap M \cap Q \cap (R \cup S) \right\} \quad (2)$$

$$P(A) = (P(F) \times P(G) \times P(H) \times P(I) \times [P(K) + P(L)] \times P(M) \times P(Q) \times [P(R) + P(S)]) \quad (3)$$

جدول ۱- بدست آوردن حداقل برش با استفاده از درخت خرابی

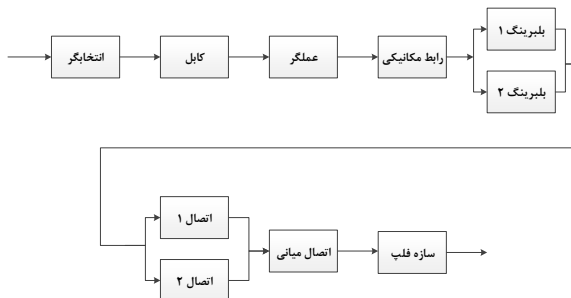
شماره درونبایی			
۱	۲	۳	۴
B	D	F	F
C	E	G	G
	M	H	H
	N	I	I
		J	K,L
		M	M
		O	Q
		P	R,S



شکل ۳- درخت خرابی برای مکانیزم فلپ با موتور الکتریکی

محاسبه قابلیت اطمینان مکانیزم فلپ

بر اساس مکانیزم تعریف شده، می‌توان دیاگرام قابلیت اطمینان را مطابق شکل ۴ ترسیم نمود.



شکل ۴- دیاگرام عملکرد و قابلیت اطمینان

این بلوک‌ها، دارای تمامی اجزای یاد شده در مکانیزم فلپ می‌باشند. مقادیر نرخ خرابی ثابت برحسب زمان برای اجزاء تعریف شده شکل ۴ در جدول ۲ آورده شده‌اند.

این اعداد با توجه به اطلاعات آماری موجود برای هر یک از این قطعات به دست آمده است [۱۶]. با توجه به این که این اطلاعات توسط گزارش رسمی اعلام نشده است، برای اصلاح آن نیز نیاز به اطلاعات آماری جامع‌تری می‌باشد. با این حال به منظور ایمنی بیشتر، مقادیر بدبینانه‌تر از مراجع مختلف تولید کننده قطعات انتخاب شده است.

جدول ۲- نرخ خرابی در قطعات مکانیزم فلپ مورد نظر

نام قطعه	اختصار	$\lambda_i (f / week)$
انتخاب‌گر	sel	۰/۰۰۰۱۶
کابل	cab	۰/۰۰۰۰۱۹
عملگر	ac	۰/۰۰۰۰۱۷
بلیزینگ‌ها	blb	۰/۰۰۰۰۸۶
رابط مکانیکی	Iend	۰/۰۰۰۰۹۶
اتصال‌ها	fitting	۰/۰۰۰۰۳۲
سازه فلپ	Str	۰/۰۰۰۰۴۵

با توجه به شکل ۴ قابلیت اطمینان این مکانیزم به شرح رابطه (۵) محاسبه می‌شود.

$$R(t) = R_{sel} R_{cab} R_{ac} R_{rod} \left(1 - (1 - R_{blb})^2\right) \times R_{Iend} \left(1 - (1 - R_{fitting})^2\right) R_{fitting} R_{str} \quad (5)$$

همچنین برای هر یک از اجزا رابطه زیر را برای قابلیت اطمینان خواهیم داشت :

$$\begin{aligned} R_{sel} &:= e^{-0.00016 t} \\ R_{cab} &:= e^{-0.000019 t} \\ R_{ac} &:= e^{-0.00017 t} \\ R_{rod} &:= e^{-0.00013 t} \\ R_{blb} &:= e^{-0.00086 t} \\ R_{Iend} &:= e^{-0.00096 t} \\ R_{fitting} &:= e^{-0.00032 t} \\ R_{str} &:= e^{-0.00045 t} \end{aligned} \quad (6)$$

در نهایت با جایگذاری رابطه (۶) در رابطه (۵)، رابطه کلی قابلیت اطمینان بر حسب زمان به شکل زیر در می‌آید:

$$\begin{aligned} R(t) &= e^{-0.16e-3xt} \times e^{(-0.19e-4xt)} \times \\ &e^{-0.17e-3xt} \times e^{-0.13e-3xt} \times \\ &\left(1 - \left(1 - e^{-0.86e-3xt}\right)^2\right) \times \\ &e^{-0.96e-3xt} \times \left(1 - \left(1 - e^{-0.32e-3xt}\right)^2\right) \times \\ &e^{-0.32e-3xt} \times e^{-0.45e-3xt} \end{aligned} \quad (7)$$

بر این اساس قابلیت اطمینان این مکانیزم بر حسب زمان به صورت رابطه (۷) در می‌آید. نمودار تغییر قابلیت اطمینان این مکانیزم برحسب هفته در شکل ۵ نشان داده شده است. این نمودار به منظور این که فرم کلی تغییرات را نشان دهد، در محدوده زمانی بسیار بالا در نظر گرفته شده است.

برای هواپیماهای سبک این محدوده برای بررسی عملکرد سیستم در حدود ۱۵۰ هفته است. برای این منظور این تغییرات در شکل ۶ نشان داده شده است. در این شکل مشاهده می‌شود، برای ۲۰۰ هفته پرواز، قابلیت اطمینان به میزان ۰/۶۰۸۸۲۴ به دست می‌آید. این عدد برای یک پرنده عدد قابل قبولی نیست.

در بخش بعدی روش تأمین قابلیت اطمینان قابل قبول برای پرواز هواپیما ارائه خواهد شد.

کارکرد صحیحی داشته باشد، چه میزان می‌باشد. این رابطه یک رابطه کلی بوده و برای هر یک از انواع نرخ‌های خرابی و یا سیستم‌ها قابل استفاده می‌باشد.

با توجه به رابطه (۸)، برای یک پرنده که ۴ ساعت پرواز می‌کند زمانی که قبل از پرواز بازبینی از مکانیزم انجام شده است، قابلیت اطمینان به شرح زیر بررسی خواهد شد. چهار ساعت پرواز برابر با ۰/۰۲۴ هفته خواهد بود. بنابراین با استفاده از رابطه (۸)، رابطه قابلیت اطمینان به شکل زیر در می‌آید:

$$R(200 | 200.024) = \frac{R(200 + 0.024)}{R(200)} \quad (9)$$

که در آن

$$R(200) = 0.6088239969 \quad (10)$$

$$R(200 + 0.024) = 0.6087843155 \quad (11)$$

در نهایت قابلیت اطمینان پرواز با توجه به بازدید قبل پرواز برابر می‌شود با:

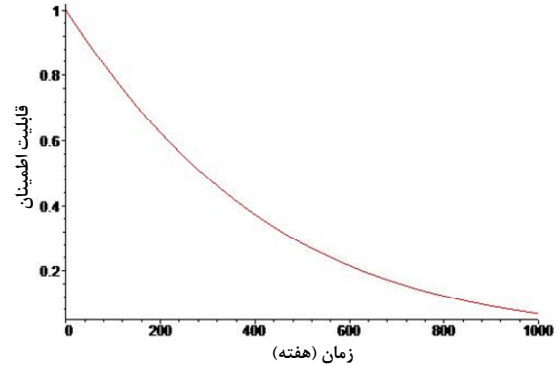
$$R(200 | 200.024) = 0.9999348229 \approx 1 \quad (11)$$

از این رو مشاهده می‌شود، قوانین پرواز، قابلیت اطمینان را تا چه میزان افزایش می‌دهد. لازم به ذکر است در اکثر موارد، خلبان‌ها روی زمین در جریان بازدیدهای پیش از پرواز از ایراد مکانیزم هواپیمای خود مطلع شده که این امر باعث جلوگیری از بروز سوانح هوایی می‌شود.

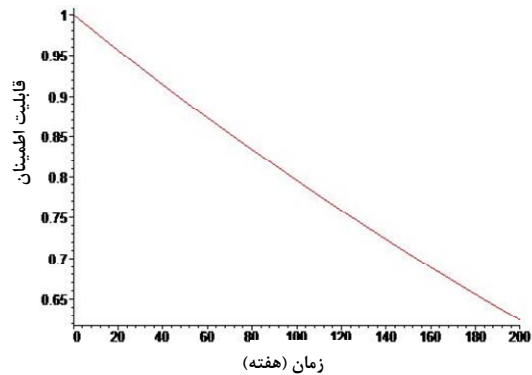
آنالیز خرابی

یکی از خروجی‌های مهم این تحقیق که در فرآیند طراحی و بهینه‌سازی مؤثر است، آنالیز خرابی است که در قالب FMECA^۲ برای مکانیزم فلپ در نظر گرفته شده است.

با توجه به این‌که در هواپیمای مورد مطالعه، مکانیزم فلپ بگونه‌ای طراحی شده تا ساده‌ترین ترکیب با حداقل وزن را داشته باشد، نگاه به قابلیت اطمینان در مرحله دوم طراحی قرار داشته است. لازم به یادآوری است، بروز مشکل در سیستم فلپ این هواپیما با توجه به طراحی آن باعث سانحه هوایی نخواهد شد و هواپیما توانایی فرود و برخاست بدون استفاده از فلپ را خواهد داشت. با این حال فرآیند ارائه شده در مرجع [۱۵]، برای تحلیل خرابی در این گزارش طی می‌شود.



شکل ۵- قابلیت اطمینان مکانیزم بدون بازدیدهای دوره‌ای برحسب زمان



شکل ۶- قابلیت اطمینان مکانیزم بدون بازدیدهای دوره‌ای برای ۲۰۰ هفته پرواز

ارتقای قابلیت اطمینان پرواز با بازرسی قبل پرواز

یکی از مهمترین قوانین پرواز برای هواپیماهای مسافربری بازبینی قبل پرواز است. بر اساس آیین‌نامه، خلبان وظیفه دارد قبل از پرواز کلیه مکانیزم‌های پرواز را بررسی نماید. بر این اساس قابلیت اطمینان برای سیستم مذکور شرطی می‌شود. به‌طور مثال یک هواپیما که ۲۰۰ هفته کارکرد دارد، برای یک روز پرواز، با فرض بازبینی انجام شده قبل پرواز، قابلیت اطمینان با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$R(t | T_0) = \frac{R(t + T_0)}{R(T_0)} \quad (8)$$

این رابطه، قابلیت اطمینان شرطی^۱ که در فصل دوم مرجع [۱۵] ارائه شده است را نشان می‌دهد. رابطه (۸) مبین این است که قابلیت اطمینان یک عضو و یا یک مجموعه در زمان $t + T_0$ به شرط این‌که در زمان T_0 آن عضو یا مجموعه

کنترل این هواپیماها، نقش اساسی در آن ایفا می‌کنند. این مسئله باعث شده خرابی در هریک از اجزای این مکانیزم‌ها، باعث ناموفق بودن عملیات فرمان شود. با این حال با توجه به تمهیداتی که در استاندارد CS23 برای این نوع از پرنده‌های این رده پروازی در نظر گرفته شده است، سوانح آن‌ها بسیار نادر و قابل چشم پوشی می‌باشند.

تأثیرات خرابی هریک از مودهای خرابی، مکانیزم و تأثیر آن در مکانیزم خرابی در جدول (۴) ارائه شده است. مشاهده می‌شود، کمترین تأثیری که عمل نکردن هریک از این مکانیزم‌ها بر روی هواپیما می‌گذارد، فعال نشدن فلپ می‌باشد. این مودهای خرابی بخصوص در مورد سازه می‌تواند باعث آسیب دیدن دیگر قسمت‌ها و مکانیزم‌های موازی شود. لازم به تاکید که در هواپیماها، سادگی و وزن بسیار مهم است، حتی یک گرم نیز در طراحی اهمیت دارد. بر این اساس بخشی از مکانیزم‌های فلپ، در برخی از هواپیماها با دیگر سطوح کنترل مشترک است. در این مورد، ناپایداری در این مکانیزم می‌تواند باعث عمل نکردن مکانیزم‌های دیگر شده و باعث سانحه شود.

جدول ۴- مکانیزم، مودها و تأثیر خرابی

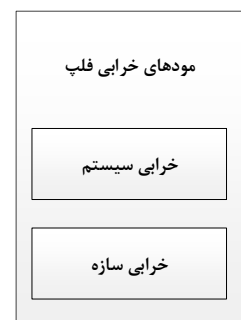
اثر خرابی	مکانیزم خرابی	مود خرابی
از دست دادن نیروی برا در برخاست و فرود	خرابی عملگر خرابی اتصالات	خرابی سیستم
از دست دادن نیروی برا در برخاست و فرود	خرابی سازه کامپوزیتی شکست اتصالات	خرابی سازه
آسیب به قطعات دیگر سازه		

قدم پنجم، تقسیم بندی حساسیت: با توجه به این که ایجاد مشکل در هواپیما، به‌طور مستقیم یا غیر مستقیم ممکن است به خلبان و دیگر سرنشینان آسیب وارد کند، این دو مود خرابی در دسته‌بندی یک و دو قرار می‌گیرند.

به‌طور مثال در هواپیمای مورد نظر، در صورتی که خلبان در سرعت مجاز فلپ‌ها را باز کند، هیچ خطری سازه فلپ را تهدید نمی‌کند. از طرف دیگر با توجه به توانایی این هواپیما، خلبان می‌تواند بدون فلپ، پرنده را به زمین بنشانند. لذا هر دو مود خراب قابل پوشش است. با این حال به دلیل حساسیت عملکرد سطوح کنترل در ایمنی پرواز، باید دو مود شکست را در دو دسته اول قرار داد.

قدم اول، تعریف سیستم: یکی از مهمترین مسائلی را که در فرآیند طراحی و آنالیز خرابی باید در نظر گرفت، تعریف کامل و دقیق از سیستم می‌باشد که در ابتدای مقاله ارائه گردید.

قدم دوم، تعیین مودهای خرابی: برای مکانیزم فلپ هواپیمای مذکور، مودهای خرابی اصلی در شکل ۷ نشان داده شده است. در این شکل مشاهده می‌شود این مودهای خرابی شامل خرابی فرامین کنترلی و خرابی های ناشی از ناتوانی سازه در تحمل بارهای آیرودینامیکی می‌باشد.



شکل ۷- مودهای اصلی شکست در مکانیزم فلپ

قدم سوم، تعیین علت مود خرابی: برای تعیین علت مود خرابی، باید به عوامل زیرمجموعه آن توجه نمود. به‌طور مثال با توجه به موارد مطرح شده در شکل (۷)، علل خرابی این مودها در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳- علت‌های خرابی برای مودهای خرابی

دلایل خرابی	مود خرابی
ضعیف بودن لایه چینی ورق‌های کامپوزیتی ضعیف بودن نوع و یا تعداد اتصالات نگهدارنده فلپ	سازه فلپ
عدم دریافت صحیح سیگنال عدم عملکرد صحیح عملگر الکتریکی	سیستم فلپ
ضعیف بودن یا ناتوانی تجهیزات رابط جهت انتقال نیرو به فلپ	

قدم چهارم، تأثیر هریک از مودهای خرابی: با توجه به اینکه وزن در هواپیماهای سبک و فوق سبک از اهمیت بالایی برخوردار است، تعداد سیستم‌های موازی در آنها بسیار کم می‌باشد. از این رو بیشتر اجزاء قرار گرفته در مکانیزم‌های

مود خرابی سازه: دسته‌بندی ۱

مود خرابی سیستم: دسته‌بندی ۲

علت تفاوت در این دسته‌بندی در دو نکته است. نخست خطری که از بین رفتن سازه برای دیگر اجزای هواپیما دارد، دوم این که خلبان پیش از این که هواپیما با سرعت کم و نزدیک به زمین پرواز کند، از صحت سیستم مکانیزم فلپ مطلع می‌شود و در صورت نیاز پرنده را بدون فلپ فرود می‌آورد. ولی در صورتی که در هنگام فرود ناگهان سازه از بین برود، باعث رول در پرنده شده و موجب سقوط آن می‌گردد.

قدم ششم، تقسیم‌بندی برای احتمال وقوع: بر اساس تجربه این هواپیما، این مکانیزم همیشه با صحت کار کرده است و تنها در یک مورد فلپ با تاخیر باز شده که با توجه به عمر نزدیک به ۱۵ سال آن تقریباً نسبتاً خوبی است. از این رو هیچ‌گاه سازه آن دچار گسستگی نشده و از طرف دیگر سیستم آن یک بار دچار حادثه شده است. بر این اساس این تقسیم‌بندی به شکل زیر در می‌آید:

مود خرابی سازه: D

مود خرابی سیستم: C

مشاهده می‌شود این تقسیم‌بندی‌های با ضریب اطمینان بالا در نظر گرفته شده است.

قدم هفتم، ماتریس خرابی: با توجه به مطالب ارائه شده در پنج قدم پیشین، می‌توان ماتریس حساسیت را به شکل زیر ارائه نمود:



نتیجه‌گیری

آنچه از مطالب بیان شده در این مقاله دریافت شد نشان می‌دهد دو مود اصلی خرابی برای مکانیزم فلپ می‌توان در نظر گرفت که بر اساس جدول ۵ این دو مود خرابی از اهمیت یکسانی برخوردار هستند.

آنچه تجربه طراحی هواپیما نشان می‌دهد آن است که تعبیه سیستم‌های موازی برای مکانیزم فلپ کار صحیحی نمی‌باشد زیرا باعث افزایش پیچیدگی و وزن پرنده می‌شود. برای بهبود قابلیت اطمینان باید تلاش در بهبود کیفیت قطعات نمود تا نرخ خرابی این اجزا کاهش یابد. همچنین این نکته بسیار حائز اهمیت است که خطای انسانی را تا جایی که می‌توان برای این مکانیزم کاهش داد. به‌طور مثال؛ با در نظر گرفتن یک حسگر که بتواند سرعت پرنده را بررسی کند، اجازه استفاده از فلپ را در سرعت‌های غیر مجاز ندهد. همچنین با مکانیزمی بتوان سلامت تجهیزات را پیش از اعمال آن در فرود بررسی نمود.

با این حال، تاثیر بسیار بالای سرویس‌های دوره‌ای پیش از پرواز می‌تواند قابلیت اطمینان را در حد قابل قبولی بالا نگه داشته و ضامن یک پرواز ایمن باشد.

پی‌نوشت‌ها

- 1- Conditional reliability
- 2- Failure mode, effects, and criticality analysis

منابع و مراجع

- [1] Jackson P, Munson K, Peacock L, Bushell S, Willis D. *Jane's All the World's Aircraft 2011-2012*: Jane's Information Group; 2011.
- [2] Kumar UD. *New trends in aircraft reliability and maintenance measures*. Journal of Quality in Maintenance Engineering. 195-287(4)5;1999.
- [3] Latorella KA, Prabhu PV. *A review of human error in aviation maintenance and inspection*. International Journal of Industrial Ergonomics. 2000;26(2):133-61.
- [4] Esbati AH, Irani S. *Probabilistic mechanical properties and reliability of carbon nanotubes*. Reliability Engineering & System Safety. 2015;In press.
- [5] Chiachio M, Chiachio J, Rus G. *Reliability in composites – A selective review and survey of*

- [11] Esbati AH, Irani S. *Structural dynamic stability of three stages launch vehicle as a free-free Timoshenko beam subjected to follower force*. Recent Advances in Space Technologies, 2009 RAST'09 4th International Conference on: IEEE; 2009. p. 150-5.
- [12] Kalamkarov AL, Georgiades AV, Rokkam SK, Veedu VP, Ghasemi-Nejhad MN. *Analytical and numerical techniques to predict carbon nanotubes properties*. International Journal of Solids and Structures. 2006;43(22-23):6832-54.
- [13] Yengejeh SI, Zadeh MA, Öchsner A. *On the tensile behavior of hetero-junction carbon nanotubes*. Composites Part B: Engineering. 2015;75:274-80.
- [14] Jun L, Huibin X. *Reliability analysis of aircraft equipment based on FMECA method*. Physics Procedia. 2012;25:1816-22.
- [15] Ebeling CE. *An introduction to reliability and maintainability engineering*: McGraw-Hill; 2004.
- [16] Denson W, Chandler G, Crowell W, Clark A, Jaworski P. *Nonelectronic Parts Reliability Data* 1995. DTIC Document; 1994.
- current development*. Composites Part B: Engineering. 2012;43(3):902-13.
- [6] Esbati AH, Irani S, Moosazadeh H. *Instability Characteristics of a Free-Free Multi-Stepped Timoshenko Beam with Concentrated Masses Subjected to Follower Force*. TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES. 2012;55(1):12-20.
- [7] Yao W, Chen X, Luo W, van Tooren M, Guo J. *Review of uncertainty-based multidisciplinary design optimization methods for aerospace vehicles*. Progress in Aerospace Sciences. 2011;47(6):450-79.
- [8] Mattenberger C, Leszczynski J, Putney B, Morse EL. *Launch vehicle reliability growth. Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), 2012 Proceedings-Annual: IEEE; 2012. p. 1-7.*
- [9] Burgos R, Chen G, Wang F, Boroyevich D, Odendaal WG, Van Wyk JD. *Reliability-oriented design of three-phase power converters for aircraft applications. Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*. 2012;48(2):1249-63.
- [10] Grooteman F. *A stochastic approach to determine lifetimes and inspection schemes for aircraft components*. International Journal of Fatigue. 2008, 30(1):138-49