نشریه‌علمی علوم و فنون نوین‌هوانوردی
سال ۱، شماره ۴، زمستان ۱۴۰۳

ارزیابی ریسک تجهیزات مرتبط با کروی پروازی هواپیمای P۳F با روش FMEA

سعید کردی*[۱]، مصطفی لیوانی[۲]، سید محمد مهدی ابطحی[۳]
۱-کارشناسی ارشد دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری
۲-استادیار دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری
۳-کارشناسی ارشد دانشگاه علوم و تحقیقات
(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۱۱/۱۸تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۱۲/۲۴)

چکیده : در این‌مقاله ریسک کرو ی پروازی هواپیمای P۳F با استفاده از روش FMEA مورد ارزیابی قرار می گیرد. برای این منظور ابتدا مطالعه ماکلی از تجهیزات و ساه‌نام های مرتبط با کرو ی پروازی این‌هواپیماانجام شد. سپس حالت ها بقلاوه خرابی برای هر یک‌زا سامانه ها و خطای کرو ی پروازی تعیین گردید. در ادامه اثرات بالهوة بروز هر یک از این لاح ت ها خرابی تعیین و سپس علل بروز هر یک از آن ها مشخص گردید. فهت‌سر کردن کنترل‌ه ای جاره‌ب ی منظور شناسایی هر یک از این‌خرابی ها، محاسبه اولویاهت و میزان اهمیت هر ر ک‌سیگام های بعدی انجام این‌پایان نامه است. در انتها اقدامات پگشییرانه و اصلاحی با رورکیِ دکاهش ریسک پروازی پیشنهاد خواهد شد. در ای ن پژوهش با استفاده زارابطه NPR، به هر کدس م‌ایستم‌های هواپیما یک عدد ریسک اختصاص داده شد و سیستم هایی ه‌کاحتمال بروز سانحه دنآ ربها بیشتر است مشخص گردید که بر اساس نتایج مستخرجه سه سیستم نشان گر موتور، ارتفاع‌سنج و سرعت‌سنج هواپیما دارای بیشترین احتمال ریسک پروازی می باشد.

واژه های کلیدی: هواپیمای P۳F، روشFMEA، ارزیا بی‌ریسک،تجهیزاتپروازی ،نمودار ریسک.

* آدرس پست الکترویک نویسنده مسئول: s.s.kordi٦٠@gmail.com

مقدمه

توقفات پیش‌بینی‌نشـــده در خطوط تولید، خرابی‌های مکرر و گه‌گاه مبهم تجهیزات کلیدی، کاهش ناگهانی فروش، اختلال در فرآیند کاری، همگی پیشامدهای ناخوشایندی هستند که می‌توانند خسارات جدی و گه‌گاه غیرقابل جبرانی را به یک مجموعه وارد کنند. مدیران ارشد سازمان‌ها همواره در جست‌وجوی یافتن تکنیک‌هایی هستند که بهترین نتایج در کوتاه‌ترین زمان ممکن را به دنبال داشته باشد و با استفاده از آن تکنیک‌ها بتوان رویدادهای با ریسک بالا را پیش از آنکه سبب ایجاد خسارات جدی شوند، پیش‌بینی کرده و جهت رفع آن‌ها اقدام نمود.

غالباً مکانیزم‌های خرابی، تعامل بین آن‌ها و فرآیند تخریب (فرسایش) در یک طرح مشخص، به طورکلی به درستی درک نشده‌اند. بنابراین پیش‌بینی خرابی دارای عدم قطعیت بوده و به طور ذاتی یک مسئله‌ی احتمالاتی است. بنابراین، تحلیل قابلیت اطمینان چه با استفاده از فیزیک خرابی و چه با استفاده از تاریخچه‌ی رخداد خرابی، یک فرآیند احتمالاتی اســت. شــواهد و اطلاعات درباره‌ی رخدادها و فرآیندهای خرابی این قابلیت را می‌دهند که میزان اطمینان در رابطه با قابلیت اطمینان یک طرح مشخص شوند [۱].

هدف از به کارگیری روش تجزیه و تحلیل حالت‌ها خرابی و اثرات آن (FMEA)، اقدام مناســب و مؤثر جهت از بین بردن یا کاهش شکست‌ها، با توجه به اولویت آن‌ها می‌باشد، همچنین تجزیه و تحلیل اثرات حالت‌ها شکست می‌تواند اسناد وضعیت فعلی فعالیت‌ها درباره احتمال شکست آن‌ها را جهت استفاده در فرایندهای آتی ثبت و ضبط نماید.

بدنبال گسترش روز افزون زیر دریایی در سال‌های بعد از جنگ جهانی و لزوم ساخت یک هواپیمای اختصاصی برای شناسایی و حمله به زیردریایی‌ها بیش از پیش احساس می‌شد (بخصوص که در این بخش روس‌ها بسیار جلوتر بودند و این در اوج جنگ ســرد بود)، این اندیشــه نیروی دریایی آمریکا را بر آن داشــت تا برای جایگزینی هواپیماهای P-۲V مناقصه‌های را ارائه کند. در این مناقصه شرکت لاکهید با طرح خود گوی رقابت را از رقبا ربود، لاکهید مارتین طرحی را تحت عنوان P-۳ که بر اساس طرح L-۱۸۸ الکترا که یک طرح مسافری بود طراحی کرد، اما این دو طرح با این وجود این که بسـیار شـبیه به هم از کار درآمدند، تفاوت‌های عمده‌ای داشـتند، از جمله قابلیت حمل جنگ‌افزار در زیر بال‌ها و همچنین بال‌های رو به جلو (قسـمت پشـتی بال‌ها به سـمت جلو مایل اسـت، دلیلش هم بخاطر انعطاف‌پذیری بهتر در سرعت‌های پایین است)، قابلیت برخاست از باندهای کوتاه و نگهداری آسان.

هواپیمای گشتی دریایی P۳F ساخت شرکت لاکهید آمریکا است که توسط نیروی هوایی ارتش جمهوری اسلامی ایران مورد استفاده قرار می‌گیرد. از سال ۱۹۷۴ تاکنون از این هواپیما به عنوان گشت‌دریایی و هواپیمای اکتشافی استفاده می‌شود. P۳F از موفق‌ترین هواپیماهای نسل خود و از معدود هواپیماهای جنگی است که در کشور سازنده خود (آمریکا) پنجاه سال سابقه فعالیت مستمر داشته است[۲].

قابلیت اطمینان کنونی در سـیسـتم‌های پیچیده هواپیما در هوانوردی عمومی ناشـناخته اسـت. توانایی دسـت‌یابی به دیدگاه کلی در مورد این موضـوع ناشـناخته، برای جامعه هوانوردی معیارسـنجی ارزشـمندی را فراهم خواهد کرد که در ایجاد قابلیت اطمینان و ملزومات ایمنی برای هواپیماهای آینده کمک خواهد کرد. این اعتبارسـنجی می‌بایسـت تضـمین کند که پیشـرفت تکنولوژی، دسـتورالعمل‌های طراحی و کار روی اسـتانداردهای صـدور گواهینامه در جهت هدف مؤثر به‌کارگیری تکنولوژی‌های ارزان و به صـرفه برای هواپیماهای کوچک تک‌موتوره پیش می‌رود. این یک مسئله‌ی کلیدی برای قوی‌تر کردن نسـل آینده هواپیماها در هوانوردی عمومی اسـت. تأثیر یک محصـول قابل اطمینان، ایمن و موفق، هواپیماهای مربوط به هوانوردی عمومی را در ایالات متحده برای اکثریت جمعیت قابل دســترس خواهد کرد. به منظور دستیابی به این هدف، دیدگاه کلی در مورد هواپیماهای هوانوردی عمومی موردنیاز است.

با توجه به اهمیت پیش‌گیری از خرابی در سامانه‌ها و افزایش قابلیت اطمینان، در این مقاله با پیاده‌سازی روش‌های قابلیت‌اطمینان بر روی سامانه‌ها و تجهیزات مرتبط با کروی پروازی هواپیمای P۳F، راه‌کارهایی برای کاهش ریسک پروازی ارائه خواهد شد.

حسینعلیان در سال ۱۳۹۰، به ضرورت مطرح شدن مهندسی قابلیت اطمینان در فرآیند طراحی انواع ریزپرنده‌های MAV و NAV با توجه به الزامات مأموریتی آن‌ها پرداخته است. قابلیت اطمینان در طراحی این ریزپرنده‌ها با توجه به ابعاد کوچک و وزن کم، از عوامل مهم در طرز عملکرد آن‌ها محسوب می‌شود. آن‌ها جهت افزایش قابلیت اطمینان، در سایزینگ این ریزپرنده‌ها (اعم از نوع بالزن یا بال ثابت) که مهم‌ترین فرآیند در طراحی آن‌ها محسوب می‌شود، ضمن استفاده از داده‌های آماری و بانک‌های اطلاعاتی ریزپرنده‌های تست شده، از طبیعت و به ویژه از پرندگان و حشرات برای استخراج داده‌های لازم جهت طراحی، شامل نقطه طرح، شکل پلتفرم، نسبت منظری و غیره استفاده کردند [۳]. عربی و همکاران در سال ۱۳۹۰، با به‌کارگیری روش‌های مونت‌کارلو و مقدار متوسط، به تحلیل قابلیت اطمینان پارامترهای صفحه ساندویچی که هسته آن خاصیت انعطاف‌پذیر دارد پرداخته و میزان حساسیت پارامترها، احتمال خرابی و شاخص قابلیت اطمینان را با روش‌های ذکر شده مورد بررسی قرار داده و مقایسه‌ای بین این روش‌ها انجام داده‌اند[۴]. خشنودقویم و نصرت‌الهی در سال ۱۳۹۰، طرح اجرایی قابلیت اطمینان جهت استفاده در محصولات هوافضایی را ارئه داند. الزامات مورد نیاز برای تأمین، ارزیابی، کنترل و بهبود مستمر قابلیت اطمینان یک محصول در کل چرخه عمر آن‌را ارائه دادند. آن‌ها اعلام نمودند این پژوهش جهت استفاده پیمان‌کاران اصلی، فرعی و تهیه‌کنندگان محصولات در طول پروسه‌های طراحی، توسعه، ساخت، مونتاژ، تست و تولید می‌باشد[۵]. احمدی‌نژاد و افشار در سال ۱۳۹۰، به ارزیابی قابلیت اطمینان اجزای سیستم بر حسب خصوصیات ساختاری و میزان بحرانی بودن شرایط‌شان پرداخته و یک روش ایده‌آل بر اساس اطلاعات کلامی جهت محاسبه قابلیت اطمینان اجزای سیستم پیچیده، با بهره‌گیری از چندین معیار ساختاری و بحرانی ارائه داده‌اند. آن‌ها بیان نمودند طراحان و توسعه‌دهندگان محصول به کمک نتایج به دست آمده از تحلیل و ارزیابی قابلیت اطمینان اجزاء محصول می‌توانند اصلاحات لازم را جهت بهبود قابلیت اطمینان انجام دهند[۶]. لیرا در سال ۱۳۹۱، ابتدا سطوح مختلفی از روش‌های قابلیت اطمینان ساختاری را بررسی کرده و سپس مفهوم تابع خرابی را بیان کرده و محاسبه‌ی احتمال خرابی مرتبط را مورد توجه قرار داد. او همچنین احتمال خرابی حاصله و شاخص قابلیت اطمینان مرتبط (شاخص بتا) را شرح داد[۷]. مهرخوب‌چهره در سال ۱۳۹۲، استحکام یه ماده‌ی مرکب چندلایه با استفاده از روش قابلیت اطمینان مرتبه اول، به همراه تحلیل المان محدود جهت بررسی احتمال خرابی تک‌تک لایه‌ها را به‌کار گرفت. تحلیل استحکام نهایی و پیش‌بینی احتمال خرابی ماده‌ی مرکب چندلایه مورد بررسی قرار گرفت[۸]. محمدپور و همکاران در سال ۱۳۹۳، یک موتور توربوفن را در مرحله طراحی اولیه در نظر گرفته و شرایط محیطی و عمل‌کردی آن را از نقطه‌نظر قابلیت اطمینان مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها با توجه به فرض عدم دسترسی به داده‌های خرابی اختصاصی موتور، جهت گردآوری آن‌ها از بانک داده‌های عمومی و تخمین‌های کارشناسانه استفاده کردند و بعد از تقسیم‌بندی سیستم موتور به زیرسیستم‌ها، مدل‌سازی قابلیت اطمینان به کمک دیاگرام‌های بلوکی و اعمال روش مونت‌کارلو انجام دادند. نتایج بدست آمده آن‌ها شامل ارزیابی قابلیت اطمینان سیستم و زیرسیستم‌ها و اهمیت قابلیت اطمینان می‌باشد[۹]. شریعت‌مدار و بهنام‌راد در سال ۱۳۹۳، از یک روش شبیه‌سازی به نام شبیه‌سازی زیرمجموعه‌ای، برای محاسبه احتمالات گسیختگی، به منظور آنالیز قابلیت اطمینان سیستم‌های مهندسی استفاده کرده‌اند و چند نمونه از ارزیابی قابلیت اطمینان سازه‌هایی که تحت تحریک لرزه‌ای قرار گرفته و از سیستم‌های کنترل فعال استفاده می‌کنند، ارائه کرده‌اند. نتایج بدست آمده حاکی از این است که روش شبیه‌سازی زیرمجموعه‌ای در ارزیابی احتمال گسیختگی سیستم‌های سازه‌ای با نواحی گسیختگی پیچیده، تعداد متغیرهای تصادفی زیاد و احتمالات گسیختگی کوچک‌تر، قدرتمند و کارآمد می باشد[۱۰]. کشته‌کار و میری در سال ۱۳۹۳، از روش جدیدی مبتنی بر روش بهینه‌سازی گرادیان مزدوج غیرخطی، جهت محاسبه شاخص سلامتی سازه‌ها استفاده کردند. آن‌ها ضمن معرفی روش پیشنهادی، با حل چند مثال، کارایی و توانایی آن‌را مورد بررسی

قرار داده و هم‌گرایی، کارایی و صحت نتایج آن با روش‌های گرادیان Hasofer-Lind، روش انتقال پایدار و مونت کارلو مقایسه کردند [۱۱]. سالخورده حقیقی و همکاران در سال ۱۳۹۴، روشی بر مبنای سیستمی با چند طبقه‌بندی ارائه کردند که با توجه به پارامترهای زیرسیستم‌های هواپیما، قابلیت اطمینان هر زیرسیستم و سپس قابلیت اطمینان پرواز را پیش‌بینی می‌کرد [۱۲]. خلفی در سال ۱۳۹۶، آیروالاستیسیته هواپیما را در سه ناحیه: بدنه، بالک‌ها و پوسته‌ها مورد بررسی قرار داد. ترتیب اقدامات او برای تعیین قابلیت اطمینان در مسائل آیروالاستیسیته؛ قدم اول: تعیین مدل حاکم بر سازه، قدم دوم: تعیین مدل آیرودینامیک، قدم سوم: تعیین معیار شکست و تابع احتمال خرابی و قدم چهارم: بدست آوردن قابلیت اطمینان برای سیستم بود[۱۳]. فارسی و خلفی در سال ۱۳۹۷، به بررسی قابلیت اطمینان آستانه وقوع فلاتر صفحه (با طول محدود و عرض بینهایت) با توجه به عدم قطعیت در متغیرهایی شامل مدل الاستیک، ضریب پواسون، چگالی و ضخامت صفحه و طول صفحه پرداختند. آن‌ها برای بدست آوردن قابلیت اطمینان آستانه وقوع فلاتر صفحه دوبعدی از روش شبیه‌سازی مونت‌کارلو استفاده کردند[۱۴]. جوادی و خلفی در سال ۱۳۹۹، قابلیت اطمینان آستانه وقوع فلاتر صفحه چندلایه کامپوزیتی را با توجه به عدم قطعیت در متغیرهایی شامل مدل الاستیک، ضریب پواسون، چگالی، ضخامت صفحه و طول صفحه مورد بررسی قرار داده‌اند. آن‌ها برای به دست آوردن قابلیت اطمینان آستانه وقوع فلاتر صفحه از روش شبیه‌سازی مونت کارلو استفاده کردند [۱۵].

با توجه به مطالعات انجام شده و اهمیت جلوگیری از هر گونه خرابی در هواپیمای P۳F، در این مقاله ریسک کروی پروازی هواپیمای P۳F با استفاده از روش FMEA مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. برای این منظور ابتدا مطالعه کاملی از تجهیزات و سامانه‌های مرتبط با کروی پروازی این هواپیما انجام می‌شود. سپس حالت‌ها بالقوه خرابی برای هر یک از سامانه‌ها و خطای کروی پروازی تعیین می‌گردد. در ادامه اثرات بالقوه بروز هر یک از این حالت‌ها خرابی تعیین و سپس علل بروز هر یک از آن‌ها مشخص خواهد شد. فهرست کردن کنترل‌های جاری به منظور شناسایی هر یک از این خرابی‌ها، محاسبه اولویت‌ها و میزان اهمیت هر ریسک، گام‌های بعدی انجام این مقاله است.

روش FMEA

روش تجزیه و تحلیل حالت‌ها خرابی و اثرات آن، یکی از روش‌های سیستماتیک برای تحلیل خطر و خرابی است. این روش که برای اولین بار در سال ۱۹۴۹ توسط ارتش ایالات متحده مطرح شد، امروزه در اکثر صنایع مورد استفاده قرار می‌گیرد؛ به‌گونه‌ای که هر کدام استاندارد مخصوص به خود را دارا است. در بین استانداردهای مختلف پرکاربردترین آنها استاندارد MIL-STD-۱۶۲۹A است که در سال ۱۹۸۰ توسط وزارت دفاع آمریکا تهیه شده است. روش تجزیه و تحلیل حالت‌ها خرابی و اثرات آن، روشی است که در هنگام توسعه محصول به منظور تحلیل حالت‌های خرابی یک سامانه و دسته‌بندی آن‌ها بر اساس شدت، احتمال رخداد و نحوه تشخیص مورد استفاده قرار می‌گیرد. منظور از حالت خرابی هرگونه نقص، مشکل و یا حتی فرصت برای بهبود سامانه است. معمولاً وقتی در رابطه با حالت خرابی صحبت می‌شود، منظور از دست رفتن کارایی سامانه است. منظور از آثار خرابی، نتیجه حالت‌ها خرابی سامانه است. هدف از FMEA در یک فرآیند یا محصول، پیشگیری از وقوع مشکل است. به عبارت دیگر FMEA با بهینه‌سازی فرآیندها باعث کاهش مبالغ زیادی از هزینه‌ها می‌شود.

یک تحلیل FMEA موفق به تیم طراحی کمک می‌کند تا حالت‌های خرابی یک سامانه را بر اساس تجربیات قبلی که در رابطه با سامانه‌ها و فرآیندهای مشابه به دست آمده است، شناسایی کنند]۱۶[.

بنابراین روش FMEAروشی است برای تحلیل و تشخیص:

- حالت‌های خرابی سامانه.
- اثرات این حالت‌های خرابی بر روی مأموریت سامانه.

- چگونگی اصلاح یا کاهش اثرات این خرابی‌ها بر روی سامانه.

زمانی که این تکنیک به‌درستی انجام شود، شرایط زیر را به وجود می‌آورد:

- اطمینان از اینکه تمامی ریسک‌های منطقی سریعاً شناسایی شده‌اند و اقدامات مناسب انجام‌شده است.
- مشخص شدن اولویت‌ها جهت انجام اقدامات بهبود محصول و فرآیند.
- کاهش ضایعات، کار مجدد و هزینه‌های تولید.
- حفظ دانش محصول و فرآیند.
- کاهش میزان خرابی‌ها و هزینه‌های پس از فروش.
- مستندسازی ریسک‌ها و اقدامات برای طرح‌ها یا فرآیندهای آینده.

اهداف استفاده از روشFMEA عبارتند از:

- شناسایی راه‌هایی که ممکن است یک فرآیند دچار خرابی شود.
- اثرات یا نتایج احتمالی بروز این خرابی‌ها.
- علل احتمالی بروز این خرابی‌ها.
- اتخاذ تدابیری برای کاهش احتمال وقوع این حالت‌ها.
- کاهش پیامدهای وقوع.

مراحل انجام روش FMEA به شرح ذیل می‌باشد:

۱. تشکیل تیم،
۲. مشخص نمودن فرآیند / سیستم تحت مطالعه،
۳. مشخص کردن گام‌های فرآیند یا اجزا و عوامل تشکیل‌دهنده سیستم،
۴. فهرست کردن حالت‌ها بالقوه خرابی برای هر یک از آنها،
۵. تعیین اثرات بالقوه بروز هر یک از این حالت‌ها خرابی،
۶. تعیین علل بروز هر یک از این خرابی‌ها،
۷. فهرست کردن کنترل‌های جاری به منظور شناسایی هر یک از این خرابی‌ها،
۸. محاسبه اولویت‌ها (میزان اهمیت هر ریسک)،
۹. اجرا و پیاده‌سازی اقدامات پیشگیرانه و اصلاحی،

پس از اتمام تجزیه و تحلیل، می‌توان مرحله دوم فرآیند FMEA را آغاز کرد. در این مرحله عدد اولویت ریسک (RPN) برای هر حالت خرابی محاسبه می‌شود و اقداماتی در راستای کاهش اثرات خرابی مستند می‌شوند. در حقیقت ریسک‌ها را از نظر میزان اهمیت اولویت‌بندی می‌کند و بنابراین این اجازه را می‌دهد تا ابتدا بر ریسک‌ها با بالاترین میزان تأثیر متمرکز شد [۱۷].

پس از تکمیل شناسایی ریسک، تیم FMEA باید سه جنبه از هر ریسک شناسایی‌شده را به‌صورت کمی با استفاده از اختصاص دادن عددی از ۱ تا ۱۰ طبق جدول مشخص کند:

- شدت اثر،
- احتمال وقوع،
- توانایی تیم در تشخیص رویداد،

در جدول ۱ نحوه تخصیص امتیاز خطا به‌شدت اثر، احتمال وقوع و احتمال تشخیص حالت خرابی نشان داده شده است.

جدول ۱: نحوه تخصیص امتیاز خطا به‌شدت اثر، احتمال وقوع و احتمال تشخیص حالت خرابی[۱۷]

رتبه‌بندی	شدت اثر		احتمال وقوع	تشخیص
	تأثیر خرابی	توضیحات		
۱۰	بسیار خطرناک بدون هشدار اولیه	نقص بالقوه در درجه بسیار خطرناک بدون هیچ‌گونه هشدار اولیه.	فوق‌العاده زیاد	غیرقابل‌شناسایی
۹	بسیار خطرناک با هشدار اولیه	نقص بالقوه در درجه بسیار خطرناک همراه با هشدار اولیه	خیلی زیاد	غیرقابل‌شناسایی
۸	بسیار زیاد	وظایف و عملکرد کل سیستم را تحت تأثیر قرار داده و کل عملیات متوقف می‌شود.	تکرارشونده	احتمال کشف پایین
۷	زیاد	وظایف و عملکرد کل سیستم را تحت تأثیر قرار داده و قسمتی از عملیات متوقف می‌شود.	زیاد	احتمال کشف پایین
۶	متوسط به بالا	وظایف و عملکرد سیستم را به‌طور متوسط تحت تأثیر قرار داده و قسمتی از عملیات متوقف می‌شود.	متوسط به بالا	احتمال کشف معمولی
۵	متوسط	وظایف و عملکرد سیستم را به‌طور متوسط تحت تأثیر قرار داده و کل عملیات دچار تأخیر می‌شود.	متوسط	احتمال کشف معمولی
۴	کم تا متوسط	وظایف و عملکرد سیستم را به‌طور متوسط تحت تاثیر قرار داده و قسمتی از عملیات دچار تأخیر می‌شود.	کم تا متوسط	احتمال کشف بسیار بالاست
۳	کم	وظایف و عملکرد سیستم را به‌طور مختصر تحت تأثیر قرار داده و راه‌اندازی مجدد و رفع نقص سیستم زمان‌بر است.	کم	احتمال کشف بسیار بالاست
۲	خیلی کم	وظایف و عملکرد سیستم را به‌طور مختصر تحت تأثیر قرار داده و راه‌اندازی مجدد و رفع نقص سیستم در حین گارانتی وقوع خرابی اتفاق می‌افتد.	خیلی کم	به‌راحتی قابل‌تشخیص می‌باشد
۱	فاقد اثر	هیچ‌گونه تأثیری ندارد.	فوق‌العاده کم	به‌راحتی قابل‌تشخیص می‌باشد

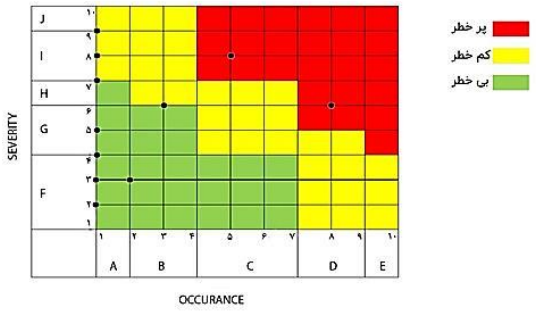
آخرین مرحله در FMEA یافتن RPN برای هر اثر است که به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

(۱) تشخیص قابلیت ×وقوع احتمال×اثر شدت =ریسک اولویت عدد (RPN)

عدد به‌دست‌آمده به‌تنهایی معنا و مفهومی ندارد، بلکه این عدد باید در مقایسه با سایر اعداد مورد بررسی قرار گیرد. سپس نتایج به ترتیب نزولی RPN مرتب می‌شـــوند. خطرات با بالاترین RPN تأثیر منفی بالایی دارند و با احتمال زیاد رخ می‌دهند و تشخیص آن‌ها دشوار خواهد بود.

نمودار ریسک

به‌منظور تخمین میزان بحرانی بودن سطح ریسک، رایج‌تر است که تنها شدت اثر و احتمال وقوع ریسک برای هر حالت خرابی آن استفاده شود. در شکل ۲ که نمودار ریسک نام دارد، مناطق پرخطر، کم‌خطر و بی‌خطر مشخص‌شده‌اند. با توجه به مختصـات شـدت اثر و احتمال وقوع می‌توان به‌راحتی مختصـات منطقه حاصـل از این دونقطه را در نمودار ریسـک مشخص کرد و برای نقاط قرارگرفته شده در ناحیه پرخطر اقدامی اساسی انجام داد [۱۸].



شکل ۱: نمودار ریسک[۱۸]

هواپیمای P۳F

یکی از هواپیماهای اسـتراتژیک شـناسـایی نیروی هوایی ارتش، هواپیمای P۳F یا اوریون اسـت. هواپیمای P۳F سـال ۱۳۵۴ به منظور پشـتیبانی از ناوها و ناوچه‌های نیروی دریایی ارتش خریداری شـد، به دلیل بالا بودن فناوری‌های به کار رفته در آن و برای تعمیر، ارتقاء و نگهداری بهتر این هواپیما، بعد از چند سال به نیروی هوایی ارتش واگذار شد [۱۹].

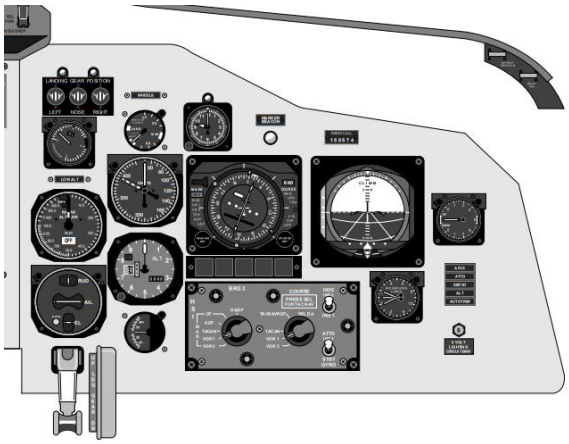
هواپیمای P۳F سـه مأموریت کشـف و شـناسـایی زیردریایی، گشـت‌دریایی و پشـتیبانی الکترونیکی سـایر هواپیماها و جنگنده‌ها را بر عهده دارد. به تأبیر سـاده‌تر این هواپیما متخصـص جنگ با زیردریایی اسـت و این جنگ ضـد زیردریایی،

هواپیمای P۳F را از سایر مأموریت‌های محوله به آن متمایز می‌کند. در شکل ۲ تصویر هواپیمای P۳F ایران مشاهده می‌شود که توسط جنگنده F-۱٤ آمریکایی رهگیری شده است.

شکل ۲: تصویر P۳F رهگیری شده توسط F-۱٤ آمریکا [۲۰]

پیاده‌سازی روش FMEA بر روی نشان‌گرهای هواپیمای P۳F

نشان‌گرها در هواپیما یکی از مهم‌ترین اجزاء جهت تشخیص و تصمیم‌گیری برای خلبان و کروی پروازی می‌باشند. به گونه‌ای که کوچک‌ترین اشکال در نشان‌گرها می‌تواند باعث تصمیم‌گیری نادرست خلبان و در ادامه بروز حادثه شود. در شکل ۳ نمونه‌ای از نشان‌گرهای کابین هواپیمای P۳F نمایش داده شده است.



شکل ۳: نمونه‌ای از نشان‌گرهای کابین هواپیمای P۳F[۲۱]

در این بخش اشکالات قابل رخداد در تعدادی از مهم‌ترین نشان‌گرهای کابین و تجزیه و تحلیل آن‌ها به روش FMEA پرداخته می‌شود.

اجرای روش FMEA برای نشان‌گر ارتفاع

حالت‌ها خرابی نشان‌گر ارتفاع

حالت‌ها خرابی نشان‌گر ارتفاع به شرح ذیل می‌باشد:

- نشان‌گر ارتفاع بر روی یک ارتفاع خاص گیر کرده باشد.
- نشان‌گر ارتفاع بصورت پله‌ای حرکت می‌کند.
- نشان‌گر ارتفاع، ارتفاع دقیق را نشان نمی‌دهد.
- نشان‌گر ارتفاع اصلاً کار نمی‌کند.

دلایل خرابی نشان‌گر ارتفاع

زمانی که نشـــان‌گر ارتفاع علی‌رغم بالا و پایین رفتن هواپیما بر روی یک ارتفاع خاص گیر می‌کند، معمولاً اشـــکال مکانیکی در قطعات داخلی نشـــان‌گر اســـت و یا اینکه به‌دلیل خوردگی، لبه‌های چرخ‌دنده‌ها درســـت در یکدیگر درگیر نمی‌شوند.

همچنین محبوس شدن هوا درون مسیرهای استاتیک می‌تواند یکی دیگر از دلایل گیر کردن نشان‌گر بر روی یک ارتفاع خاص باشد. در این مورد زمانی که کابین هواپیما pressurize نباشد با شکستن شیشه نشان‌گر می‌توان فشار هوا را برای نشان‌گر تأمین کرد تا ارتفاع هواپیما را به ما نشان دهد.

در مورد حرکت عقربه ارتفاع‌سنج بصورت ناگهانی و پله‌ای نیز همین دلایل را می‌توان متصور بود، مخصوصاً خوردگی در این مورد تأثیر بسیار زیادی دارد.

گرفتگی ورودی‌های استاتیک به علت لانه‌سازی حشرات و یا یخ‌زدگی در حین پرواز می‌تواند از دلایل این مشکل باشد.

شدت اثر خرابی نشان‌گر ارتفاع

شـدت اثر خرابی نشـان‌گر ارتفاع با توجه به حالت‌ها مختلف پروازی متغیر اسـت. به عنوان مثال خرابی نشـان‌گر در زمان تاکسی و بلندشدن هواپیما شدت اثر بالایی در ایجاد اختلالات پروازی ندارد، ولی در طول مسیر پروازی با توجه به پرواز هواپیماهای مختلف در راهروهای هوایی آن هم با اختلاف ۱۰۰۰ پا، خرابی نشـان‌گر ارتفاع می‌تواند حتی منجر به برخورد دو هواپیما به یکدیگر و بروز فاجعه هوایی گردد.

در مود پروازی تقرب و نشـــســـتن نیز در هنگام انجام پرواز کور با آلات دقیق (پرواز شـــب و یا پرواز با دید افقی پایین) احتمال وقوع خطر و بروز سانحه به شدت بالا است. با توجه به مطالب گفته شده تاثیر خرابی نشان‌گر ارتفاع در عملیات پرواز بسیار زیاد است و می‌توان عدد ۸/۲۲ را برای آن در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گر ارتفاع

از آنجا که نشـــان‌گر ارتفاع در اکثر هواپیماها و مخصـــوصـــاً هواپیمای P۳F از نوع آنالوگ و ســـاده می‌باشـــد، خرابی‌های متعددی در آن رخ می‌دهد که بالاتر از حد نرمال در هواپیماهای امروزی می‌باشـــد، که البته افزونگی این نشـــان‌گر و همچنین استفاده از سیستم GNC در کنار سایر سیستم‌های هواپیما کمک بسیار شایانی در کاهش ریسک ناشی از خرابی این نشان‌گر دارد. تکرارپذیری خرابی در نشان‌گر ارتفاع در حد متوسط است و برای آن عدد ۳/۷۷ را در نظر می‌گیریم.

روش تشخیص خرابی نشان‌گر ارتفاع

نشان‌گر ارتفاع یکی از مهم‌ترین نشان‌گرهای پروازی است که خلبان و کمک خلبان و ناوبر هواپیما موظف هستند به طور مسـتمر و مداوم آن را چک کنند و در صـورت تشـخیص خرابی در سیسـتم ارتفاع‌سـنج، سـریعاً اقدام در برطرف کردن آن نمایند.

همان‌طور که اشـاره شـد چک کردن نشـان‌گر سـرعت قبل از پرواز و حتی قبل از روشـن کردن موتورهای هواپیما در تشـخیص خرابی آن نقش مهمی دارد و باید از کالیبره بودن ارتفاع‌سـنج مطمئن شـد و سـپس اقدام به پرواز نمود. در طول پرواز نیز زمانی که خلبان ارتفاع خود را با کمک خلبان و ناوبر هواپیما و همچنین با سیستم ناوبری GNC چک می‌کند، می‌تواند به بروز خطا در هر یک از نشان‌گرها پی ببرد و با بررسی و رفع خطای موجود، پرواز ایمن‌تری را برای هواپیما به انجام برساند.

با توجه به مطالب گفته شده احتمال کشف خرابی در نشان‌گر ارتفاع معمولی است و می‌توان عدد ۴/۶۶ را در نظر گرفت.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر ارتفاع

از آنجا که نشان‌گر ارتفاع در هواپی P۳F یک نشان‌گر از نوع آنالوگ و با ساختاری ابتدایی و ساده است، و به‌دلیل عمر بالای قطعات و همچنین خدمت در پایگاهی که در مجاورت دریا واقع شده است، خوردگی قطعات امری شایع و عادی می‌باشد.

از این‌رو باید در بازدیدهای دوره‌ای که بر روی نشان‌گرها صورت می‌گیرد و کالیبره‌کردن آن‌ها دقت بالاتری به کار برد همچنین زمان این بازدیدها باید از حالت استاندارد کوتاه‌تر و گسترده‌تر باشد.

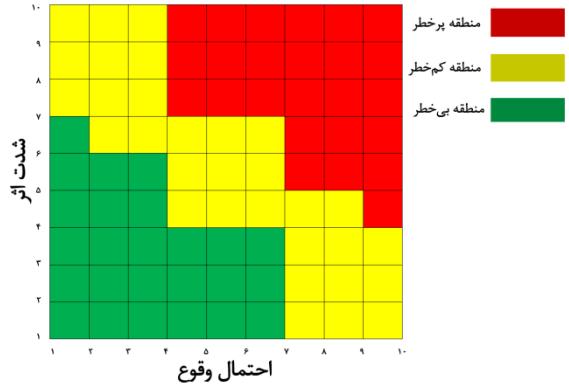
از نظر کاربرد عملیاتی و استفاده خلبان، دقت در امر بازدیدهای قبل از پرواز مثل چک‌کردن سوراخ‌های استاتیک هواپیما و همچنین تست خود نشان‌گر و مقایسه سه نشان‌گر با یکدیگر، قبل از استارت زدن هواپیما می‌تواند از بروز مشکلات نشان‌گر ارتفاع در حین پرواز جلوگیری کند. با توجه با افزونگی که در مورد نشان‌گر ارتفاع انجام شده و همچنین وجود ابزار ناوبری دیجیتال GPS NAV PLOTER احتمال خرابی در نشان‌گر ارتفاع تا حدود زیادی مرتفع شده است. تنها نکته مهم، دقت این نشان‌گر می‌باشد که با چک کردن مداوم نشان‌گرها با اطلاعات دریافتی از سیستم ناوبری باید آن را به حداقل اختلاف رساند.

محاسبه عدد RPN برای نشان‌گر ارتفاع

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر ارتفاع بدست می‌آید:

$$RPN(ALT)=۸/۲۲\times۳/۷۷\times٤/٦٦=١٤٤/٤١ \quad (۲)$$

در شکل ۴ نمودار ریسک برای نشان‌گر ارتفاع نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۴ مشاهده می‌شود نشان‌گر ارتفاع در ناحیه کم‌خطر واقع شده است.



شکل ٤: نمودار ریسک برای نشان‌گر ارتفاع

اجرای روش FMEA برای نشان‌گر سرعت

حالت‌ها خرابی نشان‌گر سرعت

نشان‌گر سرعت با توجه به محدود بودن داده‌های ورودی، حالت‌ها خرابی چندانی ندارد. چند مورد از حالت‌های خرابی نشان‌گر سرعت به شرح زیر است:

- گیرکردن نشان‌گر بر روی یک سرعت خاص در حین پرواز.
- عدم حرکت نشان‌گر سرعت در هنگام بلندشدن هواپیما.
- بالا و پایین شدن لحظه‌ای در نشان‌گر سرعت.
- نشان‌گر سرعت، سرعت صحیح را به ما نشان نمی‌دهد(سرعتی کمتر و یا بیشتر از مقدار واقعی را نشان می‌دهد).

دلایل خرابی نشان‌گر سرعت

اگر لوله پیتوت مسدود شود ، نشان‌گر سرعت، سرعت نادرست را نشان می‌دهد. در ارتفاعی که لوله پیتوت مسدود شود، هوای موجود در مسیر ثابت باقی می‌ماند و نشان‌گر بر روی یک عدد ثابت می‌ماند و تغییرات در سرعت را نشان نمی‌دهد، اگر لوله پیتوت مسدود شده باشد، ASI با افزایش ارتفاع ، سرعت را بالاتر از حد واقعی نشان می‌دهد و همین‌طور که ارتفاع بالاتر می‌رود سرعت را به صورت غیرواقعی بالا می‌برد، همین‌طور در زمان کاهش ارتفاع، سرعت هواپیما به صورت غیرواقعی کاهش می‌یابد، این سرعت غیرواقعی می‌تواند باعث بروز سوانح هوایی فاجعه‌باری گردد.

در مورد گرفتگی مسیر استاتیک، دقیقا برعکس حالت گرفتگی لوله پیتوت رخ می‌دهد، به این صورت که اگر ورودی فشار استاتیک ما دچار گرفتگی شود زمانی که ما افزایش ارتفاع می‌دهیم سرعت نشان‌گر کمتر از مقدار واقعی به ما نشان داده می‌شود و همین‌طور در زمان کاهش ارتفاع، سرعت نشان‌گر بیشتر از سرعت واقعی هواپیما به ما نشان داده می‌شود. گرفتگی ورودی استاتیک هم می‌تواند موجب خطای خلبان و بروز سانحه گردد.

یکی دیگر از عوامل بروز خطا در نشان‌گرهای مرتبط با فشار هوا، احتمال نشتی هوا در مسیر است، اگر در مسیر فشار پیتوت نشتی داشته باشیم سرعت نشان‌گر کمتر از سرعت واقعی نمایش داده می‌شود و اگر در مسیر فشار استاتیک نشتی داشته باشیم سرعت نشان‌گر بیشتر از سرعت واقعی نمایش داده می‌شود که همان‌طور که توضیح داده شد می‌تواند ضمینه‌ساز بروز سانحه باشد.

ورود حشرات به داخل حفره‌های پیتوت تیوب و همچنین استاتیک می‌تواند باعث گرفتگی مسیر ورودی هوا گردد به همین دلیل در هنگام پارک هواپیما، از کاورهای مخصوص جهت پوشاندن این نقاط استفاده می‌شود.

پرواز در ارتفاع بالا و یا در شرایط آب و هوایی مرطوب و سرد می‌تواند باعث یخزدگی لوله پیتوت تیوب گردد، به همین دلیل است که در طراحی لوله پیتوت از سیستم یخزدایی توسط المنت‌های برقی برای یخزدایی لوله پیتوت در چنین شرایطی استفاده می‌شود.

شدت اثر خرابی نشان‌گر سرعت

شدت اثر خرابی نشان‌گر سرعت در حالت‌های مختلف پروازی کم و یا زیاد می‌شود، بدین صورت که خرابی سرعت بر روی زمین و در هنگام تاکسی شدت اثر چندانی بر روی پرواز و هواپیما ندارد، ولی هنگام بلندشدن و تاکسی سریع شدت اثر بالایی پیدا می‌کند. اگر در هنگام بلندشدن، قادر به خواندن سرعت دقیق نباشیم ممکن است از سرعت مجاز و ایمن برای لاستیک‌های هواپیما عبور کنیم که باعث ترکیدن آن‌ها و انحراف هواپیما از روی باند پروازی خواهد شد، در این شرایط خرابی نشان‌گر سرعت با وجود آنکه هواپیما بر روی زمین قرار دارد باعث بروز سانحه فاجعه‌بار خواهد شد.

مهم‌ترین و خطرناک‌ترین حالت پروازی جهت خرابی نشان‌گر سرعت، حالت پروازی تقرب و نشستن هواپیماست، زیرا آیرودینامیک هواپیما به‌دلیل داشتن چرخ و فلپ دارای درگ بالایی می‌باشد و کوچکترین خطایی در محاسبه سرعت می‌تواند باعث واماندگی هواپیما در ارتفاع پایین گردد. اکثر سوانح هوایی در این حالت پروازی رخ داده‌اند و این خود بیان‌گر اهمیت بالای حالت پروازی تقرب و نشستن در بروز سوانح هوایی است. با توجه به مطالب گفته شده تاثیر خرابی نشان‌گر سرعت در عملیات پرواز بسیار زیاد است و می‌توان عدد ۸ را برای آن در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گر سرعت

همان‌طور که قبلاً نیز اشاره شد به‌دلیل عمر بالای خدمتی هواپیمای P۳F و همچنین خدمت در کنار دریا، خوردگی و آسیب‌پذیری قطعات هواپیما را به‌شدت بالا برده است. همچنین قدیمی بودن نشان‌گرهای مختلف نیز باعث افزایش ضریب خطای آن‌ها می‌گردد. از طرف دیگر نگهداری هواپیما در خارج از آشیانه و در فضای باز ضریب نفوذ حشرات به داخل منافذ هواپیما را افزایش می‌دهد. جمیع این عوامل سبب گردیده است تا بروز خطا در نشان‌گر سرعت از تکرارپذیری بالایی

برخوردار گردد. البته اقدام شرکت سازنده در افزایش قابلیت اطمینان نشان‌گر سرعت با طراحی دو لوله پیتوت تیوب مستقل (سمت چپ دماغه جهت نشان‌گر خلبان فرمانده و سمت راست دماغه جهت نشان‌گر کمک خلبان) تا حدود زیادی امکان خرابی کامل را از بین برده است، ولی خرابی‌های پر تکرار نشان‌گر سرعت، باید زنگ هشدار را برای بررسی آن باشد. با توجه به مطالب گفته شده تکرارپذیری خرابی در نشان‌گر سرعت در حد متوسط است و برای آن عدد ۵/۱۱ در نظر گرفته می‌شود.

روش تشخیص خرابی نشان‌گر سرعت

نشان‌گر سرعت یکی از مهم‌ترین نمایش‌گرها در طول پرواز است، از این رو به طور مداوم توسط خلبان فرمانده، کمک خلبان و حتی ناوبر هواپیما جهت بررسی مسیر و زمان رسیدن به نقاط هدف، چک و کنترل می‌شود. به‌همین دلیل معمولاً کوچکترین خطایی در این نمایش‌گر خیلی زود توسط یکی از افراد بالا شناسایی و گزارش می‌گردد. حتی مهندس‌پرواز هواپیما که مسئولیت تنظیم موتورها را بر عهده دارد از روی این نشان‌گر، قدرت لازم را جهت سرعت مد نظر خلبان تعیین می‌کند. با توجه به نکات ذکر شده، خطای نشان‌گر سرعت در حد معمولی شناسایی می‌شود و از این رو برای آن عدد ۶/۴۴ در نظر گرفته می‌شود.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر سرعت

در مورد نشان‌گر سرعت، مثل نشان‌گر ارتفاع چون وابستگی به داده‌های محیطی بسیار بالایی دارند اولین قدم در جلوگیری از ایجاد خرابی، انجام چک‌های قبل از پرواز دقیق توسط گروه نگهداری و همچنین کروی پروازی می‌باشد. باز بودن سوراخ‌های پیتوت‌ها و همچنین ورودی‌های فشار استاتیک محیط، اولین قدم در چک‌های قبل از پرواز است. در گام بعدی سیستم یخ‌زدایی لوله‌های پیتوت روشن می‌شود تا هم صحت عمل‌کرد آن چک شود و هم اینکه اگر حشره‌ای در داخل لوله پیتوت رفته باشه با داغ شدن آن از آن خارج می‌شود.

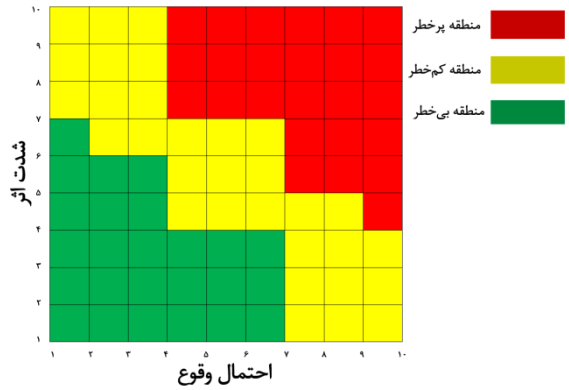
مهم‌ترین روش پیش‌گیری از بروز خطاهای نشان‌گر، به روزرسانی و ارتقاء آن‌ها است. امروزه جهت اکثر نشان‌گرهای هواپیما از نشان‌گرهای دیجیتال و نمایش‌گر ال‌سی‌دی استفاده می‌شود. استفاده از ابزار به‌روز می‌تواند تا حد زیادی زمینه‌های بروز خرابی را کاهش دهد. و با صرف هزینه‌های بروزرسانی ناچیز می‌توان از بروز سوانح خطرناک و از دست رفتن سرمایه‌های مالی و انسانی جلوگیری کرد.

محاسبه عدد RPN برای نشان‌گر سرعت

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر سرعت بدست می‌آید:

$$RPN(A/S)=۸\times۵/۱۱\times۶/۴۴=۲۶۳/۲۶ \quad (۳)$$

در شکل ۵ نمودار ریسک برای نشان‌گر سرعت نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود نشان‌گر سرعت در ناحیه پرخطر واقع شده است.



شکل ۵: نمودار ریسک برای نشان‌گر سرعت

اجرای روش FMEA برای نشان‌گرVSI or VVI

حالت‌ها خرابی نشان‌گر VVI

حالت‌ها خرابی نشان‌گر VVI به شرح زیر می‌باشد:

- نشان‌گر با تاخیر، سرعت افزایش یا کاهش ارتفاع را نشان می‌دهد.
- نشان‌گر، سرعت افزایش یا کاهش ارتفاع را کمتر از میزان واقعی نشان می‌دهد.
- نشان‌گر به طور کلی حرکت نمی‌کند.

دلایل خرابی نشان‌گر VVI

خطای اول اغلب زمانی رخ می‌دهد که هواپیما با سرعت زیاد و ناگهانی اقدام به صعود شدید یا نزول شدید می‌کند، نشان‌گر میزان سرعت صعود و نزول را با چند ثانیه تاخیر نشان می‌دهد. دلیل این تاخیر، مدت زمانیست که پرده دیافراگم جهت انبساط و یا انقباض نیاز دارد.

البته به طور کلی نشان‌گر VVI به‌دلیل زمان مورد نیاز جهت انبساط و انقباض پرده دیافراگم با یک تاخیر کوتاه سرعت دقیق صعود یا نزول را نشان می‌دهد. و به طور کلی تاخیر نشان‌گر، امری عادی حساب می‌شود.

در مورد خطای شماره دو می‌توان به خطای ساخت نشان‌گر اشاره کرد، با توجه به کیفیت ساخت و یا طول عمر نشان‌گر خطاهای کوچکی در دقت عمل نشان‌گر بوجود می‌آید که در بازدیدهای دوره‌ای می‌توان آن‌ها را برطرف کرد. همچنین در روی زمین و قبل از پرواز باید نشان‌گر توسط پیچ تنظیم‌دستی بر روی صفر تنظیم شود، این کار تا حدود زیادی دقت نشان‌گر را در طول پرواز بالا می‌برد.

خطاهای ناشی از مانورها یا پرواز در هوای توربولانس می تواند باعث شود هر ابزار فشار تا ۳ ثانیه در ارتفاعات کم و تا ۱۰ ثانیه در ارتفاعات بالا اشتباه خوانده شود. این زمان خطا برای نشان‌گر VVI بیشتر است، پس باید در این شرایط پروازی از اعتماد به نشان‌گر VVI اجتناب شود.

خطای سوم اغلب به‌دلیل انسداد در مسیر فشار استاتیک هواپیما رخ می‌دهد، که در این حالت نشان‌گر بدون توجه به بالا رفتن یا پایین آمدن هواپیما عدد صفر را نشان می‌دهد.

شکستگی یا نشتی در مسیر فشار استاتیک نیز می‌تواند باعث ایجاد خطا در نشان‌گر VVI گردد. به‌طور مثال اگر این شکستگی در قسمت پر فشار کابین هواپیما رخ دهد، نشان‌گر سرعت نزول شدیدی را به ما نشان می‌دهد و این موضوع تا زمانی که هواپیما به ارتفاعی پایین‌تر از ارتفاع کابین نیاید ادامه خواهد داشت [۲۲].

شدت اثر خرابی نشان‌گر VVI

با توجه به اطلاعاتی که نشان‌گر VVI به ما نشان می‌دهد و اهمیت این اطلاعات در طول پرواز و همچنین اطلاعات دریافتی از سایر نشان‌گرها، می‌توان اهمیت خرابی نشان‌گر VVI را در حد پایینی دانست. البته در پروازهای شب و با آلات‌دقیق و جهت محاسبات ناوبری نشان‌گر VVI کارآیی بالایی دارد. ولی به طور کلی از دست دادن این نشان‌گر و یا بروز خطا در آن باعث ایجاد مشکلات عمده و حتی عملیاتی در امر پرواز نمی‌گردد. با توجه به مطالب گفته شده تاثیر خرابی نشان‌گر VVI در عملیات پرواز کم است و می‌توان عدد ۳ را برای آن در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گر VVI

از آنجا که نشان‌گر VVI اطلاعات خود را از حس‌گرهای فشار استاتیک هواپیما دریافت می‌کند و مشکلاتی که در قسمت‌های قبل یرای این حس‌گرها بیان شد، تکرارپذیری خرابی در نشان‌گر VVI وابسته به قطعات دیگری است ولی در کل بروز خرابی در این نشان‌گر خیلی کم اتفاق می‌افتد. البته با توجه به شدت اثر خرابی پایین این نشان‌گر، تاثیر به‌سزایی در پرواز هواپیما نخواهد گذاشت.

تکرارپذیری خرابی در نشان‌گر VVI خیلی کم است و باید عدد ۲/۳۳ را برای در نظر گرفت.

روش تشخیص خرابی نشان‌گر VVI

همان‌طور که بیان شد تشخیص خرابی نشان‌گر VVI با توجه به اینکه این نشان‌گر نقش زیادی در پروازهای نرمال و گشت‌زنی هواپیمای P۳F ندارد، براحتی صورت نمی‌پذیرد. معمولاً استفاده از این نشان‌گر در پروازهای ناوبری و همچنین در هنگام تقرب به سمت فرودگاه بسیار پر اهمیت می‌شود. از این رو اگر خطایی که در نشان‌گر VVI رخ می‌دهد ناچیز باشد به راحتی قابل تشخیص نیست، و فقط در زمانی که خطاهای بزرگ و یا عدم کارکرد در آن رخ دهد، می‌توان به راحتی به آن پی برد.

احتمال کشف خرابی در نشان‌گر VVI بسیار بالا است و باید برای آن عدد ۴ در نظر گرفته می‌شود.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر VVI

جهت پیش‌گیری از بروز خطا در نشان‌گر VVI راه‌های زیادی وجود ندارد. چک‌های دوره‌ای و همچنین تنظیم دقیق آن بر روی عدد صفر در روی زمین ابتدایی‌ترین راه پیش‌گیری از بروز خطاست. البته چک‌های قبل از پرواز و چک کردن سوراخ‌های ورودی فشار استاتیک نیز از بروز خرابی در نشان‌گرهای مختلف و نشان‌گر VVI جلوگیری می‌کند.

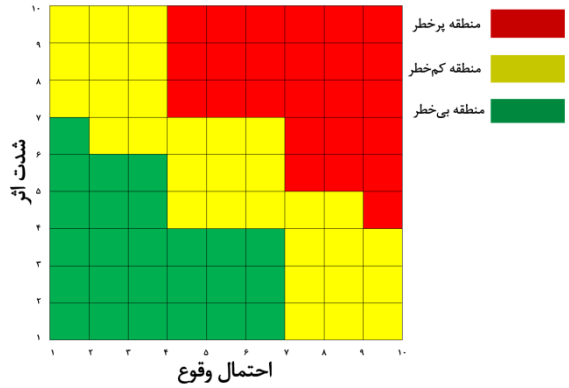
امروزه با جایگزینی نشان‌گر VVI معمولی با نمونه جدیدتر آن IVSI بسیاری از ضعف‌های آن پوشانده شده است. این مجموعه از همان عناصر اصلی VSI معمولی تشکیل شده است، اما علاوه بر این با یک واحد شتاب‌سنج که برای ایجاد یک اثر فشار دیفرانسیل سریع‌تر، به ویژه در هنگام شروع صعود یا نزول طراحی شده است، مجهز شده است. شتاب‌سنج شامل دو سیلندر کوچک است که حاوی توده‌های اینرسی به شکل پیستون‌هایی هستند که توسط چشمه‌ها و توده خودشان در تعادل نگهداری می‌شوند .سیلندرها در سیستم لوله مویرگی منتهی به کپسول متصل می‌شوند و به این ترتیب به منبع فشار استاتیک باز می‌شوند [۲۳].

محاسبه عدد RPN برای نشان‌گر VVI

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر VVI بدست می‌آید:

$$RPN(VVI) = ۳ \times \frac{۲}{۳۳} \times ۴ = ۲۷/۹۶ \qquad (۴)$$

در شکل ۶ نمودار ریسک برای نشان‌گر VVI نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود نشان‌گر VVI در ناحیه بی‌خطر واقع شده است.



شکل ۵: نمودار ریسک برای سیستم VVI

اجرای روش FMEA برای نشان‌گر ADI و HSI و سیستم INS

حالت‌ها خرابی سیستم INS

حالت‌ها خرابی در سیستم INS شامل موارد زیر می‌باشد:

- خطای داخلی جایرو در سیستم.
- خطای محاسبه شتاب توسط شتاب‌سنج داخلی.
- خطای محاسباتی اولیه توسط سیستم.
- خطای تشخیص امتداد Heading هواپیما.
- خطای محاسباتی مسافت طی شده.
- روشن شدن چراغ باطری.
- Off flags در نشان‌گرهای HSI و ADI.

دلایل خرابی سیستم INS

در مورد خطای داخلی جایرو باید به این نکته توجه داشت که ممکن است شتاب‌سنج از ابتدا بصورت افقی بر روی سطح قرار نگرفته است و باعث می‌شود نتواند تعادل اولیه خود را دقیق محاسبه کند. گیج‌شدن جایرو نیز می‌تواند چنین مشکلاتی بوجود آورد.

در مورد خطای دوم ، گیج شدن یا سرگردانی جایرو می‌تواند باعث ایجاد خطای محاسبه مسافت طی شده گردد، به این صورت که مسافت طی شده توسط هواپیما را بیشتر از مقدار واقعی به ما نشان می‌دهد. خطای داخلی در مرحله دوم بروزرسانی نیز می‌تواند باعث ایجاد این مشکل گردد [۲۱].

خطای تشخیص امتداد هواپیما بر اثر عواملی که قبلا نیز ذکر شد بوجود می‌آید همچون گردش زمین به دور خود و همچنین شکل کروی زمین که باعث ایجاد خطا در تشخیص سمت دقیق هواپیما می‌گردد.

زمانی که برق اصلی هواپیما دچار اختلال گردد سیستم INS از برق اضطراری خود که توسط باطری تأمین می‌شود استفاده می‌کند، در این وضعیت چراغ باطری روشن می‌شود و به خلبان هشدار می‌دهد که فقط ۴۵ دقیقه می‌تواند توسط باطری از سیستم INS استفاده کند. زمانی که Off flags داخل نشان‌گرهای HSI و ADI نمایش داده می‌شود بیان‌کننده این مطلب است که اطلاعات ورودی قطع شده است. از آن‌جا که در مورد سیستم INS مثل اکثر سیستم‌های مهم، از افزونگی استفاده شده است، در صورت بروز خطا در یکی از سیستم‌ها ابتدا از تغییر سیستم استفاده می‌شود تا خللی

در امر پرواز ایمن بوجود نیاید. به صورت استاندارد و معمول خلبان از سیستم شماره یک و کمک‌خلبان از سیستم شماره دو استفاده می‌کنند تا در صورت بروز خطا در هر کدام از سیستم‌ها، بتوانند متوجه آن شوند، همچنین خللی در امر پرواز بوجود نیاید.
یکی دیگر از راه‌های جلوگیری جهت از دست‌دادن کامل نشان‌گرهای ADI، HSI این است که در صورت بروز مشکل اساسی و غیر قابل تعمیر در سیستم‌های INS هواپیما، خلبان کلید کنترل سیستم را در حالت ATT REFRENCE قرار دهد. این کار باعث می‌شود تا نشان‌گرهای ADI، HSI اطلاعات مورد نیاز خود را مستقیما از جایروهای داخل INU دریافت کنند. البته اگر این عمل باعث به کار افتادن نشان‌گرهای ADI، HSI نشد، باید سیستم INS خاموش گردد و به نزدیک‌ترین فرودگاه جهت نشستن مراجعه شود [۲۱].

شدت اثر خرابی سیستم INS

با توجه به اینکه سیستم INS در هواپیمای P۳F نقش بسیار اساسی در انجام یک پرواز ایمن و کامل را دارد، و از آنجا که سیستم‌های زیادی اطلاعات ورودی خود را از سیستم INS دریافت می‌کنند (از قبیل ADI، HIS، AUTO NAVIGATION،PILOT) می‌توان سیستم INS را یکی از حیاتی‌ترین سیستم‌ها در هواپیمای P۳F دانست. از این رو شدت اثر خرابی در سیستم INS در حد بالایی است. البته باید به این نکته توجه داشت که با توجه به وابستگی زیاد هواپیما به عمل‌کرد درست سیستم INS و جهت بالا بردن ایمنی پرواز، در طراحی این هواپیما سیستم‌های کمکی زیادی جهت پشتیبانی از سیستم INS در نظر گرفته شده است.

از دست دادن سیستم INS در حالت‌ها بلندشدن و نشستن هواپیما در پرواز VFR تاثیر چندانی در ایمنی هواپیما ندارد ولی همین حالت در پرواز کور IFR و پرواز شب می‌تواند فاجعه‌بار باشد.

در مورد پرواز در مسیر گشت‌دریایی و یا کریدورهای هوایی نیز همین امر صادق است و تا زمانی که پرواز به صورت VFR باشد با توجه به وجود نشان‌گرهای کمکی مثل Standby Attitude و Magnetic Heading مشکل چندانی در ادامه پرواز ایمن بوجود نمی‌آورد. هر چند که در این حالت نیز باید از ادامه ماموریت صرف نظر کرده و به نردیکترین فرودگاه مراجعه شود.

در مورد پرواز IFR و پرواز شب موضوع کاملاً فرق می‌کند، و از دست دادن سیستم INS در این دو مورد بسیار خطرناک است. زیرا علاوه بر انکه آلات دقیق ابتدایی و حیاتی پرواز را از دست میدهیم، سیستم ناوبری ما نیز غیر قابل استفاده می‌شود.
با توجه به مطالب گفته شده تاثیر خرابی سیستم INS در عملیات پرواز بسیار زیاد است و می‌توان عدد ۸ را برای آن در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی سیستم INS

تکرارپذیری خرابی در سیستم INS با توجه به حساسیت بالای عمل‌کردی که دارد و اینکه بروزرسانی لازم در مورد آن انجام نشده است، بسیار زیاد می‌باشد. سیستم INS هواپیمای P۳F از نوع بسیار قدیمی آن (LTN۵۱) است که امروزه با توجه به مدلهای جدید و بروز آن می‌تواند به سادگی جایگزین و بروزرسانی شود.
تکرارپذیری در سیستم INS از نوع تکرارشونده محسوب می‌شود و باید عدد ۷/۸۸ برای آن در نظر گرفته شود.

روش تشخیص خرابی سیستم INS

تشخیص خرابی سیستم INS با توجه به رصد مرتب نشان‌گرها توسط خلبان و کمک‌خلبان و همچنین ناوبر هواپیما خیلی سریع شناسایی می‌شود. علاوه بر آن چراغهای هشدار بر روی سیستم کنترل INS وجود دارند که در صورت بروز خطا روشن می‌شوند، همچنین فلگهایی در داخل نشان‌گرهای HSI و ADI وجود دارد که به محض اختلال در دریافت اطلاعات، به خلبان هشدار می‌دهند.

در کل می‌توان بیان کرد با توجه با بررسی بالا در مورد سیستم INS خرابی در این سیستم به‌راحتی انجام می‌شود و برای آن عدد ۲ مناسب است.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی سیستم INS

در مورد راه‌های پیش‌گیری از خرابی در سیستم INS مطالب زیادی بیان شد. از جمله دقت عمل در مراحل راه‌اندازی اولیه سیستم، بروزرسانی مداوم موقعیت هواپیما، استفاده مستمر از دستگاه GPS و مطابقت دادن با سیستم INS هواپیما . ولی با وجود تمام این ملاحظات استفاده از سیستم‌های بروز شده و با قابلیت اطمینان بالا بهترین روش پیش‌گیری از بروز سوانح می‌باشد.

خطای سیستم INS با توجه به نحوه تولید و همچنین کیفیت جایرو تا اندازه ۰/۰۱ درجه در ساعت قابل قبول می‌باشد. شکل و ترکیب نامنظم زمین ، همراه با حرکت زمین در فضا و سایر عوامل، خطای احتمالی بیشتری را بوجود می‌آورند.

پس از انجام هر پرواز باید خطاهای موجود در سیستم INS مورد بررسی قرار گیرد به این صورت که باید موقعیت هواپیما را با نشان‌گر سیستم INS مقایسه کرد، و در صورت عدم تطابق با یکدیگر به ناوبر هواپیما گزارش گردد تا در فرم اشکال هواپیما ثبت کند. البته باید خطای داخلی سیستم مد نظر گرفته شود که به اندازه ۱ مایل به ازای هر ساعت پرواز می‌باشد. البته برای پروازهای طولانی این خطا افزایش می‌یابد.

همان‌طور که گفته شد عیب اصلی سیستم ناوبری اینرسی افزایش خطای آن با گذشت زمان می‌باشد، این افزایش خطا با گذشت زمان، نامحدود شده که موجب انحراف زیاد وسیله‌ی حامل می‌شود، ساده ترین راه برای جلوگیری از خطاهای این سیستم استفاده از سنسورهای گران قیمت و با دقت بالا و یا راه‌اندازی مجدد این سیستم بعد از یک بازه زمانی می‌باشد. با توجه به هزینه‌بر بودن روشهای فوق برای کاهش خطا، معمولاً این سیستم با سایر سیستم‌های ناوبری به صورت تلفیقی به کار برده می‌شود. الگوریتم تلفیق باعث کاهش خطای ناوبری نسبت به خطای تک تک سیستم‌ها می‌شود. این کار با هدف افزایش دقت ناوبری و استفاده از مزیت هر سیستم ناوبری در رفع عیب سیستم دیگر می‌باشد، چرا که افزایش کارایی هر سیستم ناوبری به صورت منفرد نیازمند هزینه بسیار بالا و فناوریهای پیچیده است، در این سیستم‌ها اساس سیستم ناوبری، سیستم ناوبری اینرسی می‌باشد و سیستم‌های دیگر به عنوان سیستم کمک ناوبری مورد استفاده قرار می‌گیرند. از مهم‌ترین و بهترین سیستم‌های کمک ناوبری سیستم موقعیت‌یاب جهانی می‌باشد که به منظور به روز کردن اطالعات ناوبری به سیستم ناوبری اینرسی کمک می‌کند. روش تلفیق دو سیستم ناوبری اینرسی و موقعیت‌یاب جهانی به دو صورت حلقه باز و بسته وجود دارد. به این سیستم تلفیقی GPS/INS می‌گویند که امروزه در اکثر هواپیماهای نظامی و غیر نظامی مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۲].

Standby Attitude

یکی از سیستم‌های کمکی جهت مواقع اضطراری و زمانی که سیستم INS هواپیما به طور کلی از کار افتاده است Standby Attitude می‌باشد. این سیستم مستقل از سیستم INS و دارای جایروهای داخلی است که با برق ۲۸ ولت DC

کار می‌کند. جهت استفاده از Standby Attitude باید قبل از پرواز و زمانی که هواپیما در حالت ثابت است، آن را درگیر کنیم زیرا در حین پرواز و زمانی که هواپیما در حین گردش و یا صعود است نمی‌توان آن را روشن کرد.

برق این سیستم به طور مستقیم توسط باطری هواپیما تأمین می‌شود و در زمان از دست رفتن برق هواپیما حدود ۴۰ دقیقه می‌تواند توسط باطری تأمین شود. حتی در صورت قطع شدن نیروی باطری به‌دلیل استفاده از high-rotor speed می‌تواند تا حدود ۹ دقیقه اطلاعات Attitude هواپیما را به خلبان ارائه کند.

زمانی که off flag نشان‌گر نمایان می‌شود نشان‌گر این مطالب است که یا نشان‌گر در حالت قفل قرار گرفته است (با کشیدن دکمه کنترل به سمت بیرون و چرخاندن آن در جهت ساعت‌گرد می‌توان نشان‌گر را قفل کرد) و یا اینکه برق سیستم قطع شده است، و یا اینکه اشکال در موتور برقی آن بوجود آمده است.

Magnetic Heading

سیستم کمکی دیگری که در زمان از دست دادن INS هواپیما به کمک‌خلبان هواپیما می‌آید قطب‌نمای مغناطیسی است. این قطب‌نما مستقل از سیستم‌های برقی هواپیما کار می‌کند و زمانی که ما اطلاعات سمت هواپیما را از دست بدهیم با استفاده از اطلاعات شمال مغناطیسی سمت هواپیما نسبت به شمال مغناطیسی را به ما نمایش می‌دهد.

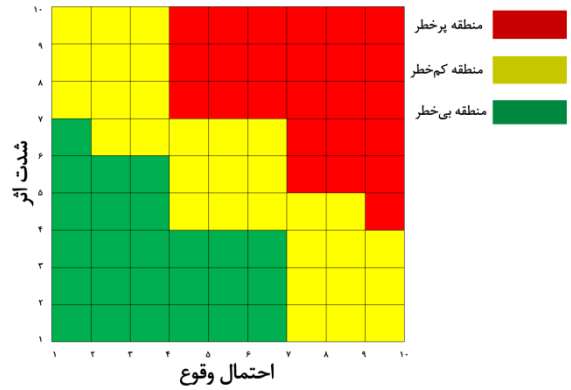
نکات قابل توجهی در زمان استفاده از قطب‌نمای هواپیما وجود دارد که باید جهت بدست آوردن اطلاعات درست، آن‌ها را مد نظر قرار داد. از آن جمله این است، که نباید در زمان استفاده از قطب‌نما میزان Bank هواپیما بیشتر از ۳۰ درجه شود. همچنین در زمان گردش از سمت شمال به طرفین قطب نما کمی عقب‌تر حرکت می‌کند و در زمان گردش از سمت جنوب به طرفین، قطب‌نما کمی جلوتر حرکت می‌کند. همچنین زمانی که در سمت شرق یا غرب جغرافیایی پرواز می‌کنیم، شتاب‌گیری یا کاهش سرعت هواپیما باعث گردش قطب‌نما به سمت شمال یا جنوب جغرافیایی می‌شود.

محاسبه عدد RPN برای سیستم INS

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر INS بدست می‌آید:

$$RPN(INS) = ۸ \times ۷/۸۸ \times ۲ = ۱۲۶/۰۸ \quad (۵)$$

در شکل ۷ نمودار ریسک برای سیستم INS نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود سیستم INS در ناحیه پرخطر واقع شده است.



شکل ٦: نمودار ریسک برای سیستمINS

اجرای روش FMEA برای نشان‌گر فشار هیدرولیک

حالت‌ها خرابی نشان‌گر فشار هیدرولیک

حالت‌ها خرابی سیستم هیدرولیک شامل موارد زیر است:

- روشن شدن چراغ HYD PRESSجهت سیستم یک یا سیستم دو.
- روشن شدن چراغ HYD OIL HOT پمپ‌های هیدرولیک.
- بالا نیامدن عقربه نشان‌گر فشار هیدرولیک سیستم شماره یک یا دو.

دلایل خرابی نشان‌گر فشار هیدرولیک

در این مورد می‌تواند مشکلات زیر وجود داشته باشد:

- فشار در سیستم هیدرولیک مورد نظر به زیر ۱۸۰۰psi رسیده است.
- نشتی روغن در مسیر سیستم هیدرولیک مورد نظر وجود دارد.
- پمپ هیدرولیک سیستم مورد نظر از کار افتاده است.
- در این مورد می‌تواند مشکلات زیر وجود داشته باشد:
- بالا رفتن دما در پمپ‌های هیدرولیک.
- کم شدن مقدار روغن هیدرولیک موجود در سیستم.
- گرفتگی در مسیر روغن هیدرولیک.
- گرفتگی در فیلتر هیدرولیک.
- مقدار بنزین لازم در باک شماره ۲ و ۳ هواپیما (۱۰۰۰ پوند) موجود نباشد.
- بالا رفتن دمای مایع هیدرولیک تا ۱۷۵ درجه فارنهایت.

در مورد بالا نیامدن عقربه نشان‌گر می‌توان به قطع‌بودن برق نشان‌گر و یا قطع‌شدن مسیر ارسال سیگنال حس‌گر میزان فشار روغن هیدرولیک اشاره کرد.

همچنین احتمال بروز خرابی در پمپ‌ها و روشن نشدن آن‌ها نیز می‌تواند وجود داشته باشد. و یا قطع بودن برق سوئیچ کنترل پمپ‌های هیدرولیک [۲۱].

شدت اثر خرابی نشان‌گر فشار هیدرولیک

با توجه به اینکه در هواپیمای P۳F اکثر سیستم‌های اصلی و حیاتی هواپیما همچون کنترل‌های پرواز، چرخ‌ها، فلپ‌ها، ترمزها و فرمان‌پذیری هواپیما با فشار هیدرولیک کار می‌کنند، این سیستم نقش بسیار حیاتی در پرواز هواپیما دارد و از کار افتادن سیستم هیدرولیک می‌تواند باعث بروز سوانح خطرناکی شود.

البته در هواپیمای P۳F برای سیستم هیدرولیک نیز از افزونگی استفاده شده است و از ۳ عدد پمپ فشار قوی AC و یک پمپ DC جهت تأمین فشار لازم برای سیستم ترمز هواپیما، بعلاوه یک پمپ دستی جهت باز و بسته کردن دریچه بمب‌های هواپیما استفاده شده است.

هر کدام از پمپ‌های AC به تنهایی قادر است فشار مورد نیاز جهت عمل‌کرد کامل هواپیما را تأمین کند ولی از کار افتادن هر ۳ پمپ به صورت هم‌زمان مشکلات عدیده و خطرناکی برای پرواز هواپیما بوجود می‌آورد.

با توجه به مسائل بیان شده به این نتیجه می‌رسیم که از دست دادن سیستم هیدرولیک در کلیه حالت‌ها پروازی می‌تواند باعث بروز سوانح فاجعه‌بار گردد. شدت اثر خرابی سیستم هیدرولیک بسیار خطرناک است و معمولاً با هشدار اولیه همراه می‌باشد، از این‌رو عدد ۸/۵۵ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گر فشار هیدرولیک

تکرارپذیری خرابی در سیستم هیدرولیک با توجه به اینکه در این سیستم از پمپ‌های برقی با قابلیت اطمینان بالا استفاده می‌شود، همچنین استفاده از افزونگی در آن، بسیار کم اتفاق می‌افتد. ولی عمر بالای هواپیمای P۳F باعث می‌شود در زیر مجموعه‌های سیستم هیدرولیک خرابی‌های فراوانی رخ دهد. با این وجود احتمال آن‌که سیستم هیدرولیک هواپیما به‌طور کلی از کار بیافتد خیلی کم است و عدد ۳/۱۱ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

روش تشخیص خرابی نشان‌گر فشار هیدرولیک

تشخیص خرابی‌های سیستم هیدرولیک با توجه به وجود سنسورهای فشار در مسیر روغن هیدرولیک، همچنین سنسورهای دما در داخل مخازن روغن هیدرولیک به طور معمول به راحتی قابل شناسایی است. البته در مواردی که این سنسورها دچار خرابی و فرسودگی و یا خوردگی شده باشند، قابلیت شناسایی و هشدار خود را از دست می‌دهند. در این‌گونه موارد شناسایی خرابی به راحتی امکانپذیر نیست و با توجه به عمل‌کرد سیستم‌ها و بوسیله تجربه خلبان قابل شناسایی می‌باشند. با توجه به مطالب گفته شده، خرابی در سیستم هیدرولیک به‌راحتی قابل تشخیص است و عدد ۱/۶۶ را به خود اختصاص می‌دهد.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر فشار هیدرولیک

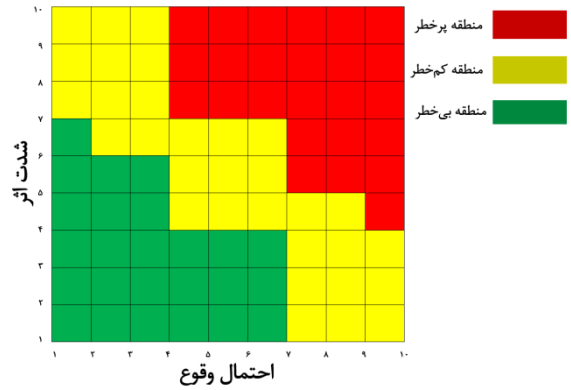
جهت پیش‌گیری از خرابی در سیستم هیدرولیک هواپیمای P۳F جهت هر یک از پمپ‌های هیدرولیک از منبع تغذیه‌های برق مختلفی استفاده شده است و تلاش شده است خرابی هر یک از پمپ‌ها تاثیری در عمل‌کرد سایر پمپ‌ها نداشته باشد، علاوه بر این از سیستم‌های کمکی جهت بالا بردن قابلیت اطمینان سیستم‌های اصلی همچون کنترل پرواز استفاده گردد(استفاده از سیستم هدایت کابلی در کنار سیستم هیدرولیکی). همچنین برای باز شدن چرخ‌ها از سیستم free fall با کمک وزن چرخ‌ها استفاده شده است.

محاسبه عدد RPN برای نشان‌گر فشار هیدرولیک محاسبه عدد RPN برای نشان‌گر فشار هیدرولیک

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر فشار هیدرولیک بدست می‌آید:

$$RPN(HYD) = ۸/۵۵ \times ۳/۱۱ \times ۱/۶۶ = ۴۴/۱۴ \qquad (۶)$$

در شکل ۸ نمودار ریسک برای نشان‌گر فشار هیدرولیک نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود نشان‌گر فشار هیدرولیک در ناحیه کم‌خطر واقع شده است.



شکل ۷: نمودار ریسک برای نشان‌گر فشار هیدرولیک

اجرای روش FMEA برای نشان‌گر فلپ

حالت‌ها خرابی نشان‌گر سیستم فلپ

حالت‌ها خرابی نشان‌گر فلپ شامل موارد زیر می‌باشد:

- روشن شدن چراغ فلپASYM در پنل هشدار مرکزی.
- نشان‌گر فلپ موقعیت آن‌ها را نمایش نمی‌دهد.
- عدم پاسخگویی فلپ‌ها به دسته کنترل فلپ.
- فلپ‌ها در موقعیت انتخابی قرار نگیرند.

دلایل خرابی نشان‌گر سیستم فلپ

دلایل خرابی نشان‌گر فلپ که در بالا به آن‌ها اشاره شد شامل علل زیر است:

- این چراغ زمانی روشن می‌شود که فلپ‌های چپ و راست هواپیما در زاویه مختلفی نسبت به یکدیگر قرار گیرند. این زاویه به میزان دو درجه است و زمانی که اختلاف زاویه بین دو فلپ بیشتر از دو درجه شود، جهت جلوگیری از چرخش ناخواسته و غیر قابل کنترل هواپیما، سیستم فلپ و کنترل هیدرولیکی آن توسط shut off valve از خط خارج می‌شود و فلپ‌ها در آخرین موقعیت خود ثابت می‌مانند. استفاده مجدد از فلپ‌ها منوط به این است که هواپیما نشسته و سیستم توسط گروه نگهداری بازدید و ریست شود.
- اولین دلیل که باعث می‌شود نشان‌گر فلپ موقعیت آن را نمایش ندهد، قطع بودن برق نشان‌گر است. و با توجه به اینکه نشان‌گر از برق اضطراری AC تغذیه می‌شود باید CB مربوط به آن نیز چک شود. همچنین امکان دارد مسیر سیگنال ورودی به نشان‌گر قطع شده باشد و نشان‌گر اطلاعاتی از فلپ دریافت نکند.
- زمانی که سیستم برق هواپیما و یا هر دو سیستم اصلی هیدرولیک هواپیما دچار خرابی شده باشند، ما هیچ‌گونه کنترلی بر روی فلپ‌های هواپیما نخواهیم داشت. در این حالت فلپ‌ها به دسته کنترل آن هیچ پاسخی نمی‌دهند و از آنجا که برای فلپ‌ها سیستم کمکی در نظر نگرفته‌اند باید ادامه پرواز و مهم‌تر از آن عمل نشستن هواپیما را به صورت بدون‌فلپ انجام دهیم. نکته مهم در انجام پرواز و نشستن به صورت بدون‌فلپ این است که باید CB مربوط به RUDDER BOOST SHUTOFF را بکشیم، تا هر دو سیستم هیدرولیک بر روی سکان عمودی هواپیما فعال شود زیرا در هنگام نشستن هواپیما سکان عمودی نقش بسیار مهمی در کنترل سمت هواپیما به حساب می‌آید.
- زمانی که دسته کنترل فلپ‌ها به درستی کالیبره نشده باشند و ما یکی از موقعیت‌های فلپ را انتخاب کنیم امکان دارد فلپ‌ها در موقعیت صحیح خود قرار نگیرند. همچنین در صورت بروز مشکل در عمل‌کرد موتور فلپ احتمال بروز این مشکل وجود دارد و نیز زمانی که سیستم فلپ ASYM فعال شود[۲۱].

شدت اثر خرابی نشان‌گر سیستم فلپ

شدت اثر خرابی نشان‌گر و سیستم فلپ با توجه به حالت‌ها مختلف پروازی متفاوت است. در مود پروازی بلندشدن و نشستن هواپیما با توجه به اینکه سرعت هواپیما بسیار پایین است و همچنین وجود چرخ‌ها که درگ مضاعفی بر روی هواپیما ایجاد می‌کند، این شدت اثر خرابی افزایش پیدا می‌کند و در صورتی که خرابی بصورت ناگهانی اتفاق بیافتد باعث بروز سوانح فاجعه‌بار می‌گردد. در این دو مود پروازی هواپیما وابستگی بالایی نسبت به فلپ‌ها دارد و کوچکترین خرابی در تأمین لیفت توسط فلپ‌ها با توجه به ارتفاع پایین هواپیما، باعث می‌شود کنترل هواپیما از دست خلبان خارج گردد.

اما در هنگام پرواز در طول مسیر و یا گشت‌دریایی با توجه به اینکه هواپیما وابستگی چندانی به نیروی لیفت فلپ‌ها ندارد و در صورت نیاز از فلپ MAN استفاده می‌شود، همچنین ارتفاع بالای هواپیما، بروز خرابی در فلپ‌ها به راحتی قابل کنترل و

بررسی می‌باشد، و در صورت نیاز بقیه پرواز به صورت بدون فلپ انجام خواهد شد. با توجه به مطالب گفته شده در مورد سیستم فلپ هواپیما تاثیر خرابی آن در عملیات پرواز بسیار بالا است و عدد ۷ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گر سیستم فلپ

بروز خرابی در سیستم فلپ هواپیما به ندرت اتفاق می‌افتد، زیرا به گونه‌ای طراحی و ساخته شده است که قابلیت اطمینان بالایی داشته باشد. ولی با این وجود به‌علت فرسودگی قطعات اصلی همچون سیستم هیدرولیک و همچنین برق هواپیما هرزگاهی استفاده از سیستم فلپ غیرممکن می‌گردد و باید از برنامه طراحی شده بدون‌فلپ استفاده گردد. از این رو در لیست آموزش خلبانان تمرین نشستن به صورت NOفلپ گنجانده شده است و در طول دوره آموزشی چندین بار نشستن به صورت بدون‌فلپ را تمرین می‌کنند[۲۱]. تکرارپذیری خرابی در سیستم فلپ کم رخ می‌دهد و می‌توان عدد ۳/۸۸ را برای آن در نظر گرفت.

روش تشخیص خرابی نشان‌گر سیستم فلپ

از آنجا که فلپ‌ها جزئی از سطوح اصلی پرواز هواپیما محسوب می‌شوند، تشخیص خرابی در آن‌ها خیلی سریع شناسایی می‌شود، زیرا هدایت و کنترل‌پذیری هواپیما را تحت اثر خود قرار می‌دهد. فقط در مواردی که فلپ‌ها در موقعیت صحیح خود قرار نگیرند، تشخیص خرابی به راحتی انجام نمی‌گردد. از این رو همواره در زمان استفاده از فلپ‌ها، وضعیت قرار گرفتن آن‌ها توسط متخصص‌پرواز کنترل و به خلبان گزارش داده می‌شود.

جهت سهولت و دقت در تشخیص موقعیت فلپ‌ها در حین پرواز و از داخل کابین هواپیما، سطح روی آن مدرج به زاویه قرارگیری نسبت به بال شده است که این اعداد به راحتی از داخل کابین و در حین پرواز قابل مشاهده می‌باشد. احتمال تشخیص خرابی در سیستم فلپ بسیار بالاست و برای آن عدد ۱/۶۶ در نظر گرفته می‌شود.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر سیستم فلپ

جهت پیش‌گیری از بروز خرابی در سیستم فلپ هواپیما باید در ابتدا و قبل از پرواز عمل‌کرد آن‌ها توسط خلبان هواپیما بررسی گردد. این اقدام با کمک پرسنل خط پرواز، و با باز کردن فلپ‌ها تا موقعیت LAND و سپس جمع کردن آن‌ها به موقعیت T.O&APPROUCH صورت می‌پذیرد. همچنین محفظه قرارگیری فلپ‌ها در داخل بال جهت اشیاء اضافه و یا شل بودن قطعات بررسی می‌گردد.

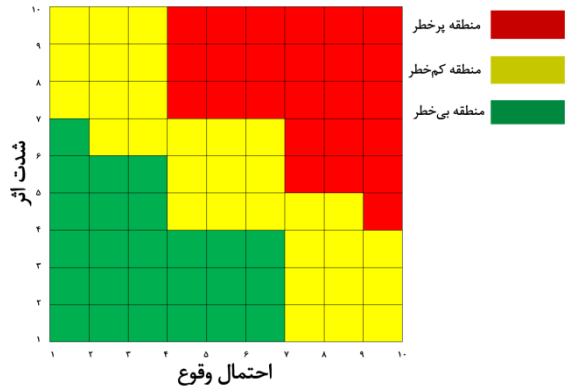
علاوه بر این‌ها بررسی عمل‌کرد صحیح سیستم‌های هیدرولیک و نیز سیستم برق هواپیما که تاثیر مستقیم در عمل‌کرد درست فلپ‌ها دارند می‌تواند در پیش‌گیری از بروز خرابی مهم باشد. و از آنجا که فلپ هواپیما جزء سطوح اصلی پروازی می‌باشد چک‌های دوره‌ای و بررسی خوردگی در آن اهمیت بسیار بالایی دارد. کالیبره کردن دسته کنترل فلپ نیز در چک‌های دوره‌ای باید مد نظر قرار گیرد.

محاسبه عدد RPN برای نشان‌گر فلپ

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر فلپ بدست می‌آید:

$$RPN(FLP) = ۷ \times ۳/۸۸ \times ۱/۶۶ \quad (۷)$$
$$= ۴۵/۰۸$$

در شکل ۹ نمودار ریسک برای نشان‌گر فلپ نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۹ مشاهده می‌شود نشان‌گر فلپ در ناحیه کم‌خطر واقع شده است.



شکل ۸: نمودار ریسک برای نشان‌گر فلپ

اجرای روش FMEA برای نشان‌گر ارابه فرود

حالت‌ها خرابی نشان‌گر سیستم ارابه فرود

حالت‌ها خرابی سیستم چرخ‌ها شامل موارد زیر است:

- روشن شدن چراغ هشدار بر روی دسته کنترل چرخ‌ها.
- چشمک زدن چراغ Wheels بهمراه بوق هشدار.
- نشان‌گر موقعیت چرخ‌ها بصورت cross hatch باقی بماند.
- دسته کنترل چرخ پایین باشد، ولی چرخ‌ها باز نشوند.
- دسته کنترل چرخ بالا باشد، ولی چرخ‌ها جمع نشوند.

دلایل خرابی نشان‌گر سیستم ارابه فرود

در مورد روشن شدن چراغ قرمز بر روی دسته کنترل چرخ باید به این نکته توجه داشت که باز و بسته شدن چرخ‌ها در هواپیمای P۳F حدود ۱۲ ثانیه زمان می‌برد، و در طول این ۱۲ ثانیه چراغ قرمز دسته کنترل چرخ روشن باقی می‌ماند. اگر پس از این مدت، چراغ خاموش نشد یعنی چرخ‌ها در حالت باز و قفل و یا بسته و قفل قرار نگرفته‌اند و مشکلی در سیستم باز و بسته شدن چرخ‌ها و یا دریچه چرخ‌ها وجود دارد.

چراغ Wheels به‌همراه بوق متناوب هشدار آن زمانی روشن می‌شود که یکی از دسته‌های کنترل موتور زیر ۴۱ درصد قرار گیرد و چرخ‌ها در حالت Down&lock نباشند.

نشان‌گر موقعیت چرخ‌ها زمانی حاشور را نشان می‌دهد که برق DC آن قطع شده باشد و یا اینکه چرخ‌ها در حال حرکت به سمت بازشدن و یا بسته‌شدن باشند و عمل‌کرد آن شبیه عمل‌کرد چراغ هشدار بر روی دسته کنترل چرخ است، پس همزمان با یکدیگر عمل می‌کنند و قفل نبودن چرخ‌ها در موقعیت انتخاب شده را به خلبانان هشدار می‌دهند. همچنین بروز خرابی در میکروسوئیچ که Down&lock و یا UP&LOCK بودن چرخ‌ها را گزارش می‌کند می‌تواند سبب ایجاد این اشکال در نشان‌گر موقعیت چرخ شود.

از مهم‌ترین دلایلی که باعث می‌شود چرخ‌ها به بالا و یا پایین شدن توسط دسته کنترل پاسخی ندهند این است که سیستم هیدرولیک ما دچار خرابی شده باشد و یا اینکه برق سیستم ارابه فرود دچار خرابی و قطعی شده باشد. برای هر دو مورد خرابی‌های گفته شده با توجه به اهمیت بالای ارابه فرود در هواپیما از افزونگی‌های جداگانه استفاده شده است. در مورد مشکل هیدرولیک از سیستم بازکردن چرخ‌ها به صورت دستی، با استفاده از وزن خود چرخ‌ها و نیز فشار دینامیک هوا استفاده شده است، به این صورت که با استفاده از دو عدد دستگیره (یکی برای چرخ‌های اصلی و دیگری برای چرخ دماغه هواپیما) چرخ‌ها را باز

می‌کنند. در مورد مشکل برقی در سیستم چرخ‌ها نیز، سوئیچ جداگانه‌ای بر روی موتور هیدرولیک چرخ‌ها تعبیه شده است که برق آن از برق اضطراری DC هواپیما تأمین می‌شود و با استفاده از آن در صورت وجود فشار هیدرولیک می‌توان چرخ‌ها را باز و بسته کرد[۲۱].

در مورد بسته نشدن چرخ‌ها در حین پرواز و پس از بلندشدن هواپیما باید به این نکته دقت شود که سرعت هواپیما بالاتر از ۱۹۰ مایل بر ساعت نباشد. زیرا همان‌گونه که گفته شد چرخ‌های هواپیمای P۳F به سمت جلو جمع می‌شوند و در صورت بالا بودن سرعت هواپیما، فشار دینامیک باد مانع از جمع‌شدن چرخ‌ها می‌شود.

شدت اثر خرابی نشان‌گر سیستم ارابه فرود

سیستم ارابه فرود معمولاً در مود پروازی بلندشدن و نشستن هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرد، بجز در پروازهای آموزشی که ممکن است در مناطق پروازی نیز اقدام به باز و بسته کردن ارابه فرود کنند. با توجه به این موضوع حساسیت سیستم چرخ هواپیما کاملاً واضح و مشخص است. از این‌رو هر گونه بروز خرابی در سیستم چرخ هواپیما می‌تواند باعث بروز سوانح فاجعه‌بار گردد. بسته‌نشدن چرخ‌ها بعد از بلندشدن هواپیما یکی از این خرابی‌هاست که با توجه به وزن بالای هواپیما در هنگام بلندشدن می‌تواند مشکلات بزرگی برای خلبان ایجاد کند و همچنین خلبان را مجبور به کنسل‌کردن ماموریت و بازگشت به فرودگاه می‌کند.

از طرف دیگر بازنشدن چرخ‌های هواپیما در هنگام نشستن به مراتب خطرناک‌تر از بسته‌نشدن آن‌ها به هنگام بلندشدن می‌باشد. زیرا طراحی هواپیما به گونه‌ای صورت می‌پذیرد که بدنه هواپیما تحمل ضربات شدید در هنگام نشستن با چرخ را داشته باشد. با این وجود بدنه هواپیماها تحمل ضربه ناشی از برخورد با زمین تا حدود زیادی را دارند.

نشستن هواپیما بدون چرخ، دارای ریسک بسیار بالایی است و با توجه به خرابی‌های ایجاد شده بر روی بدنه جزو خرابی با شدت اثر بالا محسوب می‌گردد. با توجه به مطالب گفته شده شدت اثر خرابی در سیستم ارابه فرود بسیار خطرناک ولی با هشدار اولیه است و عدد ۸/۶۶ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گر سیستم ارابه فرود

تکرارپذیری خرابی در سیستم ارابه فرود با توجه به طول عمر بالای هواپیمای P۳F بیشتر از حد استاندارد است. و با توجه به تاثیرپذیری خرابی سیستم چرخ از سیستم هیدرولیک شماره یک هواپیما، این تکرارپذیری بیشتر نیز می‌شود. با توجه به مشاهدات خرابی در سیستم ارابه فرود احتمال بروز خرابی در آن، متوسط است و عدد ۳/۶۶ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

روش تشخیص خرابی نشان‌گر سیستم ارابه فرود

سیستم‌های هشدار فراوانی جهت ایمن بودن باز بودن چرخ‌ها تعبیه شده است، از جمله چراغ‌های هشدار در کنار نشان‌گر موقعیت چرخ‌ها و بر روی دسته کنترل چرخ‌ها، همچنین بوق هشدار باز نبودن چرخ در هنگام کاهش قدرت موتور به زیر ۴۱ درصد. تشخیص خرابی در سیستم ارابه فرود معمولاً خیلی راحت و مشخص است. جدا از این هشدارها معمولاً باز شدن چرخ‌ها توسط دیده‌بان کناری هواپیما به خلبان گزارش می‌شود. از همین‌رو می‌توان خرابی در سیستم ارابه فرود را به راحتی تشخیص داد و برای آن عدد ۱/۴۴ در نظر گرفته می‌شود.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر سیستم ارابه فرود

با توجه به وابستگی سیستم ارابه فرود به سیستم‌های هیدرولیک و الکتریک هواپیما، یکی از راه‌های پیش‌گیری از بروز خرابی در چرخ هواپیما بالا بودن قابلیت اطمینان سیستم‌های هیدرولیک و الکتریک هواپیماست. از طرف دیگر با توجه به عمر بالای قطعات هواپیما و عدم بروزرسانی آن‌ها، جهت پیش‌گیری از بروز خرابی در سیستم‌ها باید اقدامات مضاعفی صورت پذیرد.

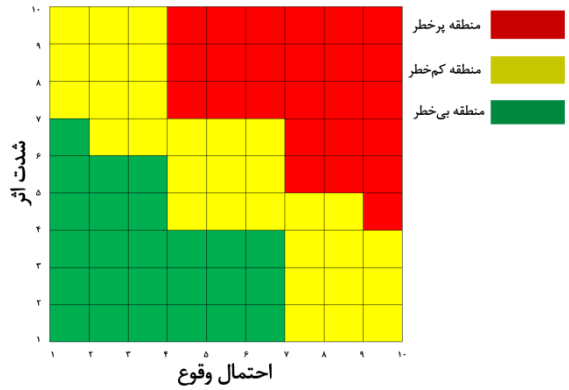
از جمله این اقدامات بازدید سیستم چرخ‌ها و لاستیک هواپیما در چک‌های قبل از پرواز است و دقت در مسیر لاین‌های هیدرولیک ورودی به چرخ‌ها و سیستم ترمز، علاوه بر آن باید قبل از پرواز پمپ‌های هیدرولیک را روشن کرد تا در صورت داشتن نشتی در محل اتصالات، قبل از پرواز توسط نفر متخصص بررسی شود. کلیه پمپ‌های هیدرولیک به همراه مخازن آن‌ها در هواپیمای P۳F درون محفظه‌ای[۱] در وسط هواپیما واقع شده‌اند، تا به راحتی، حتی در حین پرواز به آن‌ها دسترسی داشته باشند. قبل از پرواز باید عمل‌کرد صحیح پمپ‌ها، همچنین ظرفیت مخازن و نشتی آن‌ها باید بررسی شود. باز و بسته کردن فلپ‌ها، از جمله اقداماتی است که عمل‌کرد کامل سیستم هیدرولیک را چک می‌کند.

بدست آوردن عدد RPN برای نشان‌گر سیستم ارابه فرود

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر و سیستم ارابه فرود بدست می‌آید:

$$RPN(L/G) = ۸/۶۶ \times ۳/۶۶ \times ۱/۴۴ = ۴۵/۶۴ \qquad (۸)$$

در شکل ۱۰. نمودار ریسک برای سیستم ارابه فرود نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۱۰. مشاهده می‌شود سیستم ارابه فرود در ناحیه کم‌خطر واقع شده است.



شکل ۹: نمودار ریسک برای سیستم ارابه فرود

اجرای روش FMEA برای نشان‌گرهای موتور

حالت‌ها خرابی نشان‌گرهای موتور

حالت‌ها خرابی نشان‌گرهای موتور شامل موارد زیر است:

- بالا نیامدن نشان‌گر قدرت موتور.
- لرزش عقربه در نشان‌گر قدرت موتور.
- افت شدید و غیر قابل کنترل در نشان‌گر قدرت موتور.
- بالا نیامدن نشان‌گر دمای موتور در زمان استارت.
- روشن شدن چراغ قرمز نشان‌گر دمای موتور.
- لرزش عقربه نشان‌گر دمای موتور.
- بالا نیامدن دور ملخ در زمان استارت.
- لرزش عقربه دور ملخ.
- نشان‌گر دور ملخ off speed باشد.

[۱] Hydraulic service center

- نشان‌گر دور ملخ over speed باشد.
- بالا نیامدن عقربه میزان سوخت مصرفی در هنگام استارت.
- لرزش عقربه میزان سوخت مصرفی.

دلایل خرابی نشان‌گرهای موتور

اولین دلیل بالا نیامدن نشان‌گر قدرت موتور در هنگام استارت مشکل برقی می‌تواند باشد، با توجه که برق نشان‌گر قدرت موتور از برق اضطراری AC تغذیه می‌شود در صورت بروز مشکل الکتریکی، این نشان‌گر از کار می‌افتد. همچنین خرابی خود نشان‌گر نیز یکی دیگر از دلایل بالا نیامدن عقربه نشان‌گر در زمان استارت هواپیماست. خرابی torquemeter و یا خرابی در مسیر ارسال سیگنال آن می‌توانند باعث ایجاد خرابی در سیستم باشند.

در مورد لرزش عقربه نشان‌گر باید سایر نشان‌گرها نیز مورد بررسی قرار گیرند، و اگر آن‌ها عمل‌کرد نرمالی داشتند و هواپیما در پرواز خط مستقیم دچار مشکل نبود(ایجاد yaw نمی‌کرد) می‌توان به پرواز و ماموریت ادامه داد. ولی در صورتی که در سایر نشان‌گرهای موتور نیز لرزش مشاهده شد، مخصوصا اگر باعث ایجاد مشکل در پرواز مستقیم هواپیما گردد(تولید yaw کند)باید موتور مربوطه توسط E-HANDLE خاموش شود.

در هنگاهی که در نشان‌گر قدرت موتور افت شدید و غیر قابل کنترل مشاهده می‌شود در ابتدا باید دسته موتور مربوطه را رو به جلو ببریم، اگر افت قدرت موتور قابل کنترل نباشد یعنی مشکل عمده‌ای در تأمین سوخت و یا عمل‌کرد نرمال موتور وجود دارد و یا این‌که سیستم احتراق موتور دچار اشکال شده است و باید موتور مربوطه توسط E handle خاموش شود.

اگر نشان‌گر دمای موتور در هنگام استارت بالا نیاید به دو دلیل مختلف می‌تواند باشد. یکی از دلایل قطع بودن برق نشان‌گر است (برق اضطراری DC) و یکی دیگر از دلایل می‌تواند خاموش بودن سوئیچ جرقه‌زن باشد. بصورت نرمال در ۲۴ درصد دور موتور باید دمال موتور سریع بالا بیاید و این امر نشان از روشن شدن موتور دارد. اگر این اتفاق نیافتد باید سوئیچ جرقه‌زن چک شود و در صورت روشن بودن سوئیچ، باید استارت موتور را متوقف کرد. در مورد این نشان‌گر نیز خرابی خود نشان‌گر می‌تواند یکی از دلایل بالا نیامدن دمای موتور در هنگام استارت باشد. همچنین اگر ارتباط کلی ترموکوبل‌ها با سیستم قطع شده باشد، نشان‌گر نمی‌تواند دمایی از موتور حس کرده و عدد صحیح دمای موتور را به ما نشان دهد.

چراق قرمز درون نشان‌گر دمای موتور زمانی روشن می‌شود که دمای موتور مربوطه بالاتر از ۱۰۸۰ درجه سانتیگراد ۲+ و ۲_ برود. در این حالت با کاهش قدرت موتور باید دمای موتور کنترل گردد زیرا موتور هواپیما بیشتر از ۵ دقیقه نمی‌تواند این دما را تحمل کند و در صورت عدم کنترل، باید موتور مربوطه توسط E-handle خاموش گردد.

لرزش در عقربه نشان‌گر دمای موتور اگر با لرزش در سایر نشان‌گرها همراه نباشد مشکل خاصی در انجام ماموریت پروازی بوجود نمی‌آورد و می‌تواند به‌علت خطای اطلاعات ورودی از ۱۸ ترموکوبل اطراف توربین موتور باشد.

اولین دلیل بالا نیامدن دور ملخ در زمان استارت از مشکل در عمل‌کرد استارتر هواپیماست. و یا این‌که دریچه استارتر به طور کامل باز نشده است، که این اختلال توسط چراغ هشداردهنده در پنل مرکزی به کروی پروازی هشدار داده می‌شود. همچنین اگر این دریچه در طول پرواز و هنگامی که موتور روشن است باز شود توسط چراغ هشدار به کروی پرواز اطلاع داده می‌شود و باید موتور مربوطه توسط E-handle خاموش شود. دور ملخ در هواپیمای P۳F توسط ژنراتور داخلی ملخ حس شده و به نشان‌گر ارسال می‌شود و ربطی به برق هواپیما ندارد، از این رو، حتی زمانی که برق هواپیما به طور کلی قطع شده باشد نشان‌گر دور ملخ به طور نرمال به کار خود ادامه می‌دهد. با این وجود خرابی Tach generator نیز یکی

از دلایل بالا نیامدن عقربه نشان‌گر است. همچنین خرابی خود نشان‌گر و یا خرابی در مسیر انتقال سیگنال از دیگر دلایل خرابی در نشان‌گر دور ملخ هستند[۲۱].

لرزش در عقربه نشان‌گر دور ملخ می‌تواند به‌علت مشکل در سیستم هم‌ترازی ملخ باشد. جهت رفع این مشکل باید سوئیچ هم‌ترازی موتور مربوط را اگر روشن است خاموش کنیم و اگر خاموش است باید آن‌را روشن کنیم. اما در صورت ادامه لرزش عقربه دور ملخ باید موتور مربوطه توسط E-handle خاموش گردد.

محدوده نرمال عمل‌کرد دور ملخ ۹۹ تا ۱۰۱ درصد است. عمل‌کرد ملخ در خارج از این محدوده را در اصطلاح off speed بودن موتور می‌نامیم، این مشکل نیز همانند مشکل لرزش در عقربه نشان‌گر، مربوط به سیستم هم‌ترازی است و باید با روشن یا خاموش کردن سوئیچ هم‌ترازی و یا تغییر موتور مرجع جهت تنظیم موتورها به موتور دیگر مشکل را برطرف کنیم. در صورتی که با این اقدامات مشکل برطرف نشود باید موتور مربوطه توسط E-handle خاموش گردد.

مشکل over speed معمولاً در صورتی که مشکل قبلی یعنی off speed در زمان موثر خود رسیدگی نشود بوجود می‌آید، و دور موتور از محدوده ۱۰۳/۵ درصد عبور می‌کند. این مشکل نیز در مرحله اولیه توسط خاموش‌کردن سوئیچ هم‌ترازی کنترل می‌شود و در صورت عدم اصلاح باید موتور مربوطه توسط E-handle خاموش گردد. اما اگر مشکل over speed به‌همراه روشن شدن یکی از چراغ‌های Prop pump باشد نمی‌توان به راحتی از E-handle استفاده کرد و باید ماموریت را کنسل و به سمت پایگاه برگشت. با توجه به اینکه موتور مورد نظر خاموش نمی‌شود، در طول پرواز و هنگام نشستن باید عمل‌کرد آن و میزان قدرت موتور به دقت مانیتور شود.

نشان‌گر میزان سوخت هواپیما برق مورد نیاز خود را از برق اصلی AC هواپیما و باس A تأمین می‌کند، و مشکل در تأمین این برق و یا سیستم برق‌رسانی به نشان‌گر باعث بروز خطا در نشان‌گر می‌شود. خرابی خود نشان‌گر نیز یکی از دلایل بروز خرابی در این نشان‌گر است، همچنین خرابی سنسور میزان سوخت مصرفی که در مسیر بنزین ورودی به موتور قرار دارد و یا قطع ارتباط بین سنسور و نشان‌گر از دیگر دلایل خرابی در نشان‌گر میزان مصرف سوخت هستند.

در مورد لرزش در عقربه نشان‌گر سوخت مصرفی، علاوه بر کالیبره نبودن خود نشان‌گر باید خرابی سنسور میزان سوخت مصرفی موجود در مسیر سوخت ورودی به موتور مورد بررسی قرار گیرد. معمولاً لرزش در عقربه نشان‌گرها به دلیل نوسانات برقی در اطلاعات ورودی به نشان‌گر است، که سر منشأ این نوسان، حس‌گرهای سیستم می‌باشند.

شدت اثر خرابی نشان‌گرهای موتور

در مورد شدت اثر خرابی نشان‌گرهای موتور باید هر نشان‌گر به طور جداگانه بررسی شود زیرا اهمیت آن‌ها در زمان پرواز هواپیما با یکدیگر برابر نیست. مهم‌ترین نشان‌گر موجود در این مجموعه، نشان‌گر دور ملخ است که خرابی این نشان‌گر می‌تواند به طور کلی عمل‌کرد موتور را تحت تاثیر خود قرار دهد. از این‌رو در هنگام بروز مشکل در نشان‌گر دور ملخ سریعا ماموریت پروازی کنسل می‌شود و باید به سمت فرودگاه بازگشت. میزان حساسیت خرابی نشان‌گر دور ملخ در فازهای مختلف پروازی مثل بلندشدن و نشستن و پرواز در مسیر به یک اندازه است و نمی‌تواند باعث بروز حوادث فاجعه‌بار گردد.

در مورد سه نشان‌گر دیگر حساسیت کمتری وجود دارد و بروز اشکال در هر یک از آن‌ها به تنهایی باعث ایجاد اختلال در ماموریت هواپیما نمی‌گردد. به این صورت که در صورت بروز خرابی در نشان‌گرهای قدرت موتور، دمای موتور و مقدار سوخت مصرفی، باید سایر نشان‌گرهای موتور مورد بررسی قرار گیرند و در صورتی که آن‌ها عمل‌کرد صحیح خود را داشته باشند می‌توان به ماموریت هواپیما ادامه داد و پس از بازگشت از پرواز مشکل مربوطه را در فرم هواپیما ثبت کرد. با توجه به مجموع مطالب گفته شده در مورد نشان‌گرهای موتورشدت اثر خرابی در نشان‌گرهای موتور متوسط به بالاست و می‌توان جهت آن عدد ۶/۶۶ را در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گرهای موتور

تکرارپذیری خرابی در نشان‌گرهای موتور هواپیمای P۳F همان‌گونه که اشاره شد، با توجه به سن خدمتی بالای قطعات و همچنین کالیبره نکردن مداوم و به‌روز آن‌ها در حد بالایی رخ می‌دهد. و به گونه‌ای است که به صورت نرمال در هر پرواز حداقل یکی از آن‌ها دچار خرابی می‌شوند. تا آن‌جا که به صورت روزمرگی در طول پرواز درآمده است که باعث افزایش ضریب خطا و پایین آمدن ایمنی پرواز می‌گردد. تکرارپذیری خرابی در نشان‌گرهای موتور خیلی زیاد است و عدد ۷/۷۷ را به خود اختصاص می‌دهد.

روش تشخیص خرابی نشان‌گرهای موتور

نشان‌گرهای موتور به صورت مداوم در طول پرواز توسط مهندس‌پرواز رصد می‌شوند و در صورتی که کوچک‌ترین اختلالی در عمل‌کرد آن‌ها مشاهده شود سریعا به خلبان فرمانده گزارش داده می‌شود و همان‌طوری که بیان شد با توجه به اهمیت نشان‌گر و یا ترکیب خرابی چند نشان‌گر فرمانده هواپیما تصمیم می‌گیرد که ماموریت هواپیما ادامه یابد و یا کنسل شود. با توجه به اینکه احتمال تشخیص خرابی در نشان‌گرهای موتور در حد معمولی است می‌توان عدد ۴/۶۶ را برای آن در نظر گرفت.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گرهای موتور

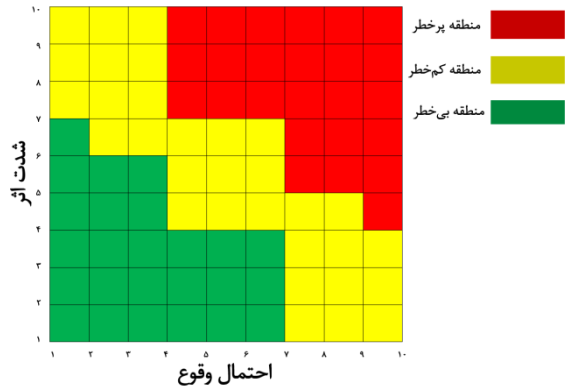
جهت پیش‌گیری خرابی در نشان‌گرهای موتور یکی از راهکارها، کالیبره کردن مداوم و در صورت خرابی، تعویض آن‌هاست. همچنین با توجه به بروزرسانی‌های متعدد در مورد این نشان‌گرها و جایگزینی نشان‌گرهای عقربه‌ای و فرسوده با نشان‌گرهای دیجیتال و دقیق‌تر، بهترین راهکار بروزرسانی و جایگزینی آن‌ها با نشان‌گرهای دیجیتال است. علاوه بر این امروزه سیستم‌های نمایش‌گر ترکیبی بر روی هواپیماهای ساخته شده نصب می‌گردد که محدوده‌های ایمن برای هر نمایش‌گر در داخل آن تعریف شده است و در صورت بروز خطا بصورت صوتی و یا بصری به کروی پروازی هشدار لازم را می‌دهد (FMS).

بدست آوردن عدد RPN برای نشان‌گرهای موتور

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گرهای موتور بدست می‌آید:

$$RPN(ENG) = ۶/۶۶ \times ۷/۷۷ \times ۴/۶۶ = ۲۴۱/۱۴ \qquad (۹)$$

در شکل ۱۱ نمودار ریسک برای نشان‌گرهای موتور نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود نشان‌گرهای موتور در ناحیه پرخطر واقع شده است.



شکل ۱۰: نمودار ریسک برای نشان‌گرهای موتور

نتیجه‌گیری نهایی

در این پایان‌نامه ریسک کروی پروازی هواپیمای P۳F با استفاده از روش FMEA مورد ارزیابی قرار گرفت. با توجه به اعداد RPN بدست آمده جهت هر یک از سیستم‌های هواپیمای P۳F جدول طبقه‌بندی اولویت ریسک و نمودار ریسک آنها به صورت جدول ۲ ترسیم می‌شود.

جدول ۱: جدول طبقه‌بندی اولویت ریسک بر اساس عدد RPN

اولویت ریسک	نام سیستم	عدد RPN
۱	نشانگر سرعت هواپیما	۲۶۳/۲۶
۲	نشانگرهای موتور هواپیما	۲۴۱/۱۴
۳	نشانگر ارتفاع هواپیما	۱۴۴/۴۱
۴	سیستم INS هواپیما	۱۲۶/۰۸
۵	سیستم چرخ هواپیما	۴۵/۶۴
۶	سیستم فلپ هواپیما	۴۵/۰۸
۷	سیستم هیدرولیک هواپیما	۴۴/۱۴
۸	سیستم VVI	۲۷/۹۶

سیستم‌های بررسی شده در این پژوهش به ترتیب زیر، اعداد اولویت ریسک خرابی را به خود اختصاص دادند:

۱) نشان‌گر سرعت هواپیما
۲) نشان‌گرهای موتور هواپیما
۳) نشان‌گر ارتفاع هواپیما
۴) سیستم INS هواپیما
۵) سیستم ارابه فرود هواپیما
۶) سیستم فلپ هواپیما
۷) سیستم هیدرولیک هواپیما

۸) نشان‌گر VVI هواپیما

همچنین با استفاده از ترسیم نمودار ریسک خرابی برای هر یک از سیستم‌ها، محدوده خطر آنها مشخص گردید. در مجموع نشان‌گرهای موتور، نشان‌گر ارتفاع، نشان‌گر سرعت در محدوده پرخطر واقع شدند و سیستم INS و سیستم ارابه فرود هواپیما و سیستم فلپ و سیستم هیدرولیک در ناحیه کم‌خطر قرار گرفت و نشان‌گر VVI در محدوده بی‌خطر نمودار واقع شد.

مراجع

[۱] م. مدرس، م. کامینسکی، و و. کرینتسوف، "مهندسی قابلیت اطمینان و تحلیل ریسک"، دانشگاه صنعتی سهند.

[۲] www.skyhunter.ir

[۳] م. حسینعلیان،" قابلیت اطمینان در طراحی و ساخت ریزپرنده‌های MAV وVAV "، دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک، مجموعه مقالات دومین کنفرانس مهندسی قابلیت اطمینان، ۴-۲ آبان، ۱۳۹۰.

[۴] ح. عربی، ع. فریدون، و آ. برزگار، "تعیین قابلیت اطمینان در طراحی و ساخت ریزپرنده‌های MAV و NAV "، دانشگاه صنعتی اصفهان،دانشکده مهندسی مکانیک، مجموعه مقالات دومین کنفرانس مهندسی قابلیت اطمینان، ۴-۲ آبان، ۱۳۹۰.

[۵] ع. خشنود قویم، و م. نصرت‌الهی، " ارائه طرح اجرایی در سامانه‌های هوافضایی"، مجموعه مقالات دومیت کنفرانس مهندسی قابلیت اطمینان، پژوهشگاه هوافضا، ۴-۲آبان ۱۳۹۰.

[۶] س.ا. احمدی نژاد، و ا. افشار، "تحلیل قابلیت اطمینان اجزا سیستم پیچیده بر مبنای معیارهای چندگانه"، مجموعه مقالات دومین کنفرانس قابلیت اطمینان، ۴-۲ آبان ۱۳۹۰.

[۷] B.J. Leira. "Structural limit states and reliability measues", ۲۰۱۳ .

[۸] ن. مهرخوب‌چهره، "آنالیز قابلیت اطمینان سازه فضایی از جنس مواد مرکب چند لایه"، دی ماه ۱۳۹۲.

[۹] م. محمدپور، ج. پیرکندی، م. پورگلمحمد، و م. جهرمی، "طراحی و تحلیل یک موتور توربوفه دومحوره سبک براساس مهندسی قابلیت اطمینان"، فصلنامه علمی پژوهشی مکانیک سیالات و آیرودینامیک، جلد۳، شماره۳، پاییز۱۳۹۳.

[۱۰] ه. شریعت‌مدار، گ. بهنام راد، "ارزیابی قابلیت اطمینان سازه‌های کنترل شده فعال با استفاده از روش شبیه‌سازی زیرمجموعه‌ای"، هشتمین کنگره‌ی ملی مهندسی عمران، دانشکده مهندسی عمران، بابل، اردیبهشت ۱۳۹۳.

[۱۱] ب. کشته کار، و م. میری، "ارائه روش جدیدی برای ارزیابی قابلیت اطمینان سازه‌ها، مجل مدل‌سازی در مهندسی"، سال دوازدهم، شماره ۳۶، بهار ۱۳۹۳.

[۱۲] م. سالخورده حقیقی، س.ف. فاطمی، و ح. قاسم زاده، "ارائه روشی برای برنامه ریزی تعمیر و نگهداری و دستیابی به قابلیت اطمینان هواپیما"، چهارمین کنفرانس بین المللی پژوهش درمهندسی، علوم و تکنولوژی، ۱۳۹۵.

[۱۳] و. خلفی، "تحلیل قابلیت اطمینان مسایل آیروالاستیسیته"،۱۳۹۶.

[۱۴] م.ع. فارسی، و و. خلفی، "بررسی قابلیت اطمینان آستانه وقوع فلاتر صفحه ایزوتروپیک در شرایط مرزی مختلف"، نشریه علمی- پژوهشی مهندسی هوانوردی، سال بیستم، شماره دوم، پاییز و زمستان ۱۳۹۷.

[۱۵] م. جوادی، و و. خلفی، "قابلیت اطمینان آستانه وقوع فلاتر صفحه چندلایه کامپوزیتی".

[۱۶] E. Bradley, Reliability Engineering: A Life Cycle Approach – ۱st Edition.

[۱۷] H. Pentti, and H. Atte, "Failure mode and effects analysis of software-based automation systems". STUK-YTO-TR ۱۹۰, ۲۰۰۲.

[۱۸] L.S. Lipol, and J. Haq, "Risk analysis method: FMEA/FMECA in the organizations", International Journal of Basic & Applied Sciences, Vol. ۱۱, No. ۵, pp. ۷٤-۸۲, ۲۰۱۱ .

[۱۹] https://jangaavaran.ir

[۲۰] https://maket.bode٤.com/Aircraft-P-٣-Orion/index
[۲۱] Flight Manual of P٣F Aircraft/ TP ٠١-P٣F-١s-١ / ١٦ February ١٩٧٤/ Introduction.
[۲۲] The Gyro Horizon Enables Instrument Flying A history of how aircraft instrumentation was developed with an emphasis on the gyro horizon, ٢٠٠٧
[۲۳] Instrument Flying Handbook, FAA-H-٨٠٨٣-١٥, US Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, ٢٠٠١.

Journal of Modern Aviation and Techniques
Year 1, Number 4, winter 2025

Risk assessment of equipment related to P3F flight crew with FMEA method

Abstract: In this article, the risk of the P۳F flight crew is evaluated using the FMEA method. For this purpose, first a complete study of the equipment and systems related to the flight crew of this plane was done. Then the potential failure modes for each of the systems and flight crew error were determined. In the following, the potential effects of each of these failure modes were determined and then the causes of each of them were determined. Listing the current controls in order to identify each of these failures, calculating the priorities and the importance of each risk are the next steps of this thesis. At the end, preventive and corrective measures will be proposed with the approach of reducing flight risk. In this research, using the RPN relationship, a risk number was assigned to each of the aircraft systems, and the systems with the highest probability of accidents were determined, based on the results of the three engine indicator systems, the altimeter and the speedometer of the aircraft, which have the highest probability of risk.

Key words: P۳F aircraft, FMEA method, risk assessment, flight equipment, risk diagram.