

ارزیابی ریسک تجهیزات مرتبط با گروه پروازی هواپیمای P3F با روش FMEA

مصطفی لیوانی^۱، سعید کردی^۲ و وحید خلفی^۳

۱- استادیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، m.livani@ssau.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، saeedkordi@yahoo.com

۳- استادیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، khalafi@ssau.ac.ir

چکیده

در این مقاله ریسک گروه پروازی هواپیمای P3F با استفاده از روش FMEA مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. برای این منظور ابتدا مطالعه کاملی از تجهیزات و سامانه‌های مرتبط با گروه پروازی این هواپیما انجام شد. سپس حالت‌ها بالقوه خرابی برای هر یک از سامانه‌ها و خطای گروه پروازی تعیین گردید. در ادامه اثرات بالقوه بروز هر یک از این حالت‌ها خرابی تعیین و سپس علل بروز هر یک از آن‌ها مشخص گردید. فهرست کردن کنترل‌های جاری به منظور شناسایی هر یک از این خرابی‌ها، محاسبه اولویت‌ها و میزان اهمیت هر ریسک گام‌های بعدی انجام این پایان‌نامه است. در انتها اقدامات پیشگیرانه و اصلاحی با رویکرد کاهش ریسک پروازی پیشنهاد خواهد شد. در این پژوهش با استفاده از رابطه RPN، به هر کدام سیستم‌های هواپیما یک عدد ریسک اختصاص داده شد و سیستم‌هایی که احتمال بروز سانحه در آنها بیشتر است مشخص گردید که بر اساس نتایج مستخرج سه سیستم نشان‌گر موتور، ارتفاع سنج و سرعت سنج هواپیما دارای بیشترین احتمال ریسک پروازی می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: هواپیمای P3F، روش FMEA، ارزیابی ریسک، تجهیزات پروازی، نمودار ریسک.

مقدمه

از فیزیک خرابی و چه با استفاده از تاریخچه‌ی رخداد خرابی، یک فرآیند احتمالاتی است. شواهد 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 مناسب 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

توقفات پیش‌بینی نشده 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 طور کلی 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

بخش روس‌ها بسیار جلوتر بودند و این در اوج جنگ سرد بود، این اندیشه نیروی دریایی آمریکا را بر آن داشت تا برای جایگزینی هواپیماهای P-2V مناقصه‌های را ارائه کند. در این مناقصه شرکت لاکهید با طرح خود گوی رقابت را از رقیب بود، لاکهید مارتین طرحی را تحت عنوان P-3 که بر اساس طرح L-188 الکترا که یک طرح مسافری بود طراحی کرد، اما این دو طرح با این وجود این که بسیار شبیه به هم از کار درآمدند، تفاوت‌های عمده‌ای داشتند، از جمله قابلیت حمل جنگ‌افزار در زیر بال‌ها و همچنین بال‌های رو به جلو (قسمت پشتی بال‌ها به سمت جلو مایل است، دلیلش هم بخاطر انعطاف‌پذیری بهتر در سرعت‌های پایین است)، قابلیت برخاست از باندهای کوتاه و نگهداری آسان.

هواپیمای گشتی دریایی P3F 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. P3F 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 سیستم‌های پیچیده هواپیما در هوانوردی عمومی ناشناخته است. توانایی دستیابی به دیدگاه کلی در مورد این موضوع ناشناخته، برای جامعه هوانوردی معیارسنجی ارزشمندی را فراهم خواهد کرد که در ایجاد قابلیت اطمینان و ملزومات ایمنی برای هواپیماهای آینده کمک خواهد کرد. این اعتبارسنجی می‌بایست تضمین کند که پیشرفت تکنولوژی، دستورالعمل‌های طراحی و کار روی استانداردهای صدور گواهی‌نامه در جهت هدف مؤثر به‌کارگیری تکنولوژی‌های ارزان و به صرفه برای هواپیماهای کوچک تک‌موتوره پیش می‌رود. این یک مسئله‌ی کلیدی برای قوی‌تر کردن نسل آینده هواپیماها در هوانوردی عمومی است. تأثیر یک محصول قابل اطمینان، ایمن و موفق، هواپیماهای مربوط به هوانوردی عمومی را در ایالات متحده برای اکثریت جمعیت قابل دسترس خواهد کرد. به منظور دستیابی به این هدف، دیدگاه کلی در مورد هواپیماهای هوانوردی عمومی مورد نیاز است.

با توجه به اهمیت پیش‌گیری از خرابی در سامانه‌ها و افزایش قابلیت اطمینان، در این مقاله با پیاده‌سازی روش‌های قابلیت اطمینان بر روی سامانه‌ها و تجهیزات مرتبط با گروه پروازی هواپیمای P3F، 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 ساینینگ 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 پلنفرم، نسبت منطری 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]. خشنودقویوم و نصرت‌الهی در سال ۱۳۹۰، طرح اجرایی قابلیت اطمینان جهت استفاده در محصولات هوافضایی را ارائه دادند. الزامات مورد نیاز برای تأمین، ارزیابی، کنترل و بهبود مستمر قابلیت اطمینان یک محصول در کل چرخه عمر آن را 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

بخش روس‌ها بسیار جلوتر بودند و این در اوج جنگ سرد بود، این اندیشه نیروی دریایی آمریکا را بر آن داشت تا برای جایگزینی هواپیماهای P-2V مناقصه‌های را ارائه کند. در این مناقصه شرکت لاکهید با طرح خود گوی رقابت را از رقیب بود، لاکهید مارتین طرحی را تحت عنوان P-3 که بر اساس طرح L-188 الکترا که یک طرح مسافری بود طراحی کرد، اما این دو طرح با این وجود این که بسیار شبیه به هم از کار درآمدند، تفاوت‌های عمده‌ای داشتند، از جمله قابلیت حمل جنگ‌افزار در زیر بال‌ها و همچنین بال‌های رو به جلو (قسمت پشتی بال‌ها به سمت جلو مایل است، دلیلش هم بخاطر انعطاف‌پذیری بهتر در سرعت‌های پایین است)، قابلیت برخاست از باندهای کوتاه و نگهداری آسان.

هواپیمای گشتی دریایی P3F 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. P3F 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 سیستم‌های پیچیده هواپیما در هوانوردی عمومی ناشناخته است. توانایی دستیابی به دیدگاه کلی در مورد این موضوع ناشناخته، برای جامعه هوانوردی معیارسنجی ارزشمندی را فراهم خواهد کرد که در ایجاد قابلیت اطمینان و ملزومات ایمنی برای هواپیماهای آینده کمک خواهد کرد. این اعتبارسنجی می‌بایست تضمین کند که پیشرفت تکنولوژی، دستورالعمل‌های طراحی و کار روی استانداردهای صدور گواهی‌نامه در جهت هدف مؤثر به‌کارگیری تکنولوژی‌های ارزان و به صرفه برای هواپیماهای کوچک تک‌موتوره پیش می‌رود. این یک مسئله‌ی کلیدی برای قوی‌تر کردن نسل آینده هواپیماها در هوانوردی عمومی است. تأثیر یک محصول قابل اطمینان، ایمن و موفق، هواپیماهای مربوط به هوانوردی عمومی را در ایالات متحده برای اکثریت جمعیت قابل دسترس خواهد کرد. به منظور دستیابی به این هدف، دیدگاه کلی در مورد هواپیماهای هوانوردی عمومی مورد نیاز است.

با توجه به اهمیت پیش‌گیری از خرابی در سامانه‌ها و افزایش قابلیت اطمینان، در این مقاله با پیاده‌سازی روش‌های قابلیت اطمینان بر روی سامانه‌ها و تجهیزات مرتبط با گروه پروازی هواپیمای P3F، 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 ساینینگ این ریزپرنده‌ها (اعم از نوع بالزن یا بال ثابت) که مهم‌ترین

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؛ به گونه‌ای که هر کدام استاندارد مخصوص به خود را دارا است. در بین استانداردهای مختلف پرکاربردترین آنها استاندارد MIL-STD-1629A است که در سال 1980 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 FMEA روشی 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 به درستی انجام شود، شرایط زیر را به وجود می‌آورد:
- اطمینان از اینکه تمامی ریسک‌های منطقی سریعاً شناسایی شده‌اند و اقدامات مناسب انجام شده 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 روش FMEA عبارتند از:

- شناسایی راه‌هایی که ممکن است یک فرآیند دچار خرابی شود.

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 می‌باشد [۱۰]. کشته‌کار و میری در سال ۱۳۹۳، از روش جدیدی مبتنی بر روش بهینه‌سازی گرادیان مزدوج غیرخطی، جهت محاسبه شاخص سلامت 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، آبروالاستیسیته هواپیما را در سه ناحیه: بدنه، بالک‌ها و پوسته‌ها مورد بررسی قرار داد. ترتیب اقدامات او برای تعیین قابلیت اطمینان در مسائل آبروالاستیسیته؛ قدم اول: تعیین مدل حاکم بر سازه، قدم دوم: تعیین مدل آبرودینامیک، 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 مونت کارلو 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 P3F، در این مقاله ریسک کروی پروازی هواپیمای P3F 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

بالایی دارند و با احتمال زیاد رخ می‌دهند و تشخیص آن‌ها دشوار خواهد بود.

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

رتبه‌بندی	تأثیر خرابی	شمت اثر		تشخیص
		توضیحات	احتمال وقوع	
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	وقایف و عملکرد کل سیستم را تحت تأثیر قرار داده و کل عملیات متوقف می‌شود.	تکرارشونده	احتمال کشف پایین
۷	زیاد	وقایف و عملکرد کل سیستم را تحت تأثیر قرار داده و قسمتی از عملیات متوقف می‌شود.	زیاد	احتمال کشف پایین
۶	متوسط به بالا	وقایف و عملکرد سیستم را به‌طور متوسط تحت تأثیر قرار داده و قسمتی از عملیات متوقف می‌شود.	متوسط به بالا	احتمال کشف معمول
۵	متوسط	وقایف و عملکرد سیستم را به‌طور متوسط تحت تأثیر قرار داده و کل عملیات دچار تأخیر می‌شود.	متوسط	احتمال کشف معمول
۴	کم تا متوسط	وقایف و عملکرد سیستم را به‌طور متوسط تحت تأثیر قرار داده و قسمتی از عملیات دچار تأخیر می‌شود.	کم تا متوسط	احتمال کشف بسیار
۳	کم	وقایف 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	وقایف و عملکرد سیستم را به‌طور مختصر تحت تأثیر قرار داده و راه‌اندازی مجدد و رفع نقص سیستم در حین گزارش وقوع خرابی اتفاق می‌افتد.	خیلی کم	بهراحتمال قابل‌تشخیص می‌باشد
۱	فاقد اثر	هیچ‌گونه تأثیری ندارد.	فوق‌العاده کم	بهراحتمال قابل‌تشخیص می‌باشد

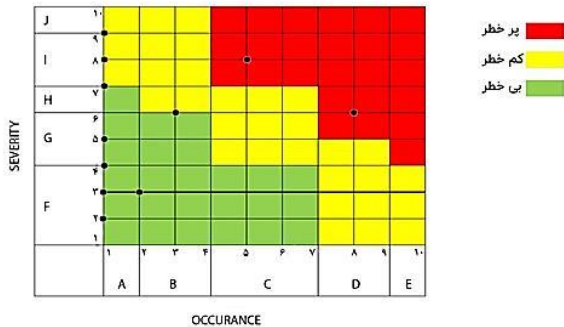
- اثرات یا نتایج احتمالی بروز این خرابی‌ها.
- علل احتمالی بروز این خرابی‌ها.
- اتخاذ تدابیری برای کاهش احتمال وقوع این حالت‌ها.
- کاهش پیامدهای وقوع.

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،

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 مشخص شده‌اند. با توجه به مختصات حاصل از این دونقطه را در نمودار ریسک مشخص کرد و برای نقاط قرار گرفته شده در ناحیه پرخطر اقدامی اساسی انجام داد [۱۸].



شکل ۱: نمودار ریسک [۱۸]

هواپیمای P3F

یکی از هواپیماهای استراتژیک شناسایی نیروی هوایی ارتش، هواپیمای P3F یا اوربون است. هواپیمای P3F سال ۱۳۵۴ به منظور پشتیبانی از ناوها و ناوچه‌های نیروی دریایی ارتش خریداری شد، 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].

ارزیابی و اولویت‌بندی ریسک با محاسبه عدد اولویت ریسک (RPN)

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 شناسایی شده 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 به شدت اثر، احتمال وقوع و احتمال تشخیص حالت خرابی نشان داده شده است.

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

$$\text{شدت اثر} \times \text{احتمال وقوع} \times \text{قابلیت تشخیص} \quad (۱)$$

$$\text{RPN} = \text{عدد اولویت ریسک}$$

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 می‌شوند. خطرات با بالاترین RPN تأثیر منفی

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 نشان‌گر ارتفاع علی‌رغم بالا و پایین رفتن هواپیما بر روی یک ارتفاع خاص گیر می‌کند، معمولاً اشکال مکانیکی در قطعات داخلی نشان‌گر است و یا اینکه به دلیل خوردگی، لبه‌های چرخ‌دنده‌ها درست 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

شدت اثر خرابی نشان‌گر ارتفاع با توجه به حالت‌ها مختلف پروازی متغیر است. به عنوان مثال خرابی نشان‌گر 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 نشان‌گر ارتفاع می‌تواند حتی منجر به برخورد دو هواپیما به یکدیگر و بروز فاجعه هوایی گردد.

در مود پروازی تقرب و نشستن نیز در هنگام انجام پرواز کور با آلات دقیق (پرواز شب و یا پرواز با دید افقی پایین) احتمال وقوع خطر و بروز سانحه به شدت بالا است. با توجه به مطالب گفته شده تأثیر

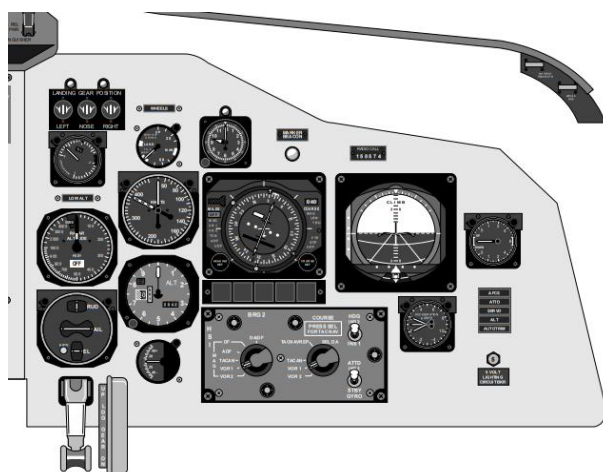
هواپیمای P3F سه مأموریت کشف و شناسایی زیردریایی، گشت‌دریایی و پشتیبانی الکترونیکی سایر هواپیماها و جنگنده‌ها را بر عهده دارد. به تأییر ساده‌تر این هواپیما متخصص جنگ با زیردریایی است و این جنگ ضد زیردریایی، هواپیمای P3F را از سایر مأموریت‌های محوله به آن متمایز می‌کند. در شکل ۲ تصویر هواپیمای P3F ایران مشاهده می‌شود که توسط جنگنده F-14 آمریکایی رهگیری شده است.



شکل ۲: تصویر P3F رهگیری شده توسط F-14 آمریکا [۲۰]

پیاده‌سازی روش FMEA بر روی نشان‌گرهای هواپیمای P3F

نشان‌گرها در هواپیما یکی از مهم‌ترین اجزاء جهت تشخیص و تصمیم‌گیری برای خلبان و گروه 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 P3F نمایش داده شده است.



شکل ۳: نمونه‌ای از نشان‌گرهای کابین هواپیمای P3F [۲۱]

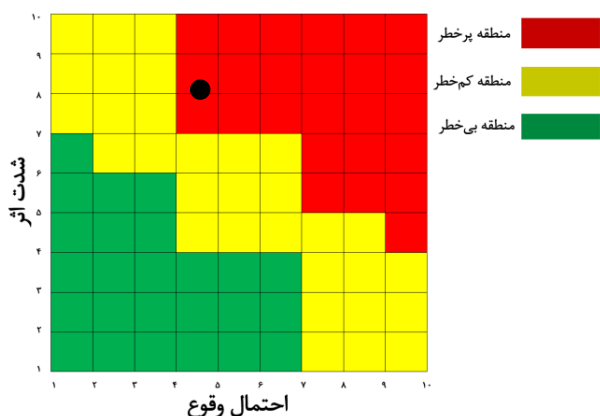
کند. با توجه با افزودگی که در مورد نشان گر ارتفاع انجام شده و همچنین وجود ابزار ناوبری دیجیتال GPS NAV PLOTTER احتمال خرابی در نشان گر ارتفاع تا حدود زیادی مرتفع شده است. تنها نکته مهم، دقت این نشان گر می باشد که با چک کردن مداوم نشان گرها با اطلاعات دریافتی از سیستم ناوبری باید آن را به حداقل اختلاف رساند.

محاسبه عدد RPN برای نشان گر ارتفاع

در این بخش عدد RPN برای نشان گر ارتفاع بدست می آید:

$$RPN(ALT) = 8 \times 5 \times 5 = 200 \quad (2)$$

در شکل (۴) نمودار ریسک برای نشان گر ارتفاع نشان داده شده است. همانطور که در شکل (۴) مشاهده می شود نشان گر ارتفاع در ناحیه پرخطر واقع شده است.



شکل ۴: نمودار ریسک برای نشان گر ارتفاع

اجرای روش FMEA برای نشان گر سرعت

حالتها خرابی نشان گر سرعت

نشان گر سرعت با توجه به محدود بودن داده های ورودی، حالتها خرابی چندانی ندارد. چند مورد از حالت های خرابی نشان گر سرعت به شرح زیر است:

- گیر کردن نشان گر بر روی یک سرعت خاص در حین پرواز.
- عدم حرکت نشان گر سرعت در هنگام بلند شدن هواپیما.
- بالا و پایین شدن لحظه ای در نشان گر سرعت.
- نشان گر سرعت، سرعت صحیح را به ما نشان نمی دهد (سرعتی کمتر و یا بیشتر از مقدار واقعی را نشان می دهد).

دلایل خرابی نشان گر سرعت

اگر لوله پیتوت مسدود شود، نشان گر سرعت، سرعت نادرست را نشان می دهد. در ارتفاعی که لوله پیتوت مسدود شود، هوای موجود در مسیر ثابت باقی می ماند و نشان گر بر روی یک عدد ثابت می ماند و تغییرات در سرعت را نشان نمی دهد، اگر لوله پیتوت مسدود شده باشد، ASI با

خرابی نشان گر ارتفاع در عملیات پرواز بسیار زیاد است و می توان عدد ۸ را برای آن در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی نشان گر ارتفاع

از آنجا که نشان گر ارتفاع در اکثر هواپیماها و مخصوصاً هواپیمای P3F از نوع آنالوگ و ساده می باشد، خرابی های متعددی در آن رخ می دهد که بالاتر از حد نرمال در هواپیماهای امروزی می باشد، که البته افزودگی این نشان گر و همچنین استفاده از سیستم GNC در کنار سایر سیستم های هواپیما کمک بسیار شایانی در کاهش ریسک ناشی از خرابی این نشان گر دارد. تکرارپذیری خرابی در نشان گر ارتفاع در حد متوسط است و برای آن عدد ۵ را در نظر می گیریم.

روش تشخیص خرابی نشان گر ارتفاع

نشان گر ارتفاع یکی از مهم ترین نشان گرهای پروازی است که خلبان و کمک خلبان و ناوبر هواپیما موظف هستند به طور مستمر و مداوم آن را چک کنند و در صورت تشخیص خرابی در سیستم ارتفاع سنج، سریعاً اقدام در برطرف کردن آن نمایند.

همان طور که اشاره شد چک کردن نشان گر سرعت قبل از پرواز و حتی قبل از روشن کردن موتورهای هواپیما در تشخیص خرابی آن نقش مهمی دارد و باید از کالیبره بودن ارتفاع سنج مطمئن شد و سپس 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 می کند، می تواند به بروز خطا در هر یک از نشان گرها پی ببرد و با بررسی و رفع خطای موجود، پرواز ایمن تری را برای هواپیما به انجام برساند.

با توجه به مطالب گفته شده احتمال کشف خرابی در نشان گر ارتفاع معمولی است و می توان عدد ۵ را در نظر گرفت.

راه های پیش گیری از خرابی نشان گر ارتفاع

از آنجا که نشان گر ارتفاع در هواپی P3F یک نشان گر از نوع آنالوگ و با ساختاری ابتدایی و ساده است، و به دلیل عمر بالای قطعات و همچنین خدمت در پایگاهی که در مجاورت دریا واقع شده است، خوردگی قطعات امری شایع و عادی می باشد.

از این رو باید در بازدیدهای دوره ای که بر روی نشان گرها صورت می گیرد و کالیبره کردن آنها دقت بالاتری به کار برد همچنین زمان این بازدیدها باید از حالت استاندارد کوتاه تر و گسترده تر باشد.

از نظر کاربرد عملیاتی و استفاده خلبان، دقت در امر بازدیدهای قبل از پرواز مثل چک کردن سوراخ های استاتیک هواپیما و همچنین تست خود نشان گر و مقایسه سه نشان گر با یکدیگر، قبل از استارت زدن هواپیما می تواند از بروز مشکلات نشان گر ارتفاع در حین پرواز جلوگیری

در ارتفاع پایین گردد. اکثر سوانح هوایی در این حالت پروازی رخ داده‌اند و این خود بیان‌گر اهمیت بالایی حالت پروازی تقرب و نشست 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 به دلیل عمر بالای خدمتی هواپیمای P3F و همچنین خدمت در کنار دریا، خوردگی و آسیب‌پذیری قطعات هواپیما را به شدت 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 پرتکرار نشان‌گر سرعت، باید زنگ هشدار را برای بررسی آن باشد. با توجه به مطالب گفته شده تکرارپذیری خرابی در نشان‌گر سرعت در حد کم تا متوسط است و برای آن عدد ۴ 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 نایب هواپیما جهت بررسی مسیر و زمان رسیدن به نقاط هدف، چک و کنترل می‌شود. به همین دلیل معمولاً کوچکترین خطایی در این نمایش‌گر خیلی زود توسط یکی از افراد بالا شناسایی و گزارش می‌گردد. حتی مهندس پرواز 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 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 گروه 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

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، دقیقاً 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 نشستی هوا در مسیر است، اگر در مسیر فشار پیتوت نشستی داشته باشیم سرعت نشان‌گر کمتر از سرعت واقعی نمایش داده می‌شود و اگر در مسیر فشار استاتیک نشستی داشته باشیم سرعت نشان‌گر بیشتر از سرعت واقعی نمایش داده می‌شود که همان‌طور که توضیح داده شد می‌تواند ضمیمه‌ساز 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 نشست هواپیماست، زیرا آیرودینامیک هواپیما به دلیل داشتن چرخ و فلپ دارای درگ بالایی می‌باشد و کوچکترین خطایی در محاسبه سرعت می‌تواند باعث واماندگی هواپیما

و نزول را با چند ثانیه تاخیر نشان می‌دهد. دلیل این تاخیر، مدت زمان نیست که پرده دیافراگم جهت انقباض و یا انقباض نیاز دارد. البته به طور کلی نشان گر VVI به دلیل زمان مورد نیاز جهت انقباض و انقباض پرده دیافراگم با یک تاخیر کوتاه سرعت دقیق صعود یا نزول را نشان می‌دهد. و به طور کلی تاخیر نشان گر، امری عادی حساب می‌شود.

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

خطاهای ناشی از مانورها یا پرواز در هوای توربولانس می‌تواند 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 نشان گر VVI بیشتر است، پس باید در این شرایط پروازی از اعتماد به نشان گر VVI اجتناب شود.

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

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

شدت اثر خرابی نشان گر VVI

با توجه به اطلاعاتی که نشان گر VVI به ما نشان می‌دهد و اهمیت این اطلاعات در طول پرواز و همچنین اطلاعات دریافتی از سایر نشان گرها، می‌توان اهمیت خرابی نشان گر VVI را در حد پایینی دانست. البته در پروازهای شب و با آلات دقیق و جهت محاسبات ناوبری نشان گر VVI کارایی بالایی دارد. ولی به طور کلی از دست دادن این نشان گر 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 نشان گر VVI در عملیات پرواز خیلی کم است و می‌توان عدد ۲ را برای آن در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی نشان گر VVI

از آنجا که نشان گر VVI اطلاعات خود را از حس گرهای فشار استاتیک هواپیما دریافت می‌کند و مشکلاتی که در قسمت‌های قبل برای این

عمل کرد آن چک شود و هم اینکه اگر حشره‌ای در داخل لوله پیتوت رفته باشد با داغ شدن آن از آن خارج می‌شود.

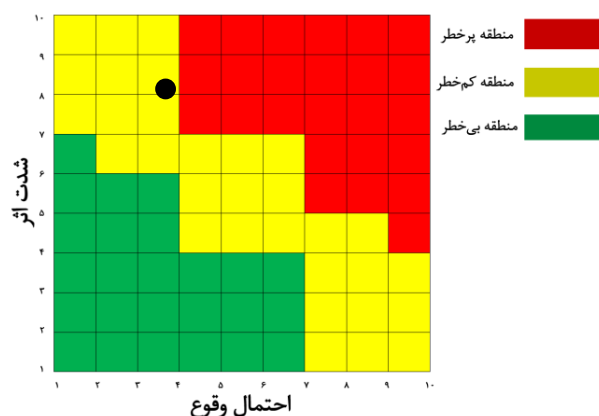
مهم‌ترین روش پیش‌گیری از بروز خطاهای نشان گر، به روزرسانی و ارتقاء آن‌ها است. امروزه جهت اکثر نشان گرهای هواپیما از نشان گرهای دیجیتال و نمایش گر ال‌سی‌دی استفاده می‌شود. استفاده از ابزار به‌روز می‌تواند تا حد زیادی زمینه‌های بروز خرابی را کاهش دهد. و با صرف هزینه‌های به‌روزرسانی ناچیز می‌توان از بروز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

محاسبه عدد RPN برای نشان گر سرعت

در این بخش عدد RPN برای نشان گر سرعت بدست می‌آید:

$$RPN(ALT) = 8 \times 4 \times 6 = 192 \quad (3)$$

در شکل ۵ نمودار ریسک برای نشان گر سرعت نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود نشان گر سرعت در مرز بین نواحی پرخطر و کم‌خطر واقع شده است.



شکل ۵: نمودار ریسک برای نشان گر سرعت

اجرای روش FMEA برای نشان گر VVI or VSI

حالت‌ها خرابی نشان گر VVI

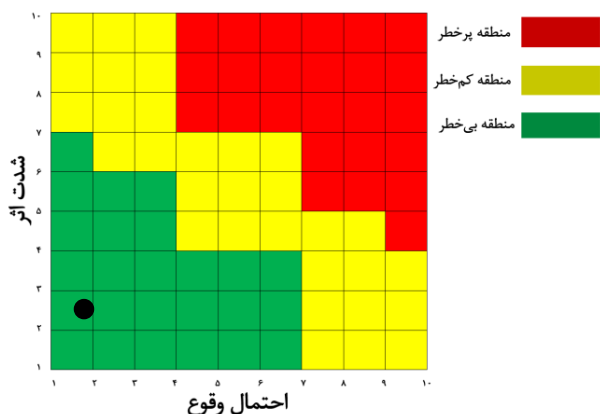
حالت‌ها خرابی نشان گر VVI به شرح زیر می‌باشد:

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

دلایل خرابی نشان گر VVI

خطای اول اغلب زمانی رخ می‌دهد که هواپیما با سرعت زیاد و ناگهانی اقدام به صعود شدید یا نزول شدید می‌کند، نشان گر میزان سرعت صعود

در شکل ۶ نمودار ریسک برای نشان گر VVI نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۶ مشاهده می شود نشان گر VVI در ناحیه بی خطر واقع شده است.



شکل ۶: نمودار ریسک برای سیستم

اجرای روش FMEA برای نشان گر ADI و HSI و

سیستم INS

حالت‌ها خرابی سیستم INS

حالت‌ها خرابی در سیستم INS شامل موارد زیر می باشد:

- خطای داخلی جابرو در سیستم.
- خطای محاسبه شتاب توسط شتاب سنج داخلی.
- خطای محاسباتی اولیه توسط سیستم.
- خطای تشخیص امتداد Heading هواپیما.
- خطای محاسباتی مسافت طی شده.
- روشن شدن چراغ باطری.
- Off flags در نشان گره های HSI و ADI.

دلایل خرابی سیستم INS

در مورد خطای داخلی جابرو باید به این نکته توجه داشت که ممکن است شتاب سنج از ابتدا بصورت افقی بر روی سطح قرار نگرفته است و باعث می شود نتواند تعادل اولیه خود را دقیق محاسبه کند. گیج شدن جابرو نیز می تواند چنین مشکلاتی بوجود آورد.

در مورد خطای دوم، گیج شدن یا سرگردانی جابرو می تواند 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 می دهد. خطای داخلی در مرحله دوم بروزرسانی نیز می تواند باعث ایجاد این مشکل گردد [۲۱].

خطای تشخیص امتداد هواپیما بر اثر عواملی که قبلاً نیز ذکر شد بوجود می آید همچون گردش زمین به دور خود و همچنین شکل گروهی زمین که باعث ایجاد خطا در تشخیص سمت دقیق هواپیما می گردد.

حس گرها بیان شد، تکرارپذیری خرابی در نشان گر VVI وابسته به قطعات دیگری است ولی در کل بروز خرابی در این نشان گر خیلی کم اتفاق می افتد. البته با توجه به شدت اثر خرابی پایین این نشان گر، تاثیر به سزایی در پرواز هواپیما نخواهد گذاشت.

تکرارپذیری خرابی در نشان گر VVI خیلی کم است و باید عدد ۲ را برای در نظر گرفته.

روش تشخیص خرابی نشان گر VVI

همان طور که بیان شد تشخیص خرابی نشان گر VVI با توجه به اینکه این نشان گر نقش زیادی در پروازهای نرمال و گشت زنی هواپیمای P3F ندارد، براحتی صورت نمی پذیرد. معمولاً استفاده از این نشان گر در پروازهای ناوبری و همچنین در هنگام تقرب به سمت فرودگاه بسیار پر اهمیت می شود. از این رو اگر خطایی که در نشان گر VVI رخ می دهد ناچیز باشد به راحتی قابل تشخیص نیست، و فقط در زمانی که خطاهای بزرگ و یا عدم کارکرد در آن رخ دهد، می توان به راحتی به آن پی برد. احتمال کشف خرابی در نشان گر VVI پایین است و باید برای آن عدد ۷ در نظر گرفته می شود.

راه های پیش گیری از خرابی نشان گر VVI

جهت پیش گیری از بروز خطا در نشان گر VVI راه های زیادی وجود ندارد. چک های دوره ای و همچنین تنظیم دقیق آن بر روی عدد صفر در روی زمین ابتدایی ترین راه پیش گیری از بروز خطاست. البته چک های قبل از پرواز و چک کردن سوراخ های ورودی فشار استاتیک نیز از بروز خرابی در نشان گره های مختلف و نشان گر VVI جلوگیری می کند.

امروزه با جایگزینی نشان گر VVI معمولی با نمونه جدیدتر آن IVSI بسیاری از ضعف های آن پوشانده شده است. این مجموعه از همان عناصر اصلی VSI معمولی تشکیل شده است، اما علاوه بر این با یک واحد شتاب سنج که برای ایجاد یک اثر فشار دیفرانسیل سریع تر، به ویژه در هنگام شروع صعود یا نزول طراحی شده است، مجهز شده است. شتاب سنج شامل دو سیلندر کوچک است که حاوی توده های اینرسی به شکل پیستون هایی هستند که توسط چشمه ها و توده خودشان در تعادل نگهداری می شوند. سیلندرها در سیستم لوله مویرگی منتهی به کپسول متصل می شوند و به این ترتیب به منبع فشار استاتیک باز می شوند [۲۳].

محاسبه عدد RPN برای نشان گر VVI

در این بخش عدد RPN برای نشان گر VVI بدست می آید:

$$RPN(ALT) = 2 \times 2 \times 7 = 28 \quad (۴)$$

که در این حالت نیز باید از ادامه ماموریت صرف نظر کرده و به نزدیکترین 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 آنکه 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 عمل کردی که دارد و اینکه بروزسانی لازم در مورد آن انجام نشده است، بسیار زیاد می‌باشد. سیستم INS هواپیمای P3F از نوع بسیار قدیمی آن (LTN51) است که امروزه با توجه به مدل‌های جدید و بروز آن می‌تواند به سادگی جایگزین و بروزسانی شود.

تکرارپذیری در سیستم INS از نوع تکرار شونده محسوب می‌شود و باید عدد ۸ را برای آن در نظر گرفته شود.

روش تشخیص خرابی سیستم INS

تشخیص خرابی سیستم INS با توجه به درصد 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 فلنگ‌هایی 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 به راحتی 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، بروزسانی 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 جابرو 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

زمانی که برق اصلی هواپیما دچار اختلال گردد سیستم INS از برق اضطراری خود که توسط باتری تأمین می‌شود استفاده می‌کند، در این وضعیت چراغ باتری روشن می‌شود و به خلبان هشدار می‌دهد که فقط ۴۵ دقیقه می‌تواند توسط باتری 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 REFERENCE قرار دهد. این کار باعث می‌شود تا نشان‌گرهای ADI، HSI اطلاعات مورد نیاز خود را مستقیماً از جابروهای داخل INU دریافت کنند. البته اگر این عمل باعث به کار افتادن نشان‌گرهای ADI، HSI نشده، 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 P3F 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 PILOT، NAVIGATION) می‌توان سیستم INS را یکی از حیاتی‌ترین سیستم‌ها در هواپیمای P3F 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

نشان گر 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 کمک خلبان 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.

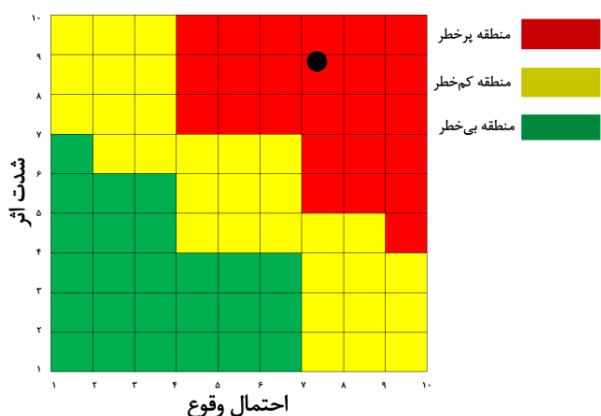
نکات قابل توجهی در زمان استفاده از قطب‌نمای هواپیما وجود دارد که باید جهت بدست آوردن اطلاعات درست، آن‌ها را مد نظر قرار داد. از آن جمله این است، که نباید در زمان استفاده از قطب‌نما میزان Bank هواپیما بیشتر از ۳۰ درجه شود. همچنین در زمان گردش از سمت شمال به طرفین قطب نما کمی عقب‌تر حرکت می‌کند و در زمان 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 نشان گر INS بدست می‌آید:

$$RPN(ALT) = 8 \times 8 \times 2 = 128 \quad (5)$$

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 ۷: نمودار ریسک برای سیستم INS

اجرای روش FMEA برای نشان گر فشار هیدرولیک

حالت‌ها خرابی نشان گر فشار هیدرولیک

حالت‌ها خرابی سیستم هیدرولیک شامل موارد زیر است:

سیستم INS مقایسه کرد، و در صورت عدم تطابق با یکدیگر به نوبت 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، ساده‌ترین 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 اطلاعات 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 جابروهای 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 باتری هواپیما تأمین می‌شود و در زمان از دست رفتن برق هواپیما حدود ۴۰ دقیقه می‌تواند توسط باتری تأمین شود. حتی در صورت قطع شدن نیروی باتری به دلیل 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

هر کدام از پمپ‌های AC به تنهایی قادر است فشار مورد نیاز جهت عمل کرد 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 این رو عدد ۹ 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 افزودنی در آن، بسیار کم اتفاق می‌افتد. ولی عمر بالایی هواپیمای P3F باعث می‌شود در زیر مجموعه‌های سیستم هیدرولیک خرابی‌های فراوانی رخ دهد. با این وجود احتمال آن که سیستم هیدرولیک هواپیما به‌طور کلی از کار بیفتد خیلی کم است و عدد ۲ 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 به‌طور 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 این گونه موارد شناسایی خرابی به راحتی امکانپذیر نیست و با توجه به عمل کرد سیستم‌ها و بوسیله تجربه خلبان قابل شناسایی می‌باشند. با توجه به مطالب گفته شده، خرابی در سیستم هیدرولیک به راحتی قابل تشخیص است و عدد ۲ را به خود اختصاص می‌دهد.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر فشار هیدرولیک

جهت پیش‌گیری از خرابی در سیستم هیدرولیک هواپیمای P3F جهت هر یک از پمپ‌های هیدرولیک از منبع تغذیه‌های برق مختلفی استفاده شده است و تلاش شده است خرابی هر یک از پمپ‌ها تأثیری در عمل کرد 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.

- روشن شدن چراغ HYD PRESS جهت 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 1800psi رسیده است.
- نشی 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 قطع بودن برق نشان‌گر و یا قطع شدن 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 P3F 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 P3F برای سیستم هیدرولیک نیز از افزودنی 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.

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 بدون فلپ انجام دهیم. نکته مهم در انجام پرواز و نشستن به صورت بدون فلپ 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 عمل کرد موتور فلپ احتمال بروز این مشکل وجود دارد و نیز زمانی که سیستم فلپ ASYM فعال شود [۲۱].

شدت اثر خرابی نشان‌گر سیستم فلپ

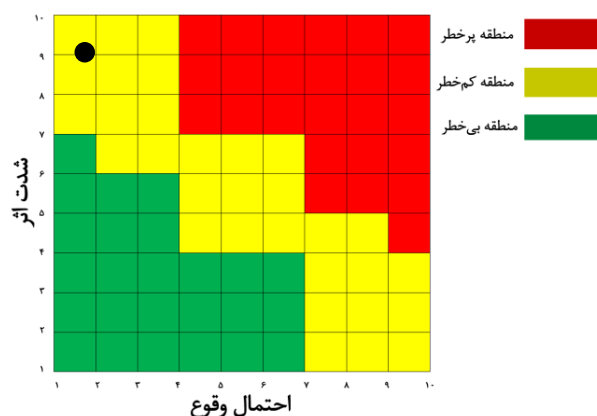
شدت اثر خرابی نشان‌گر و سیستم فلپ با توجه به حالت‌ها مختلف پروازی متفاوت است. در مود پروازی بلندشدن و نشستن هواپیما با توجه به اینکه سرعت هواپیما بسیار پایین است و همچنین وجود چرخ‌ها که درگ مضاعفی بر روی هواپیما ایجاد می‌کند، این شدت اثر خرابی افزایش پیدا می‌کند و در صورتی که خرابی بصورت ناگهانی اتفاق بیفتد 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 ۸ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

محاسبه عدد RPN برای نشان‌گر فشار هیدرولیک

در این بخش عدد RPN برای نشان‌گر فشار هیدرولیک بدست می‌آید:
 $RPN(ALT) = 9 \times 2 \times 2 = 36$ (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 ۸: 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 فلپ ASYM 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:

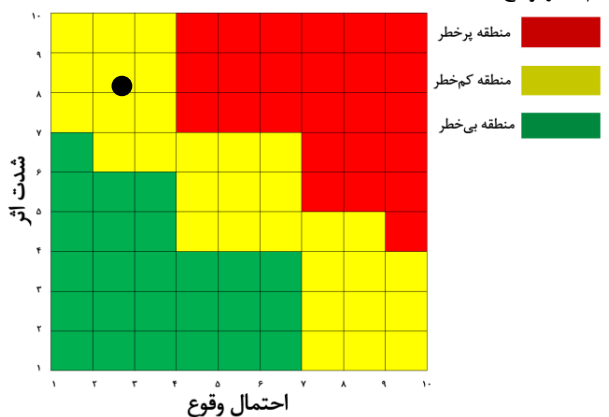
- این چراغ زمانی روشن می‌شود که فلپ‌های چپ و راست هواپیما در زاویه مختلفی نسبت به یکدیگر قرار گیرند. این زاویه به میزان دو درجه است و زمانی که اختلاف زاویه بین دو فلپ بیشتر از دو درجه شود، جهت جلوگیری از چرخش ناخواسته و غیر قابل کنترل هواپیما، سیستم فلپ و کنترل هیدرولیکی آن توسط shut off valve از خط 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

محاسبه عدد RPN برای نشان گر فلپ

در این بخش عدد RPN برای نشان گر فلپ بدست می آید:

$$RPN(ALT) = 8 \times 3 \times 3 = 72 \quad (7)$$

در شکل (۹) نمودار ریسک برای نشان گر فلپ نشان داده شده است. همانطور که در شکل (۹) مشاهده می شود نشان گر فلپ در ناحیه کم خطر واقع شده است.



شکل ۹: نمودار ریسک برای نشان گر فلپ

اجرای روش FMEA برای نشان گر ارابه فرود

حالات خرابی نشان گر سیستم ارابه فرود

حالات خرابی سیستم چرخها شامل موارد زیر است:

- روشن شدن چراغ هشدار بر روی دسته کنترل چرخها.
- چشمک زدن چراغ Wheels به همراه بوق هشدار.
- نشان گر 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 نشان گر 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 P3F حدود ۱۲ ثانیه زمان می برد، و در طول این ۱۲ ثانیه چراغ قرمز دسته کنترل چرخ روشن باقی می ماند. اگر پس از این مدت، چراغ خاموش نشد یعنی چرخها در حالت باز و قفل و یا بسته و قفل قرار نگرفته اند و مشکلی در سیستم باز و بسته شدن چرخها و یا دریچه چرخها وجود دارد.

چراغ Wheels به همراه بوق متناوب هشدار آن زمانی روشن می شود که یکی از دسته های کنترل موتور زیر ۴۱ درصد قرار گیرد و چرخها در حالت Down&lock نباشند.

نشان گر موقعیت چرخها زمانی حاشور را نشان می دهد که برق DC آن قطع شده باشد و یا اینکه چرخها در حال حرکت به سمت باز شدن و یا بسته شدن باشند و عمل کرد آن شبیه عمل کرد چراغ هشدار بر روی دسته کنترل چرخ است، پس همزمان با یکدیگر عمل می کنند

تکرارپذیری خرابی نشان گر سیستم فلپ

بروز خرابی در سیستم فلپ هواپیما به ندرت اتفاق می افتد، زیرا به گونه ای طراحی و ساخته شده است که قابلیت اطمینان بالایی داشته باشد. ولی با این وجود به علت فرسودگی قطعات اصلی همچون سیستم هیدرولیک و همچنین برق هواپیما هرزگاهی استفاده از سیستم فلپ غیرممکن می گردد و باید از برنامه طراحی شده بدون فلپ استفاده گردد. از این رو در لیست آموزش خلبانان تمرین نشستن به صورت NO فلپ گنجانده شده است و در طول دوره آموزشی چندین بار نشستن به صورت بدون فلپ را تمرین می کنند [۲۱]. تکرارپذیری خرابی در سیستم فلپ کم رخ می دهد و می توان عدد ۳ را برای آن در نظر گرفت.

روش تشخیص خرابی نشان گر سیستم فلپ

از آنجا که فلپها جزئی از سطوح اصلی پرواز هواپیما محسوب می شوند، تشخیص خرابی در آنها خیلی سریع شناسایی می شود، زیرا هدایت و کنترل پذیری هواپیما را تحت اثر خود قرار می دهد. فقط در مواردی که فلپها در موقعیت صحیح خود قرار نگیرند، تشخیص خرابی به راحتی انجام نمی گردد. از این رو همواره در زمان استفاده از فلپها، وضعیت قرار گرفتن آنها توسط متخصص پرواز کنترل و به خلبان گزارش داده می شود.

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 می باشد. احتمال تشخیص خرابی در سیستم فلپ بسیار بالاست و برای آن عدد ۳ در نظر گرفته می شود.

راه های پیش گیری از خرابی نشان گر سیستم فلپ

جهت پیش گیری از بروز خرابی در سیستم فلپ هواپیما باید در ابتدا و قبل از پرواز عمل کرد 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&Approach صورت می پذیرد. همچنین محفظه قرارگیری فلپها در داخل بال جهت اشیاء اضافه و یا شل بودن قطعات بررسی می گردد.

علاوه بر اینها بررسی عمل کرد صحیح سیستم های هیدرولیک و نیز سیستم برق هواپیما که تاثیر مستقیم در عمل کرد درست فلپها دارند می تواند در پیش گیری از بروز خرابی مهم باشد. و از آنجا که فلپ هواپیما جزء سطوح اصلی پروازی می باشد چک های دوره ای و بررسی خوردگی در آن اهمیت بسیار بالایی دارد. کالیبره کردن دسته کنترل فلپ نیز در چک های دوره ای باید مد نظر قرار گیرد.

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 ارباه فرود بسیار خطرناک ولی با هشدار اولیه است و عدد ۹ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گر سیستم ارباه فرود

تکرارپذیری خرابی در سیستم ارباه فرود با توجه به طول عمر بالای هواپیمای P3F 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 ارباه فرود احتمال بروز خرابی در آن، متوسط به بالاست و عدد ۶ برای آن در نظر گرفته می‌شود.

روش تشخیص خرابی نشان‌گر سیستم ارباه 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 ارباه 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 ارباه فرود را به راحتی تشخیص داد و برای آن عدد ۲ در نظر گرفته می‌شود.

راه‌های پیش‌گیری از خرابی نشان‌گر سیستم ارباه فرود

با توجه به وابستگی سیستم ارباه 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 بروزسانی 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 P3F درون محفظه‌ای^۱ در وسط هواپیما واقع شده‌اند، تا به راحتی، حتی در حین پرواز به آن‌ها دسترسی داشته باشند. قبل از پرواز باید عمل کرد صحیح پمپ‌ها، همچنین ظرفیت مخازن و نشتی آن‌ها

و قفل نبودن چرخ‌ها در موقعیت انتخاب شده را به خلبانان هشدار می‌دهند. همچنین بروز خرابی در میکروسوییچ 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 ارباه فرود دچار خرابی و قطعی شده باشد. برای هر دو مورد خرابی‌های گفته شده با توجه به اهمیت بالای ارباه 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 P3F به سمت جلو جمع می‌شوند و در صورت بالا بودن سرعت هواپیما، فشار دینامیک باد مانع از جمع شدن چرخ‌ها می‌شود.

شدت اثر خرابی نشان‌گر سیستم ارباه فرود

سیستم ارباه فرود معمولاً در مود پروازی بلندشدن و نشست هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرد، بجز در پروازهای آموزشی که ممکن است در مناطق پروازی نیز اقدام به باز و بسته کردن ارباه 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 کنسل کردن ماموریت و بازگشت به فرودگاه می‌کند.

از طرف دیگر بازنشدن چرخ‌های هواپیما در هنگام نشست 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 نشست با چرخ را داشته باشد. با این وجود بدنه هواپیماها تحمل ضربه ناشی از برخورد با زمین تا حدود زیادی را دارند.

اولین دلیل بالا نیامدن نشان گر قدرت موتور در هنگام استارت مشکل برقی می تواند باشد، با توجه که برق نشان گر قدرت موتور از برق اضطراری AC تغذیه می شود در صورت بروز مشکل الکتریکی، این نشان گر از کار می افتد. همچنین خرابی خود نشان گر نیز یکی دیگر از دلایل بالا نیامدن عقربه نشان گر در زمان استارت هواپیماست. خرابی Torquemeter و یا خرابی در مسیر ارسال سیگنال آن می تواند باعث ایجاد خرابی در سیستم باشند.

در مورد لرزش عقربه نشان گر باید سایر نشان گرها نیز مورد بررسی قرار گیرند، و اگر آن ها عمل کرد نرمالی داشتند و هواپیما در پرواز خط مستقیم دچار مشکل نبود (ایجاد Yaw نمی کرد) می توان به پرواز و ماموریت ادامه داد. ولی در صورتی که در سایر نشان گرهای 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 هنگامی که در نشان گر قدرت موتور افت شدید و غیر قابل کنترل مشاهده می شود در ابتدا باید دسته موتور مربوطه را رو به جلو ببریم، اگر افت قدرت موتور قابل کنترل نباشد یعنی مشکل عمده ای در تأمین سوخت و یا عمل کرد نرمال موتور وجود دارد و یا این که سیستم احتراق موتور دچار اشکال شده است و باید موتور مربوطه توسط E-Handle خاموش شود.

اگر نشان گر دمای موتور در هنگام استارت بالا نیاید به دو دلیل مختلف می تواند باشد. یکی از دلایل قطع بودن برق نشان گر است (برق اضطراری DC) و یکی دیگر از دلایل می تواند خاموش بودن سوئیچ جرقه زن 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 جرقه زن چک شود و در صورت روشن بودن سوئیچ، باید استارت موتور را متوقف کرد. در مورد این نشان گر نیز خرابی خود نشان گر می تواند یکی از دلایل بالا نیامدن دمای موتور در هنگام استارت باشد. همچنین اگر ارتباط کلی ترموکوبل ها با سیستم قطع شده باشد، نشان گر نمی تواند دمایی از موتور حس کرده و عدد صحیح دمای موتور را به ما نشان دهد.

چراغ قرمز درون نشان گر دمای موتور زمانی روشن می شود 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 نمی تواند این دما را تحمل کند و در صورت عدم کنترل، باید موتور مربوطه توسط E-Handle خاموش گردد.

لرزش در عقربه نشان گر دمای موتور اگر با لرزش در سایر نشان گرها همراه نباشد مشکل خاصی در انجام ماموریت پروازی وجود نمی آورد و می تواند به علت خطای اطلاعات ورودی از ۱۸ ترموکوبل اطراف توربین موتور باشد.

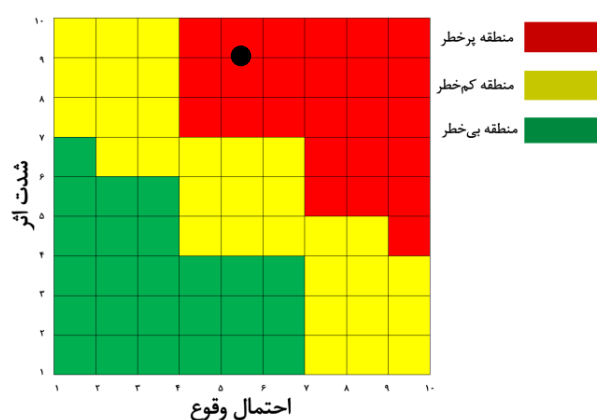
باید بررسی شود. باز و بسته کردن فلپ ها، از جمله اقداماتی است که عمل کرد کامل سیستم هیدرولیک را چک می کند.

بدست آوردن عدد RPN برای نشان گر سیستم ارباه فرود

در این بخش عدد RPN برای نشان گر و سیستم ارباه فرود بدست می آید:

$$RPN(ALT) = 9 \times 6 \times 2 = 108 \quad (8)$$

در شکل ۱۰، نمودار ریسک برای سیستم ارباه فرود نشان داده شده است. همانطور که در شکل ۱۰ مشاهده می شود سیستم ارباه فرود در ناحیه پرخطر واقع شده است.



شکل ۱۰: نمودار ریسک برای سیستم

اجرای روش FMEA برای نشان گرهای موتور

حالت ها خرابی نشان گرهای موتور

حالت ها خرابی نشان گرهای موتور شامل موارد زیر است:

- بالا نیامدن نشان گر قدرت موتور.
- لرزش عقربه در نشان گر قدرت موتور.
- افت شدید و غیر قابل کنترل در نشان گر قدرت موتور.
- بالا نیامدن نشان گر دمای موتور در زمان استارت.
- روشن شدن چراغ قرمز نشان گر دمای موتور.
- لرزش عقربه نشان گر دمای موتور.
- بالا نیامدن دور ملخ در زمان استارت.
- لرزش عقربه دور ملخ.
- نشان گر دور ملخ Off Speed باشد.
- نشان گر دور ملخ Over Speed باشد.
- بالا نیامدن عقربه میزان سوخت مصرفی در هنگام استارت.
- لرزش عقربه میزان سوخت مصرفی.

دلایل خرابی نشان گرهای موتور

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 سریعاً ماموریت پروازی کنسل می‌شود و باید به سمت فرودگاه بازگشت. میزان حساسیت خرابی نشان‌گر دور ملخ در فازهای مختلف پروازی مثل بلندشدن و نشست 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 موتور شدت اثر خرابی در نشان‌گرهای موتور متوسط به بالاست و می‌توان جهت آن عدد ۶ را در نظر گرفت.

تکرارپذیری خرابی نشان‌گرهای موتور

تکرارپذیری خرابی در نشان‌گرهای موتور هواپیمای P3F 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 ۸ را به خود اختصاص می‌دهد.

اولین دلیل بالا نیامدن دور ملخ در زمان استارت از مشکل در عمل‌کرد استارت هواپیماست. و یا این‌که در پیچه استارت به طور کامل باز نشده است، که این اختلال توسط چراغ هشداردهنده در پنل مرکزی به گروه پروازی هشدار داده می‌شود. همچنین اگر این در پیچه در طول پرواز و هنگامی که موتور روشن است باز شود توسط چراغ هشدار به گروه پرواز اطلاع داده می‌شود و باید موتور مربوطه توسط E-Handle خاموش شود. دور ملخ در هواپیمای P3F 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 به علت 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 آن را 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 خاموش کردن 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 نشست 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

روش تشخیص خرابی نشان گرهای موتور

نشان گرهای موتور به صورت مداوم در طول پرواز توسط مهندس پرواز رصد می شوند و در صورتی که کوچک ترین اختلالی در عمل کردن آنها مشاهده شود سریعاً به خلبان فرمانده گزارش داده می شود و همان طوری که بیان شد با توجه به اهمیت نشان گر و یا ترکیب خرابی چند نشان گر فرمانده هواپیما تصمیم می گیرد که ماموریت هواپیما ادامه یابد و یا کنسل شود. با توجه به اینکه احتمال تشخیص خرابی در نشان گرهای موتور در حد معمولی است می توان عدد ۵ را برای آن در نظر گرفت.

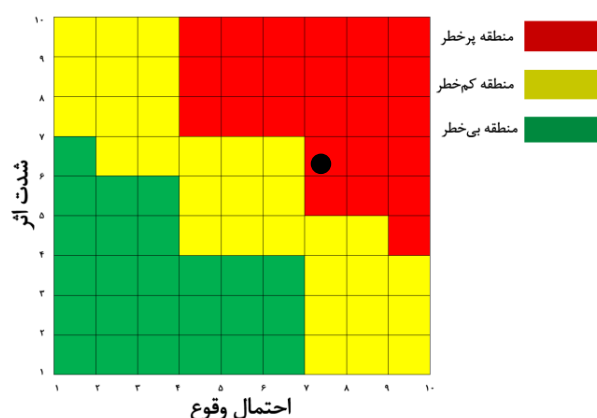
راه های پیش گیری از خرابی نشان گرهای موتور

جهت پیش گیری خرابی در نشان گرهای موتور یکی از راهکارها، کالیبره کردن مداوم و در صورت خرابی، تعویض آنهاست. همچنین با توجه به بروزسانی های متعدد در مورد این نشان گرها و جایگزینی نشان گرهای عقربه ای و فرسوده با نشان گرهای دیجیتال و دقیق تر، بهترین راهکار بروزسانی و جایگزینی آنها با نشان گرهای دیجیتال است. علاوه بر این امروزه سیستم های نمایش گر ترکیبی بر روی هواپیماهای ساخته شده نصب می گردد که محدوده های ایمن برای هر نمایش گر در داخل آن تعریف شده است و در صورت بروز خطا بصورت صوتی و یا بصری به گروه پروازی هشدار لازم را می دهد (FMS).

بدست آوردن عدد RPN برای نشان گرهای موتور

در این بخش عدد RPN برای نشان گرهای موتور بدست می آید:
 $RPN(ALT) = 6 \times 8 \times 5 = 240$ (۹)

در شکل (۱۱) نمودار ریسک برای نشان گرهای موتور نشان داده شده است. همانطور که در شکل (۱۱) مشاهده می شود نشان گرهای موتور در ناحیه پرخطر واقع شده است.



شکل ۱۱: نمودار ریسک برای نشان گرهای موتور

نتیجه گیری نهایی

در این پایان نامه ریسک گروه پروازی هواپیمای P3F با استفاده از روش FMEA مورد ارزیابی قرار گرفت. با توجه به اعداد RPN بدست آمده جهت هر یک از سیستم های هواپیمای P3F جدول طبقه بندی اولویت ریسک و نمودار ریسک آنها به صورت جدول ۲ ترسیم می شود.

جدول ۲: جدول طبقه بندی اولویت ریسک بر اساس عدد RPN

اولویت ریسک	نام سیستم	عدد RPN
۱	سیستم موتور هواپیما	۲۴۰
۲	سیستم ارتفاع سنج هواپیما	۲۰۰
۳	سیستم سرعت سنج هواپیما	۱۹۲
۴	سیستم INS هواپیما	۱۲۸
۵	سیستم چرخ هواپیما	۱۰۸
۶	سیستم فلپ هواپیما	۷۲
۷	سیستم هیدرولیک هواپیما	۳۶
۸	سیستم VVI	۲۸

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

- (۱) نشان گرهای موتور هواپیما
- (۲) نشان گر ارتفاع هواپیما
- (۳) نشان گر سرعت هواپیما
- (۴) سیستم INS هواپیما
- (۵) سیستم ارايه فرود هواپیما
- (۶) سیستم فلپ هواپیما
- (۷) سیستم هیدرولیک هواپیما
- (۸) نشان گر VVI هواپیما

همچنین با استفاده از ترسیم نمودار ریسک خرابی برای هر یک از سیستم ها، محدوده خطر آنها مشخص گردید. در مجموع نشان گرهای موتور، نشان گر ارتفاع، نشان گر سرعت و سیستم INS در محدوده پرخطر واقع شدند و سیستم ارايه فرود هواپیما در مرز دو ناحیه پرخطر و کم خطر قرار گرفت. همچنین سیستم فلپ و سیستم هیدرولیک در محدوده کم خطر نمودار قرار گرفتند و نشان گر VVI در محدوده بی خطر نمودار واقع شد.

مراجع

- [۱] م. مدرس، م. کامینسکی، و. کرینتسوف، "مهندسی قابلیت اطمینان و تحلیل ریسک"، دانشگاه صنعتی سهند.
- [۲] www.skyhunter.ir
- [۳] م. حسینیان، "قابلیت اطمینان در طراحی و ساخت ریزپرنده های MAV و VAV"، دانشگاه صنعتی اصفهان،

[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 بین‌المللی پژوهش در مهندسی، علوم و تکنولوژی، ۱۳۹۵.

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

[16] E. Bradley, Reliability Engineering: A Life Cycle Approach – 1st Edition.

[17] H. Pentti, and H. Atte, "Failure mode and effects analysis of software-based automation systems". STUK-YTO-TR 190, 2002.

[18] L.S. Lipol, and J. Haq, "Risk analysis method: FMEA/FMECA in the organizations", International Journal of Basic & Applied Sciences, Vol. 11, No. 5, pp. 74-82, 2011 .

[19] <https://jangaavarani.ir>

[20] <https://maket.bode4.com/Aircraft-P-3-Orion/index>

[21] Flight Manual of P3F Aircraft/ TP 01-P3F-1s-1 / 16 February 1974/ Introduction.

[22] The Gyro Horizon Enables Instrument Flying A history of how aircraft instrumentation was developed with an emphasis on the gyro horizon, 2007

[23] Instrument Flying Handbook, FAA-H-8083-15, US Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standards Service, 2001.

دانشکده مهندسی مکانیک، مجموعه مقالات دومین کنفرانس مهندسی قابلیت اطمینان، ۲-۴ 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، ۲-۴ آبان، ۱۳۹۰.

[۵] ع. خشنود قویم، و م. نصرت‌الهی، "ارائه طرح اجرایی در سامانه‌های هوافضایی"، مجموعه مقالات دومین کنفرانس مهندسی قابلیت اطمینان، پژوهشگاه هوافضا، ۲-۴ آبان 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، ۲-۴ آبان ۱۳۹۰. [7] B.J. Leira. "Structural limit states and reliability measures", 2013 .

[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 سیک براساس مهندسی قابلیت اطمینان"، فصلنامه علمی پژوهشی مکانیک سیالات و آیرودینامیک، جلد ۳، شماره ۳، پاییز ۱۳۹۳.

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