هفتمین کنفرانس بین‌المللی
مهندسی قابلیت اطمینان و ایمنی

مطالعه سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 مبتنی بر روش تحلیل حالت‌های وقوع خرابی در نت، تاثیرات و وخامت آن (MFMECA)

حشمت اله محمدخانلو[۱]، محمدباقر حمیدی[۲*] و محمد مسکینی[۳]

۱- دانشیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، www.Khanloh47@yahoo.com
۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، www.mbhmn2000@gmail.com
۳- استادیار، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران،

چکیده

ارزیابی ریسک به عنوان روشی پرکاربرد در جهت مدیریت ابزارهای موثر در ایمنی به منظور کاهش ریسک ناشی از حوادث مختلف شناسایی شده است. به کارگیری معیارهایی که می‌توان از آن‌ها جهت رساندن ریسک تا سطحی قابل قبول استفاده کرد همواره مورد توجه بوده است. روش تحلیل حالت‌های خرابی و تاثیرات و وخامت آن (MFMECA) یک روش مهم برای تجزیه‌وتحلیل قابلیت اطمینان سیستم و همچنین اساس تجزیه‌وتحلیل قابلیت نگهداری و تجزیه‌وتحلیل ایمنی است. در این پژوهش ضمن بررسی متون علمی، با بهره‌گیری از روش تجزیه‌وتحلیل حالت‌های خرابی و تاثیرات و وخامت آن به بررسی ریسک‌های سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 پرداخته شده است. با استفاده از پرسش‌نامه تنظیم شده نظرات کارشناسان مرتبط با نگهداری هواپیما که دارای تجربه بالایی در خصوص این سیستم بودند، اخذ و پس از تحلیل نتایج با استفاده از روش محاسبه عدد اولویت ریسک اجزای پرریسک شناسایی و چهار قطعه به عنوان بحرانی‌ترین قطعات این سیستم معرفی گردیدند. باتوجه به نواقص و کاستی‌هایی که به عدد اولویت ریسک معمول وارد است از روش‌های جانبی تجمیع نظرات و تئوری شواهد شفر نیز برای محاسبه عدد اولویت ریسک کمک گرفته شده است. با استفاده از این دو روش و ترکیب احتمالات در بیان نظر، تعیین قطعات بحرانی بسیار به واقعیت نزدیک گردیده است.

واژه‌های کلیدی: ریسک، واماندگی، سیستم هیدرولیک، هواپیمای F-14، ایمنی، MFMECA،

مقدمه

صنعت هوایی یکی از صنایع پیچیده و پرمخاطره است، شناسایی مخاطرات و ریسک‌های موجود در آن از اولویت خاصی برخوردار است و می‌بایست قبل از هرگونه رویداد، فرایند تجزیه‌وتحلیل واماندگی موردبررسی قرار گیرد و انجام اقدام پیش‌گیرانه احتمال وقوع یک رویداد را کاهش می‌دهد. تعمیر و نگهداری پیش‌گیرانه، قسمت اصلی پشتیبانی از سیستم‌ها برای افزایش طول عمر قطعات و کاهش توقف‌های دستگاه است و همانند هر سیستم کنش‌گرایانه باید تجزیه‌وتحلیل خرابی‌ها را انجام داد تا شکست‌های جزئی بعدی را از بین برد.

در توسعه شناسایی خطر، فرآیند مدیریت ریسک[1] یک ابزار توانمند است که از توانایی اولیه و عمر بکارگیری محصول و بهبود آن اطمینان حاصل می‌گردد. یکی از روش‌های مدیریت ریسک، روش تجزیه‌وتحلیل حالات واماندگی و اثرات آن می‌باشد. این یک روش منظم برای شناسایی و جلوگیری از مشکلات محصول در فرایند طراحی اولیه، ساخت و بکارگیری و پیشگیری از واماندگی قبل از وقوع، در راستای

[1] Risk Management processes

افزایش ایمنی و رضایت مشتری متمرکز شده است. این روش یک رویکرد استاندارد برای بهبود کیفیت، و زبان مشترک در داخل و بین شرکت‌ها را برقرار می‌کند. در این روش با حاصل‌ضرب سه فاکتور احتمال شدت واماندگی (S) احتمال وقوع واماندگی (O) و احتمال کشف (D) عدد اولویت ریسک RPN بدست می‌آید[۱].

سیستم هیدرولیک یکی از اصلی‌ترین سیستم‌های هواپیما بوده و عملکرد مطلوب و صحیح آن همواره ضروری و از اهمیت بالایی برخوردار است. توزیع نیروی هیدرولیکی به سایر سیستم‌های هواپیما از طریق لوله‌ها و لاین‌ها می‌باشد، در مسیر این لوله‌ها یکسری قطعات قرار گرفته است که هر کدام به نوبه خود حائز اهمیت می‌باشند. این اهمیت به این دلیل است که سایر سیستم‌های اصلی هواپیما نظیر ارابه فرود و سیستم کنترل فرامین اصلی و فرعی، نیروی خود را از سیستم هیدرولیک می‌گیرند و در واقع عملکرد صحیح این سیستم‌ها به عملکرد سیستم هیدرولیک وابسته است.

استرم و همکارش (۲۰۱۱) در فصلی از کتاب گسترش ارزیابی ریسک در کارهای تعمیراتی و بازرسی‌های ادواری در صنعت هوایی به روش‌های ارزیابی ریسک پرداخته‌اند. آنها در میان انواع روش‌های ارزیابی ریسک، دو روش FMEA و تحلیل درخت خطا و رویداد، که در صنعت هوایی کاربرد بیشتری دارند، را معرفی کرده‌اند. در این فصل از کتاب، مثال‌های کاربردی هم آورده شده است. در نتیجه FMEA را به عنوان ابزاری قدرتمند با دامنه وسیع با کاربرد فراوان جهت تحلیل عملکرد نت هواپیما دانسته‌اند[۲].

ژیانگ و همکاران (۲۰۱۱) در مقاله‌ای به عنوان روش اصلاح شده FMEA در ارزیابی ریسک تیغه‌های روتور توربین هواپیما به معرفی روش تئوری شواهد شفر پرداخته‌اند. همواره این روش با روش FMEA به دلیل موثر بودن آن در مواجعه با موارد غیر مشخص و غیر مطمئن، ترکیب شده است. از این نظریه برای تعیین کمیت عدم قطعیت و عدم اطمینان در تجزیه‌وتحلیل قابلیت اطمینان و واماندگی‌ها استفاده می‌شود.

در نتیجه‌ی این مطالعه یک روش جدید برای ارزیابی صحیح سطح ریسک ارائه کرد. و آن در زمانی است که از اساس و پایه فرضیه را با ترکیب قانون دمپستر، نمی‌توان ترکیب کرد. و نکته اصلی در این مقاله این است که می‌توان از ضریب قابلیت اطمینان براساس فاصله شواهد استفاده کرد. نتایج بدست آمده در این مطالعه و مثال‌های عددی در تحلیل ریسک حقیقی قطعات توربین ثابت شده است که روش پیشنهادی مفید بوده و به صحت اثبات این پیشنهاد نزدیک‌تر می‌شود.

اما هنوز می‌تواند در برخی از جنبه‌ها بهبود یابد. مثل وزن دهی خود کارشناس که در این مطالعه لحاظ نگردید[۳].

خضرپور و همکارش (۲۰۱۴) اثر نت متمرکز بر قابلیت اطمینان بر رفتار مجموعه هاب بالگرد بل ۲۰۵ و ۲۱۲ در ناوگان بالگرد ایران در شرکت پنها را برای بازه زمانی ۲۵ سال (۱۹۸۷ الی ۲۰۱۲) به مطالعه پرداخته‌اند. آنها به منظور اعتبار سنجی محاسبات ریاضی قابلیت اطمینان سیستم ذکر شده از توزیع ویبول[1]استفاده کرده‌اند. و با نرم افزار فورترن[2]کد نویسی آن را انجام و سپس نتیجه بدست آمده را با نرم افزار مینی تب[3]به مقایسه پرداخته‌اند. در این بررسی قطعات را بر اساس طول عمر خدمتی[4]به سه دسته تقسیم بندی کرده‌اند: ۱) قطعاتی که الزاما طول عمر خدمتی آنها تمام و بکارگیری نمی‌شوند[5]۲) قطعاتی که در یک بازه زمانی مشخص تعمیر اساسی بر روی آنها انجام می‌شود[6]و ۳) قطعاتی که تعمیرات آنها تحت شرایط ایجاد شده[7]صورت می‌پذیرد.

آنها خرابی قطعات و تاثیر بر روی عملکرد بالگرد را به سه دسته تقسیم کرده‌اند: اول خرابی که موجب سانحه می‌گردد. دوم خرابی که باعث توقف عملیات پروازی می‌گردد و سوم خرابی که در حین پرواز روی داده و ادامه روند پروازی متوقف نمی‌شود. از نتایج بدست آمده از این مطالعه ضعف در طراحی و مواد به کار رفته در آن مجموعه بر شمرده شده است که پیشنهاد ساخت هاب با مواد کامپوزیتی را بعلت سبک‌تر بودن، طول عمر خدمتی بالاتر، نت کمتر، هزینه کمتر و با قابلیت اطمینان بالاتر داده‌اند[۴].

یانگ تسان و همکاران (۲۰۱۶) در این مطالعه به بررسی اثرات حالات خرابی و روش تجزیه‌وتحلیل بر روی سیستم ترمز هواپیما پرداخته‌اند. اثرات حالت شکست و تحلیل حساسیت (FMECA) یک تکنیک مهندسی است که اولین بار به عنوان یک روش طراحی رسمی در دهه ۱۹۶۰ توسعه یافت. FMECA یک روش سیستماتیک است که اثرات حالت‌های مختلف خرابی و اهمیت را در اولویت قرار می‌دهد. به طور معمول، فرآیند FMECA باید در دو فرآیند تجزیه‌وتحلیل جداگانه اجرا شود که از عدد اولویت ریسک RPN برای اولویت‌بندی هر حالت شکست بالقوه در مرحله طراحی اول استفاده می‌کند و پس از آن (CA) برای شناسایی خطر خرابی و از بین بردن خطرات محصول می‌باشد. اگر طراحان بتوانند موارد با ریسک بالقوه بالاتری را شناسایی کرده و در اسرع وقت در مرحله طراحی محصول اقدامات اصلاحی را انجام دهند، زمان توسعه و هزینه چرخه عمر محصول کاهش می‌یابد[۵].

یزدی محمد و همکاران (۲۰۱۷) به مطالعه حالت شکست فازی توسعه یافته و تجزیه‌وتحلیل اثرات آن بر روی سیستم ارابه فرود هواپیما

[1] Weibull Distribution

[2] Fortran Software

[3] Minitab Software

[4] Retirement time

[5] Mandatory Retirement Time (MRT)

[6] Time Between Overhaul (TBO)

[7] On Condition (OC)

پرداخته‌اند. این یک واقعیت واضح است که تعداد قابل توجهی از حوادث هر ساله به دلیل خرابی اجزای سیستم‌های هواپیما رخ می‌دهد. برای مدیریت این خطر، تجزیه‌وتحلیل حالت و اثرات خرابی یک روش شناخته شده برای تجزیه‌وتحلیل قابلیت اطمینان در زمینه‌های ذکر شده استفاده می‌شود. سه عنصر شدت، تشخیص و وقوع در روش تحلیل واماندگی معمولی در نظر گرفته می‌شود تا عدد اولویت ریسک را برای تمرکز بر روی خطرات و انجام اقدامات اصلاحی محاسبه کند. تعداد قابل توجهی از کاستی‌هایی که در سیستم‌ها می‌باشد را می‌توان با محاسبه دقیق عدد اولویت ریسک پیدا کرد.

هدف از این مطالعه، گسترش روش تجزیه‌وتحلیل حالت شکست[1](FMEA) با در نظر گرفتن تصمیم‌گیری گروهی در محیط فازی بود. در واقع، مطالعه حاضر به گونه‌ای طراحی شده است که هم از لحاظ نظری و هم عملی در سیستم ارابه فرود هواپیما به عنوان یکی از مهم‌ترین حالت شکست در صنعت هوافضا مشارکت داشته باشد. در دیدگاه مهندسی، مقایسه نتایج بین بلوک‌های قراردادی سنتی (FMEA) و فازی (FDFMEA)[2]حاکی از آن است که حالت‌های شکست ریسک همراه با FDFMEA نتیجه قابل اعتمادی هستند[۶].

یانگ و همکاران (۲۰۱۷) در مقاله‌ای به بررسی تجزیه‌وتحلیل قابلیت اطمینان برای بوستر هیدرولیک سطوح کنترل هواپیما پرداخته‌اند. باتوجه‌به توسعه سریع فن‌آوری سیستم کنترل هواپیما از مکانیکی به مکانیکی تقویت‌کننده تجهیز شده‌اند. سیستم هیدرولیک هواپیما پیچیده است و شناسایی خطاهای سیستم دشوار می‌باشد و قسمت عمده‌ای از کارهای نگهداری هواپیما را دربر می‌گیرد. قابلیت اطمینان سیستم هیدرولیک تاثیر مهمی در قابلیت اطمینان سیستم تقویت‌کننده دارد. یانگ و همکاران در مورد حالت خرابی و تجزیه‌وتحلیل اثر بر روی سیستم کنترل دم و کنترل ایلرون تحقیق کرده‌اند و بعد از تجزیه‌وتحلیل مشخص گردید ایرادات اساسی زیر تاثیر زیادی بر روی سیستم دارند.

۱. خرابی اجزاء دستگاه تقویت کننده سطوح کنترل
۲. خرابی پمپ هیدرولیک
۳. آلودگی روغن
۴. سایش در مفصل لولا
۵. سایش دریچه توزیع
۶. روغن کاری و نشت روغن (عدم روغن کافی)

اگر هر یک از ایرادات رخ بدهد، منجر به خرابی سیستم می‌شود و در نتیجه عواقب فاجعه بار مانند سقوط هواپیما منجر می‌شود. برای جلوگیری از ایرادات و افزایش قابلیت اطمینان اقدامات زیر باید انجام شود:

برای اطمینان از اینکه هواپیما می‌تواند بدون سیستم و هیچ گونه خطرات ایمنی پرواز کند، باید به طور منظم برای هواپیما بازرسی جامع انجام داد.

طراحی مکانیکی باید بهبود یابد و برای تولید مکانیسم‌های اتصال و پشتیبانی‌های تقویت کننده باید مواد با سختی بالا انتخاب شود.

برای اتصالات لولایی که همیشه فرسوده می‌شوند، برای جلوگیری از سائیدگی که منجر به ایراد می‌شود لازم است دوره‌ای روغن کاری شود.

برای تقویت‌کننده هیدرولیک، روغن مناسب باید انتخاب شود و از هوادهی سیلندر هیدرولیک اطمینان حاصل شود. جلوگیری از ارتعاشات ناشی از کاهش ضریب الاستیک حجم روغن ضروری است در همین حال باید توجه بیشتری به اثر بخشی پمپ هیدرولیک، شیر توزیع‌کننده و شیر تخلیه شود و باید پس از زمان مشخص از پرواز روغن آزمایش شود[۷].

محمود زاهید و همکاران (۲۰۲۰) به مطالعه تحلیل شکست زودرس لوله‌های هیدرولیک هواپیما که باعث خطرات بالقوه برای هواپیما می‌شود، پرداخته اند. از عوامل مرتبط با خرابی لوله‌ها می‌توان به مشخصات مواد، هندسه لوله، شرایط محیطی، شرایط بارگیری خارجی/داخلی، تنش‌های باقی مانده و نقص ساخت اشاره کرد. تاثیر متقابل این عوامل بسیار قابل تحلیل است. در سیستم هواپیما، تنش‌های فشاری و گذر جریان مایع باعث ایجاد تنش‌های چرخشی می‌شود که منجر به خرابی خستگی خطوط لوله می‌شود. در این پژوهش خستگی در سطوح شکسته از طریق میکروسکوپ الکترونی (SEM) مشاهده گردیده است و به صورت تحلیلی از طریق حل معادلات حرکتی تکانه نیروهای تولید شده توسط فشار هیدرولیکی بر روی خم لوله محاسبه شده است.

از نتایج بدست آمده از این مقاله، این ارزیابی برای شکست لوله‌های هیدرولیک هواپیما که پیش از موعد خراب شده‌اند انجام شده است. نوسانات فشار هیدرولیکی، هندسه لوله (خمیدگی و محدودیت‌ها) و غلظت تنش شیارهای محیطی تولید شده به دلیل چین‌دار شدن روکش لوله، سه عامل کمک‌کننده در شکست لوله‌ها هستند. بااین‌حال، نوسانات فشار و تغییرات هندسه لوله همیشه وضعیت را بدتر می‌کند تا باعث خرابی زودرس می‌شود. بنابراین، چین‌خوردگی روکش روی لوله دلیل اصلی خرابی لوله است و برای لوله‌های هیدرولیک هواپیما نامناسب است[۸].

وانگ جیو و همکاران (۲۰۲۱) در این مقاله به بررسی آنالیز لرزش و فن‌آوری‌های کنترل سیستم خط لوله هیدرولیک در هواپیما پرداخته‌اند. سیستم خط لوله هیدرولیک هواپیما یک سیستم فشار قوی و پرسرعت است، شامل بدنه‌های لوله، اتصالات خط لوله، قطعات پشتیبانی

[1] Failure mode &effects analysis

[2] Fuzzy developed failure mode & effects analysis (FDFMEA)

(براکت‌ها و گیره‌ها) و غیره می‌باشد. لوله‌های هیدرولیک در تمام قسمت‌های هواپیما عبور کرده‌اند و به دلیل محدودیت فضا یکدیگر را قطع می‌کنند و فضای بین لوله‌ها و دیگر قطعات مجاور بسیار کم است. ارتعاشات بدنه هواپیما و موتور در پرواز بسیار زیاد است و این باعث می‌شود سیستم خطوط لوله هیدرولیک دچار لرزش جدی شوند. لرزش بیش از حد باعث اصطکاک یا آسیب سطح و همچنین برخورد با لوله‌های مجاور و از بین رفتن اتصالات لوله می‌شود. طبق آمار ایالات متحده، ایرادهای سیستم لوله سوخت و هیدرولیک ۵۰ تا ۶۰ درصد از کل ایرادهای اجزای هواپیما را تشکیل می‌دهند که تاثیر جدی بر ایمنی پرواز دارد این مقاله مروری جامع بر متون مربوط به فن‌آوری‌های تجزیه‌وتحلیل و کنترل ارتعاشات خطوط لوله هیدرولیک در هواپیماها را ارائه می‌دهد و سپس مروری بر تکنیک کنترل عمومی لرزش به دنبال فناوری‌های کنترل غیرفعال و فعال ارائه می‌دهد.

در این مقاله ارتعاشات بر روی لوله هیدرولیک و کنترل آن با تاکید جدی بررسی شده است. از جمله گیره (بست ها) با میرایی بالا، طراحی مطلوب گیره‌ها، ضربه‌گیر لایه محدود برای سیستم لوله، جذب لرزش برای سیستم خط لوله، ساختار بهینه پمپ و فناوری فعال کنترل ارتعاش سیستم می‌باشد. در این مقاله چند پیشنهاد داده شده است. با توجه به شدت نوسان فشار مایع و ارتعاش لوله لازم است که از گسل‌های لوله مانند لرزش بیش از حد، خستگی لرزش و خرابی آب‌بندی جلوگیری شود. فناوری کنترل لرزش منفعل سیستم لوله می‌توانند سطح ارتعاش سیستم لوله را به میزان قابل توجهی کاهش دهند. تحقیقات بر ویژگی‌های دینامیکی گیره‌ها با میرایی بالا، طراحی گیره بهینه، جاذب لرزش موثر برای سیستم خط لوله و بهینه سازی طرح مواد ویسکوالاستیک با میرایی بالا خط لوله متمرکز است[۹].

تعمیر و نگهداری مبتنی بر قابلیت اطمینان

تعمیر و نگهداری مبتنی بر قابلیت اطمینان (RCM)[1] روشی برای شناسایی تدابیری است که باید برای مدیریت واماندگی‌ها اجرا شوند تا به‌صورت مؤثر و کارآمد، ایمنی آماده به‌کار بودن و بازده مالی مورد انتظار از عملکرد همه انواع تجهیزات به دست آید. این روش فرایند تصمیم‌گیری برای شناسایی الزامات تعمیر و نگهداری پیشگیرانه مؤثر و کاربرد برای تجهیزات مطابق با پیامدهای ایمنی، عملیاتی، اقتصادی، خرابی‌های قابل‌شناسایی و سازوکارهای فرسایشی مسئول آن خرابی‌ها را فراهم می‌کند. نتیجه نهایی کار از طریق این فرایند، قضاوت در مورد ضرورت انجام نگهداری و تعمیر یا سایر اقدامات مانند تغییرات عملیاتی است. از این روش جهت حصول اطمینان از اجرای کاربردی و مؤثر نگهداری و تعمیر اجرا میشود و عموماً طی مرحله طراحی و ساخت به کار گرفته شده و سپس طی بهره‌برداری و نگهداری و تعمیر اجرا می‌شود. این روش مبتنی بر ریسک است و از نوع ارزیابی ریسک، تحلیل حالت خرابی، اثر آن و میزان بحرانی بودن آن است. شناسایی ریسک بر موقعیت‌هایی متمرکز است که خرابی‌های احتمالی را می‌توان با انجام وظایف نگهداری و تعمیر، ازنظر تعداد یا پیامد، حذف نمود یا کاهش داد. این مهم با شناسایی کارکردها و عملکردهای استاندارد موردنیاز و خرابی‌های تجهیزات و قطعاتی که آن کارکردها را مختل می‌کنند، به انجام می‌رسد تحلیل ریسک شامل برآورد فراوانی هر خرابی بدون انجام نگهداری و تعمیر است. با تعیین اثرات خرابی، پیامد مشخص می‌شوند. یک ماتریس ریسک که تلفیقی از فراوانی خرابی و پیامدهای آن است، امکان دسته‌بندی سطوح ریسک را فراهم می‌کند. سپس ارزشیابی ریسک با انتخاب سیاست مناسب مدیریت خرابی برای هر حالت خرابی اجرا می‌شود. فرایند کلی نگهداری و تعمیر، مبتنی بر قابلیت اطمینان به‌طور گسترده برای ارجاع و بازنگری مستندسازی می‌شود. جمع‌آوری داده‌های مربوط به خرابی و نگهداری و تعمیر، امکان پایش نتایج و اجرای بهبودها را فراهم می‌کند[۱۰].

در حال حاضر امکان تغییر در طراحی هواپیما وجود ندارد بهترین راه برای کاهش احتمال خرابی و افزایش ضریب ایمنی، شناسایی حالت‌های خرابی در زمان نگهداری و تعمیر است. باتوجه به افزایش نرخ واماندگی سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 موضوع بررسی و ارزیابی این سیستم با روش‌های علمی که تاکنون اقدامی در این خصوص صورت نپذیرفته بود، حائز اهمیت قلمداد می‌شود. روش MFMECA به عنوان روشی برای تحلیل حالت‌های خرابی در زمان نگهداری و تعمیر است که در نتیجه آن حالت‌های مختلف واماندگی یک سیستم مورد ارزیابی قرار گرفته و علاوه بر ارائه راه‌کارهایی برای بهبود عملکرد روش‌های نگهداری و تعمیر، قطعات بحرانی سیستم نیز مشخص می‌شود. بنابراین در این پژوهش ضمن بهره‌گیری از نتایج بدست آمده برای اولین بار به منظور ارزیابی ریسک سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 با بهره‌گیری از تجربیات کارکنان متخصص این حوزه از روش MFMECA استفاده گردید که علاوه بر هماهنگی نتایج به دست آمده با متون پیشین تعداد چهار قطعه بحرانی شناسایی و اقدامات اصلاحی پیشنهاد گردید.

روش پژوهش

ابتدا به تشریح سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 و شناسایی قطعات آن پرداخته شده و در ادامه روش انجام پژوهش تفصیل گردیده است.

[1] Reliability Center Maintenance

سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14

سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 از دو سیستم اصلی مستقل از هم و وابسته به موتور تشکیل شده و با دو مجموعه الکتروهیدرولیکی، یک واحد انتقال دوطرفه و یک پمپ دستی داخل کابین خلبان تکمیل شده است. این سیستم‌ها روغن هیدرولیک را تحت فشار 3000PSI قرار می‌دهند. روغن هیدرولیک MIL-H-83282 مورد استفاده در سیستم از طریق لوله‌هایی از جنس فولاد ضدزنگ و تیتانیوم به سیستم‌های مورد نیاز انتقال داده می‌شود.

سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 شامل سیستم کامباین (اصلی)[1]، سیستم فلایت[2]، پمپ دستی خلبان[3]، مجموعه پشتیبان کنترل پرواز[4]، مجموعه پشتیبان اسپویلر[5] و پمپ انتقال دوطرفه[6] می‌باشد.

به جز سطوح کنترلی خروجی سمت چپ، سیستم فلایت فقط به اجزای سمت راست هواپیما خدمات رسانی می‌کند و به بال‌ها نفوذ نمی‌کند. توزیع سیستم کامباین در سرتاسر هواپیما گسترده‌تر است، اما خدمات آن عمدتاً در سمت چپ متمرکز است و به بخش‌های داخلی پانل‌های بال متحرک و ارابه فرود گسترش می‌یابد. اگرچه سیستم‌های فلایت و کامباین کاملاً مستقل از یکدیگر هستند، اما در اجزای خاصی از هر دو منبع فشار بدون تعویض سیال استفاده می شود. هر دو سیستم به طور موازی برای تامین نیرو (فشار هیدرولیکی) برای عملکرد سطوح کنترل پرواز اولیه (به جز اسپویلرها) و محرک‌های تقویت کننده پایداری کار می‌کنند. اگر یک سیستم از کار بیفتد، سیستم دیگر می‌تواند به تامین فشار برای کار ادامه دهد (با کاهش توان قدرت این قطعات). اگر یکی یا هر دو سیستم هیدرولیک اصلی خراب شوند، منابع پشتیبان قابلیت پرواز و فرود ایمن بازگشت را فراهم می‌کنند[۱۱].

طبقه بندی قطعات

در این پژوهش ابتدا قطعات سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 شناسایی گردید. ایرادات هواپیما به‌صورت روزانه ثبت و به صورت ماهیانه تجزیه‌وتحلیل می‌گردد. با توجه به بررسی‌های به‌عمل آمده از سوابق تجزیه‌وتحلیل ماهیانه ایرادات هواپیمای F-14 طی پنج سال اخیر، در ۹۰ درصد موارد، سیستم هیدرولیک جزء سیستم‌هایی بوده است که در ماه بیش از پنج عیب عمده داشته‌اند. با مراجعه به سوابق مذکور و دفاتر ثبت وقایع شیفت شعبه هیدرولیک هواپیمای F-14 ، و همچنین براساس تجربه کارشناسان، قطعات این سیستم که در پنج سال اخیر بیشترین عیب را داشتند، استخراج و به لحاظ اهمیت و بحرانی بودن آن‌ها طبقه بندی گردید. با تشکیل گروه FMEA تعداد هشت نفر با سوابق تخصص و تجربه کار بر روی سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 از ۱۲ تا ۵۵ سال و بر اساس مولفه‌های روش تجزیه‌وتحلیل حالت‌های خرابی و اثرات آن (FMEA) حالات بالقوه واماندگی، اثر واماندگی، دلایل واماندگی و کنترل‌های جاری برابر جدول شماره ۱ تشریح گردیده است.

جدول ۱: طبقه بندی قطعات سیستم هیدرولیک

ردیف	قطعه	حالات واماندگی	اثرات بروز واماندگی	علل بروز واماندگی	کنترل‌های جاری
۱	Engine Driven Pump	بالارفتن دما صدای بلند افت فشار نشتی داخلی	بالا رفتن دمای روغن سیستم کاهش عملکرد عملگرها ازدست رفتن فشار سیستم تولید براده در سیستم	پایین بودن کیفیت قطعات داخلی پمپ مثل پوسته و پیستون‌ها	تعویض پمپ ارتقاء کیفیت قطعات پمپ
۲	Combine Accumulator	نفوذ هوا به سیستم هیدرولیک	لرزش و نوسان سطوح فرامین	فرسودگی پایین بودن کیفیت قطعه T-Ring	تعویض قطعه ارتقاء کیفیت قطعه تولیدی
۳	Flight Accumulator	نفوذ هوا به سیستم هیدرولیک	لرزش و نوسان سطوح فرامین	فرسودگی پایین بودن کیفیت قطعه T-Ring	تعویض قطعه ارتقاء کیفیت قطعه تولیدی
۴	Combine Hydraulic Oil Cooler	عدم خنک کاری سیستم هیدرولیک	بالارفتن دمای سیستم	انسداد مجاری کولر شکستگی یا عدم کارکرد Thermal Valve	تعویض

[1] Combine Hydraulic System
[2] Flight Hydraulic System
[3] Hand Pump System
[4] Flight Control Backup Module
[5] Spoiler Backup Module
[6] Bi−Directional Transfer Pump

۵	Combine Relief and Bleed Valve	خرابی فنر داخلی	احتمال تخلیه روغن مخزن هیدرولیک	فرسودگی قطعه	چک و تعویض قطعه
۶	Combine System Filter Module	Pop out کردن نشانگر قطعه شکستگی قطعه 84 GPM نشتی خارجی	افت فشار سیستم افزایش دمای سیستم کاهش عملکرد سطوح فرامین	فرسودگی پایین بودن کیفیت قطعات ساخته شده پوسته 84 GPM و فیلترها	ارتقاء کیفیت قطعات تولیدی
۷	Combine System Pressure Module	فرمان ندادن برای بازکردن مسیر انتقال نشتی خارجی اختلال در عملکرد بال‌ها	کاهش عملکرد سیستم‌های وابسته به هیدرولیک عدم کارایی سیستم در زمان نیاز به انتقال	فرسودگی قطعات	ارتقاء کیفیت Packing های ساخت داخل
۸	Flight Hydraulic Oil Cooler	نشتی داخلی	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه	پایین بودن کیفیت Packing های قطعه	ارتقاء کیفیت Packing های ساخت داخل
۹	Flight System Filter Module	نشتی داخلی	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه	پایین بودن کیفیت Packing های قطعه	ارتقاء کیفیت Packing های ساخت داخل
۱۰	Flight System Pressure Module	نشتی داخلی	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه	پایین بودن کیفیت Packing های قطعه	ارتقاء کیفیت Packing های ساخت داخل
۱۱	Flight Hydraulic Reservoir	نشتی داخلی	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه	پایین بودن کیفیت Packing های قطعه	ارتقاء کیفیت Packing های ساخت داخل
۱۲	Flight Control Back up Module	روشن نشدن قطعه	عدم تولید فشار در زمان ازدست رفتن سیستم‌ها	پایین بودن کیفیت سیم پیچ داخلی	ارتقاء کیفیت سیم پیچ داخلی
۱۳	Wing Sweep Motor	نشتی داخلی قفل شدن بال‌ها	ثابت ماندن بال‌ها	پایین بودن کیفیت قطعه تولیدی	تعویض
۱۴	Return Filter Element	گرفتگی فیلتر	افزایش دمای سیستم کاهش عملکرد سطوح فرامین	پایین بودن کیفیت قطعه ساخته شده	ساخت قطعه با کیفیت
۱۵	Case Filter Element	گرفتگی فیلتر	افزایش دمای سیستم کاهش عملکرد سطوح فرامین	پایین بودن کیفیت قطعه ساخته شده	ساخت قطعه با کیفیت
۱۶	Pressure Filter Element	گرفتگی فیلتر	افزایش دمای سیستم کاهش عملکرد سطوح فرامین	پایین بودن کیفیت قطعه ساخته شده	ساخت قطعه با کیفیت
۱۷	Spoiler High Lift Back Up Module	بالارفتن شدید دما عمل نکردن عملگرهای۳ و ۴ اسپویلر	اختلال در عملکرد گردش و چرخش هواپیما اختلال در کیفیت فرود هواپیما	پایین بودن کیفیت قطعات ساخت داخل	تعویض قطعه
۱۸	Spoiler Actuator	تاخیر در عملکرد سطوح عمل نکردن عملگر	اختلال در عملکرد رول هواپیما تاثیر منفی در زمان نشستن	خرابی قطعات Solenoid Valve , Servo Valve	تعویض قطعه
۱۹	Brake Module	نشتی قطعه	اختلال در عملکرد سیستم ترمز هواپیما	فرسودگی و پایین بودن کیفیت Packing های قطعه ساخت داخل	تعویض قطعه
۲۰	Roll Sas Actuator, Pitch Sas Actuator, yaw Sas Actuator	عمل نکردن قطعه	پایین آمدن کیفیت سیستم‌های افزایش پایداری هواپیما	خرابی قطعات Solenoid Valve , Servo Valve	تعویض قطعه

۲۱	Refuel Prop Actuator	عمل نکردن قطعه	عدم عملکرد سیستم	فرسودگی قطعه	تعویض قطعه
۲۲	Pressure Quick Disconnect (QD)	نشتی قطعه شکسته شدن پوسته قطعه	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه	فرسودگی و پایین بودن کیفیت Packing های قطعه ساخت داخل	تعویض قطعه
۲۳	Return Quick Disconnect (QD)	نشتی قطعه شکسته شدن پوسته قطعه	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه	فرسودگی و پایین بودن کیفیت Packing های قطعه ساخت داخل	تعویض قطعه
۲۴	Case Quick Disconnect (QD)	نشتی قطعه شکسته شدن پوسته قطعه	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه	فرسودگی و پایین بودن کیفیت Packing های قطعه ساخت داخل	تعویض قطعه
۲۵	L/R Temperature Recording Gage	نشتی قطعه عدم نمایش صحیح دمای روغن هیدرولیک	از دست رفتن سیستم هیدرولیک مربوطه به اشتباه انداختن در عیب‌یابی سیستم Over Heat	فرسودگی قطعه	تعویض قطعه

تنظیم پرسش‌نامه

در این روش تحلیل سامانه با توجه به شدت عیوب (وخامت) تعداد عیوب و نحوه شناسایی و تشخیص عیوب (نهان–آشکار) مورد تجزیه‌وتحلیل قرار می‌گیرد و با توجه به میزان خرابی‌ها رتبه‌بندی می‌شود و سطح ریسک موجود به دست می‌آید که هرکدام با توجه به شدت و تعداد و نحوه تشخیص عددی از یک تا ده می‌باشد[۱۰].

در ادامه برای تعیین میزان بحرانیت قطعات پرسش‌نامه‌ای براساس موارد و مولفه‌های روش FMEA و به شرح ذیل تنظیم گردیده و در اختیار گروه کارشناسی قرار گرفت[۱۲].

شدت[1]

عبارت است از رتبه‌ای که نشان‌دهنده میزان حاد بودن اثر واماندگی بر محصول، مشتری (داخلی یا خارجی) است. شدت واماندگی را معمولا بین یک تا ده امتیاز می‌دهند، عدد یک دلالت بر جدی نبودن اثر واماندگی و عدد ده نمایانگر بدترین اثر و پیامدهای احتمالی واماندگی برای محصول و مشتری است. با توجه به نوع فعالیت و ماهیت سازمان، سازمان‌ها می‌توانند دارای روش اجرایی درون‌سازمانی خاصی برای خود باشند و پیامدهای واماندگی را علاوه بر محصول و مشتری بر روی محیط زیست، ایمنی و بهداشت حرفه‌ای نیز مدنظر قرار دهند.

احتمال کشف[2]

کشف برآوردی است از شانس اینکه کنترل (کنترل‌های) جاری تا چه اندازه می‌توانند حالت واماندگی یا (علل واماندگی) را قبل از اینکه واماندگی رخ دهد یا بدست مشتری برسد، شناسائی نماید. از آنجائی که در هرنوع FMEA اعداد بزرگ بیانگر افزایش احتمال وقوع خطر و اعداد کوچک کم‌بودن احتمال خطر هستند، اعداد کوچک برای احتمال کشف به معنای آنست که واماندگی قبل از اینکه رخ دهد یا بدست مشتری و یا به عملیات بعدی برسد مورد شناسائی و کشف قرار گیرد . بنابراین عدد یک در جدول احتمال کشف نشان‌دهنده این است که واماندگی حتما قابل شناسائی و عدد ده بیانگر غیرقابل شناسائی بودن واماندگی است.

رخداد[3] یا وقوع واماندگی (O)

تخمینی از فراوانی حالات واماندگی است (خطا چقدر رخ می‌دهد) عدد رخداد واماندگی نیز می‌تواند به علل بروز واماندگی نیز اختصاص یابد و اتخاذ این روش با بررسی نقاط قوت و ضعف آن بعهده سازمان می‌باشد. عدد رخداد معمولا بین یک تا ده می باشد . عدد یک نشانگر رخداد غیر ممکن و عدد ده یعنی اینکه رخداد یقینا رخ می‌دهد.

مقادیر کیفی احتمال میزان وقوع خرابی برابر جدول شماره ۲ مشخص گردیده است که برای استفاده نیاز است به مقادیر کمی تبدیل شوند. جدول ۳ مقادیر کمی جدول فوق را نشان می‌دهد.

جدول ۲: احتمال میزان وقوع خرابی

ردیف	شرح	درجه‌بندی	احتمال میزان واماندگی	احتمال وقوع خرابی
۱	تقریبا قطعی	۱۰	۱ در≥ ۲	خرابی حالت بحرانی دارد و وقوع خرابی حتمی است

[1] Severity

[2] Detection

[3] Occurrence

ردیف	شرح	درجه‌بندی	احتمال میزان واماندگی	احتمال وقوع خرابی
۲	خیلی زیاد	۹	۱ در ۳	تعداد خرابی خیلی زیاد است
۳	زیاد	۸	۱ در ۸	تعداد خرابی زیاد است و خرابی‌ها تکرار می‌شود
۴	متوسط مایل به بالا	۷	۱ در ۲۰	تعداد خرابی‌ها نسبتا زیاد است
۵	متوسط	۶	۱ در ۸۰	خرابی ها گاه و بیگاه اتفاق می‌افتد
۶	متوسط مایل به پایین	۵	۱ در ۴۰۰	گاهی اوقات خرابی دیده می شود
۷	نسبتا کم	۴	۱ در ۲۰۰۰	احتمال خرابی کم است
۸	کم	۳	۱ در ۱۵۰۰۰	احتمال خرابی بسیار کم است
۹	به ندرت	۲	۱ در ۱۵۰۰۰۰	احتمال خرابی بسیار نادر است
۱۰	تقریبا غیر ممکن	۱	۱ در ۵۰۰۰۰۰	خرابی وجود ندارد

جدول ۳: مقادیر کمی احتمال میزان وقوع خرابی

Occurrence No.	Possible rate (base)
10	0/5
9	0/3333
8	0/125
7	0/05
6	0/001
5	0/0025
4	0/0005
3	0/0001
2	NA 2
1	NA 1

بر اساس بررسی‌های به عمل آمده از بانک اطلاعاتی موجود همچنین بررسی میدانی صورت گرفته، میزان وقوع خرابی برای هر یک از ۲۵ قطعه مشخص شده برابر جدول ۴ آورده شده است. مقدار رخداد (O Value) بوسیله میان‌یابی و بر اساس جدول ۳ بدست آمده است:

جدول ۴: میزان وقوع واماندگی

R	Component	Quantity	Relative Quantity	O VALUE
1	Engine Driven Pump	192	0/341637	9/050012
2	Combine Accumulator	9	0/016014	6/306413
3	Flight Accumulator	14	0/024911	6/487980
4	Combine Hydraulic Oil Cooler	2	0/003559	6/052219
5	Combine Relief and Bleed Valve	2	0/003559	6/052219
6	Combine System Filter Module	6	0/010676	6/197473
7	Combine System Pressure Module	3	0/005338	6/088532
8	Flight Hydraulic Oil Cooler	2	0/003559	6/052219
9	Flight System Filter Module	18	0/032028	6/633234
10	Flight System Pressure Module	3	0/005338	6/088532
11	Flight Hydraulic Reservoir	10	0/017794	6/342726
12	Flight Control Back up Module	16	0/028470	6/560607
13	Wing Sweep Motor	15	0/026690	6/524294
14	Return Filter Element	89	0/158363	8/160168
15	Case Filter Element	25	0/044484	6/887428
16	Pressure Filter Element	47	0/083630	7/448399
17	Spoiler High Lift Back Up Module	14	0/024911	6/487980
18	Spoiler Actuator	4	0/007117	6/124846
19	Brake Module	3	0/005338	6/088532
20	Roll Sas Actuator, Pitch Sas Actuator, yaw Sas Actuator	6	0/010676	6/197473
21	Pressure switch (2100 psi)	16	0/028470	6/560607
22	Pressure Quick Disconnect (QD)	42	0/074733	7/329775
23	Return Quick Disconnect (QD)	8	0/014235	6/270099
24	Case Quick Disconnect (QD)	7	0/012456	6/233786
25	L/R Temperature Recording Gage	9	0/016014	6/306413
	جمـــع	562		

عدد اولویت ریسک RPN[1]

عدد اولویت ریسک یک شاخص برای اولویت بندی حالات واماندگی بر اساس میزان خطرپذیری بالقوه آنها است و لذا فقط در مقایسه با RPN واماندگی‌های دیگر، معنا پیدا می‌کند. عدد اولویت ریسک از حاصل‌ضرب (شدت * وقوع * تشخیص) بدست می‌آید. پس از تعریف رکوردهای FMEA عطف به شرایط سازمان باید سطح قابل قبول RPN جهت اولویت بندی تعریف اقدامات اصلاحی و نیز تخصیص منابع تعریف گردد. این نکته حائز اهمیت است که اولویت‌بندی اقدام اصلاحی فقط بر اساس RPN کار اشتباهی بوده و باید پارامترهای دیگری همچون امتیاز شدت و رخداد را در نظر گرفت[۱۲].

نظریه شواهد دمپستر – شفر[2]

[1] Risk Priority Number

[2] Dumpster–Shafer evidence theory

به علت ایراد وجود عدم قطعیت در روش FMEA، جزئیاتی غیر قطعی در مسئله بیان می‌شود که به واسطه آن نمی‌توان پارامترهای سیستم را به درستی تعیین کرد. در روش تئوری شواهد دمپستر – شفر تلاش شده تا عدم قطعیت حتی الامکان کاهش پیدا کند و از طریق آن اطلاعات کیفی و کمی در مورد یک موضوع خاص کنترل شده و خروجی‌های مدل قابل ارزیابی و کنترل شوند. نظریه شواهد به عنوان ابزاری برای تجزیه و تحلیل عدم قطعیت در تئوری احتمالات نادقیق، استفاده می‌شود. این نظریه براساس باوری است که از شواهد نتیجه می‌شود و درباره باورهای موجود از یک وضعیت یا سیستمی از وضعیت‌ها بحث می‌کند[۱۳]. نظریه دمپستر– شفر در مورد تابع باور[1] در مقایسه با نظریه احتمال اطلاعات بیشتری برای حمایت از تصمیم‌گیری به وسیله شواهد ناشناخته و نامطمئن در نظر می‌گیرد و ساز وکاری برای استخراج راه حل‌هایی برای شواهد مبهم و متفاوت، بدون داشتن اطلاعات قبلی و احتمالات پیشین ارائه می‌دهد. این نظریه روشی قدرتمند برای ترکیب شواهد تجمعی از نظرات و ایده‌های متفاوت در مورد شواهد است[۱۴]. این روش می‌تواند با اطلاعات منابع چندگانه که ممکن است غیردقیق، نامعلوم و ناقص باشند، تقابل کند. نظریه شواهد از عدم اطمینان برای توصیف عدم قطعیت فرضیه استفاده می‌کند. به علاوه، این اطمینان را می‌توان از طریق ترکیبی از منابع متعدد مدارک با استفاده از قاعده ترکیبی به دست آورد. با توجه به انعطاف‌پذیری قاعده کلی در نظریه شواهد، نیازی به فرضیات بیشتر برای اطمینان از عدم قطعیت وجود ندارد. اطلاعات سیستم در این بخش تئوری شواهد (D - S) برای مقابله با این تفاوت مورد استفاده قرار می‌گیرد. عدم اطمینان از اطلاعات ارزیابی کارشناسان متعدد در FMEA و روش جمع کردن اطلاعات چندین متخصص در مورد عوامل خطر، نتایج ارزیابی هر متخصص با توجه به هر عامل ریسک از هر حالت واماندگی به عنوان یک بدنه شواهد جدید در این نظریه در نظر گرفته می‌شود[۳]. در این روش فرد کارشناس از صفر تا صد درصد به عددی که در (RPN) معمول به قطعه مورد بررسی داده است، را ارائه و این درصد به صورت اعشاری در عدد اعمال می‌شود.

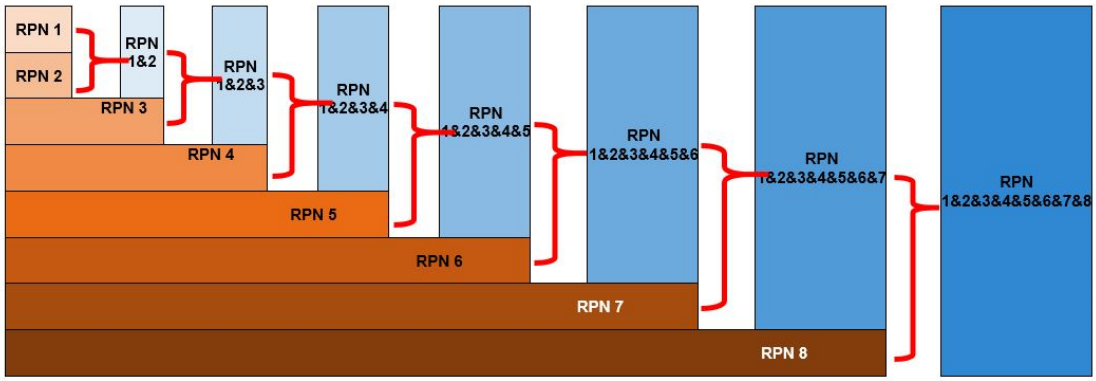
گروه کارشناسی FMEA با توجه به تجربه کاری و وقایع اتفاق افتاده، ابتدا میزان شدت وقوع خرابی و سپس میزان کشف واماندگی را برای RPN معمول و RPN تئوری شواهد شفر (D - S) بدست آوردند.

در ادامه با کمک‌گرفتن از جداول اعداد به‌دست آمده، عدد اولویت ریسک (RPN) به دو روش RPN معمول و RPN تئوری شواهد شفر محاسبه و ارزیابی گردید. در این پژوهش علاوه بر روش اصلی FMEA که طبقه‌بندی قطعات بحرانی سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 از طریق عدد اولویت ریسک RPN بدست آمده، از سه روش جانبی شناسایی ریسک جهت کاهش عدم قطعیت[2] و رفع ایرادات وارده بر روش RPN استفاده گردیده است[۱۵].

۱) روش بارش افکار[3] به منظورشناسایی حالات وقوع واماندگی احتمالی با ترغیب تفکر خلاق، میزان شدت و پیامدهای احتمالی شناسایی و بر روی برگه آورده شده است.

۲) روش مصاحبه ساختارمند[4] پرسش‌نامه‌ای تهیه و از افراد تیم خواسته می‌شود که بر اساس شناخت و تجربه با استفاده از سه جدول (احتمال وقوع، شدت و کشف) ارائه شده، نظرات خود را ثبت کنند.

۳) روش تجمیع نظرات[5] یکی از روش‌های قضاوت کارشناسی است که در این روش احتمال وقوع واماندگی توسط گروهی از متخصصان برآورد می‌شود و زمانی مورد استفاده قرار می‌گیرد که هیچ برآوردی از احتمال وقوع واماندگی وجود نداشته باشد. در این روش کارشناسان احتمال وقوع واماندگی را به صورت جداگانه و فردی برآورد می‌کنند سپس این احتمالات از طریق میانگین هندسی جمع بندی می‌شود.



شکل ۱: میانگین هندسی اعداد اولویت ریسک در روش تجمیع نظرات

[1] Belief Function
[2] Uncertainty
[3] Brainstorming
[4] Structure Interviews
[5] Aggregation

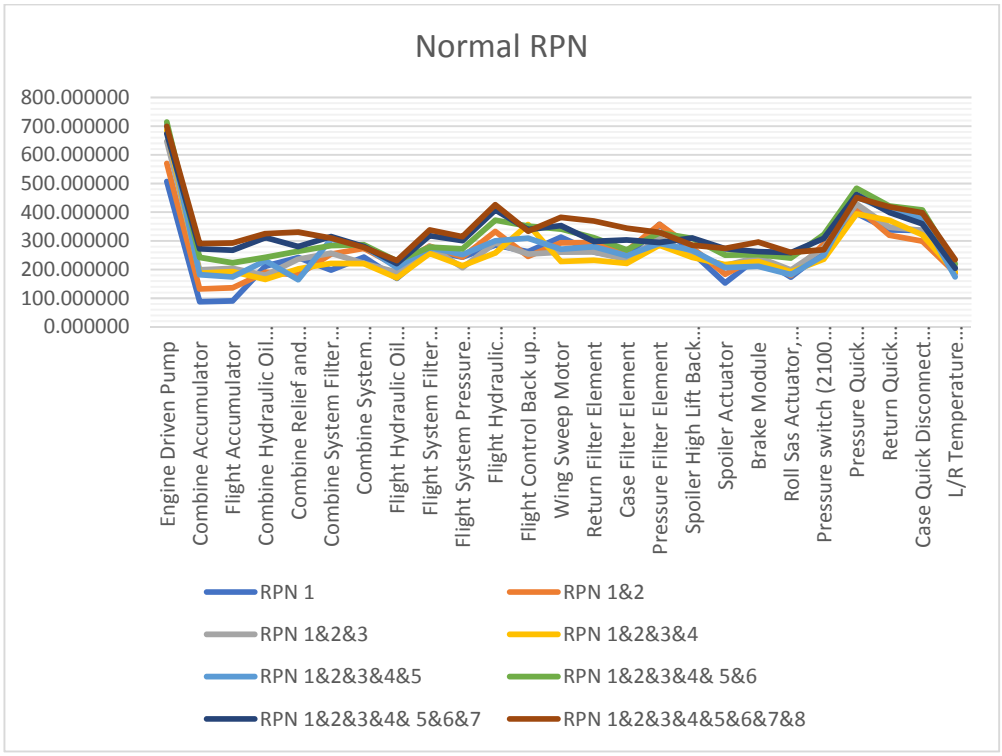
با استفاده از رابطه محاسبه عدد اولویت ریسک (RPN) از حاصل‌ضرب (شدت * وقوع * تشخیص) به دو روش RPN معمول و تئوری شواهد شفر (D - S) عدد اولویت ریسک بدست آمد. که هشت RPN بدست آمده با روش تجمیع نظرات با هم جمع و میانگین آنها محاسبه شد. برابر اطلاعات جدول ۵ و ۶ نمودارهای بدست آمده براساس عدد اولویت ریسک به صورت تجمیعی به شرح زیر است:

جدول ۵: تجمیع عدد اولویت ریسک به روش RPN معمول

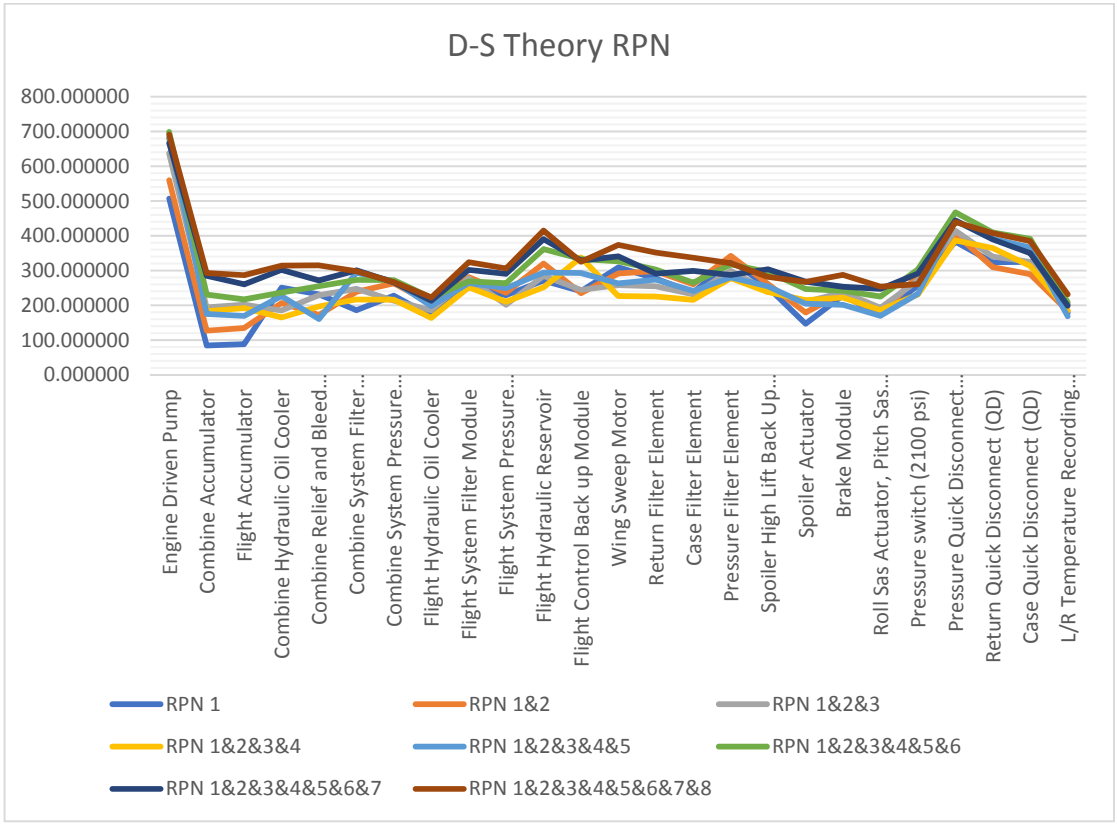
Normal RPN								
Component	1	1&2	1&2&3	1&2&3&4	1&2&3&4&5	1&2&3&4&5&6	1&2&3&4&5&6&7	1&2&3&4&5&6&7&8
Engine Driven Pump	506/800672	570/1508	647/0759	685/5384	704/7697	714/3853	673/9431	698/972
Combine Accumulator	88/289782	132/4347	198/652	187/6158	182/0977	242/4027	272/5553	290/7848
Flight Accumulator	90/831720	136/2476	204/3714	193/0174	174/3645	223/4298	267/4264	292/6687
Combine Hydraulic Oil Cooler	211/827665	190/6449	180/0535	165/6795	231/1191	242/6562	311/973	325/4486
Combine Relief and Bleed Valve	242/088760	181/5666	236/0365	202/7493	164/923	264/0281	280/2934	330/7916
Combine System Filter Module	198/319136	254/0964	257/1951	221/5597	306/0002	283/147	315/1028	309/3895
Combine System Pressure Module	243/541280	273/9839	222/2314	220/7093	280/8335	286/5415	280/2627	277/1233
Flight Hydraulic Oil Cooler	169/462132	211/8277	190/6449	170/9752	206/532	230/3626	221/0951	231/5919
Flight System Filter Module	265/329360	281/9124	280/2541	256/2087	277/3521	277/974	318/0843	338/1395
Flight System Pressure Module	243/541280	243/5413	207/0101	213/0986	252/6741	272/4618	300/6213	314/701
Flight Hydraulic Reservoir	285/422670	332/9931	293/3511	257/6732	300/0902	372/0405	408/0157	426/0032
Flight Control Back up Module	262/424280	246/0228	254/2235	356/733	309/5786	351/6075	339/8189	333/9246
Wing Sweep Motor	313/166112	293/5932	260/9718	228/3503	270/7582	340/8944	353/1274	382/079
Return Filter Element	261/125376	293/766	261/1254	232/5648	279/4858	311/1064	298/3561	369/5026
Case Filter Element	241/059980	265/166	235/8944	221/2586	248/3779	268/8249	303/1544	344/4252
Pressure Filter Element	357/523152	357/5232	309/1086	284/9013	291/4186	328/1951	294/4445	329/708
Spoiler High Lift Back Up Module	259/519200	275/7392	251/4092	242/4883	267/2237	308/7873	310/1052	284/8122
Spoiler Actuator	153/121150	183/7454	214/3696	217/432	206/7136	250/3531	272/1728	273/8955
Brake Module	243/541280	243/5413	243/5413	228/32	211/5765	251/913	262/9485	295/8646
Roll Sas Actuator, Pitch Sas Actuator, yaw Sas Actuator	173/529244	179/7267	198/3191	192/1217	182/8255	240/1521	259/5192	259/9065
Pressure switch (2100 psi)	262/424280	288/6667	275/5455	236/1819	249/3031	321/4697	308/3485	268/9849
Pressure Quick Disconnect (QD)	395/807850	417/7972	428/7918	393/9754	453/5298	483/307	461/5468	450/6666
Return Quick Disconnect (QD)	338/585346	319/775	347/9905	371/5034	405/2051	422/056	399/131	419/019
Case Quick Disconnect (QD)	336/624444	299/2217	336/6244	321/04	378/7025	407/5338	359/6115	397/9883
L/R Temperature Recording Gage	189/192390	189/1924	208/1116	192/3456	175/003	219/9362	204/5643	234/7168

جدول ۶: تجمیع عدد اولویت ریسک به روش RPN تئوری شواهد شفر (D - S)

Theory D-S RPN								
Component	1	1&2	1&2&3	1&2&3&4	1&2&3&4&5	1&2&3&4&5&6	1&2&3&4&5&6&7	1&2&3&4&5&6&7&8
Engine Driven Pump	559/3812	637/1661	680/5835	681/7487	698/3498	665/9253	690/4381	559/3812
Combine Accumulator	127/1058	194/0956	183/1304	175/1882	230/8443	285/1277	292/688	127/1058
Flight Accumulator	134/95	201/7762	191/7198	169/239	216/9743	260/3059	286/8377	134/95
Combine Hydraulic Oil Cooler	206/7135	184/7894	165/0516	226/5989	236/4923	301/9915	313/861	206/7135
Combine Relief and Bleed Valve	172/3067	228/9857	196/803	160/1341	255/0367	271/5612	314/8052	172/3067
Combine System Filter Module	238/7886	247/3721	216/6482	293/7525	272/6849	300/6995	297/8496	238/7886
Combine System Pressure Module	263/1464	213/4944	216/3408	269/3034	272/3743	265/9642	266/9298	263/1464
Flight Hydraulic Oil Cooler	205/4728	185/3492	163/7882	197/552	221/636	213/1308	222/768	205/4728
Flight System Filter Module	281/1828	277/5677	251/5488	264/2763	269/1144	301/9137	324/0843	281/1828
Flight System Pressure Module	236/235	201/226	210/2066	249/4015	263/5193	290/6703	306/0724	236/235
Flight Hydraulic Reservoir	320/054	284/3444	251/5842	294/1915	361/5433	389/9548	414/7528	320/054
Flight Control Back up Module	234/9681	244/1366	337/453	292/8204	332/8626	328/8063	325/138	234/9681
Wing Sweep Motor	291/6359	257/7096	226/7192	262/8312	326/6225	340/772	373/6178	291/6359
Return Filter Element	298/3765	254/8624	225/3532	273/8399	302/5714	291/2326	351/4973	298/3765
Case Filter Element	260/3448	231/4176	215/5765	241/0944	265/1832	298/923	336/7995	260/3448
Pressure Filter Element	342/105	298/7925	277/8811	280/1622	317/353	287/1614	320/8526	342/105
Spoiler High Lift Back Up Module	261/0439	241/7908	237/679	254/3085	295/5822	303/5026	281/5109	261/0439
Spoiler Actuator	179/1517	209/6229	215/0587	204/3019	246/6973	267/895	267/1629	179/1517
Brake Module	236/235	237/4527	222/2314	201/226	241/8669	253/359	287/4168	236/235
Roll Sas Actuator, Pitch Sas Actuator, yaw Sas Actuator	172/9095	192/7414	186/2341	169/9347	225/1542	247/3721	253/833	172/9095
Pressure switch (2100 psi)	286/0425	271/6091	230/9334	233/1968	303/0508	291/66	260/6406	286/0425
Pressure Quick Disconnect (QD)	405/3732	414/5904	386/8747	443/7858	467/1838	444/0298	439/7092	405/3732
Return Quick Disconnect (QD)	309/8056	339/8707	364/6219	391/2307	409/7706	389/2262	407/483	309/8056
Case Quick Disconnect (QD)	289/2477	324/8426	312/9672	366/3128	390/8662	349/7193	384/6889	289/2477
L/R Temperature Recording Gage	183/5166	203/3818	185/3139	168/3655	208/829	199/0107	231/94	183/5166



نمودار ۱: نمودار تجمیع نظرات به روش RPN معمول



نمودار ۲: نمودار تجمیع نظرات به روش RPN تئوری شواهد شفر

نتایج

در این پژوهش سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 با روش MFMECA مورد مطالعه قرار گرفت. از مجموع ۶۳ قطعه شناسایی شده تعداد ۲۵ قطعه که بیشترین عیب را داشتند مشخص گردیدند. برای کاهش عدم اطمینان و رفع ایرادات وارده به این روش، دو روش جانبی تجمیع نظرات و تئوری شواهد شفر (D - S) مورد استفاده قرار گرفت.

پس از بررسی عدد اولویت ریسک این قطعات، مشخص گردید تعداد چهار قطعه زیر بیشترین عدد اولویت ریسک را داشته و بحرانی تشخیص داده شدند.

COMPONENT	NORMAL RPN	THEORY RPN
Engine Driven Pump	698/972	690/4381
Pressure Quick Disconnect (QD)	450/6666	439/7092
Flight Hydraulic Reservoir	426/0032	414/7528
Return Quick Disconnect (QD)	419/019	407/483

از بین این قطعات، قطعه پمپ با بیشترین عدد اولویت ریسک، بحرانی‌ترین قطعه شناسایی شد.

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

۱) قطعات سیستم هیدرولیک هواپیمای F-14 شناسایی و طبقه‌بندی گردید.

۲) واماندگی‌های مربوط به این قطعات و همچنین دلایل و تاثیرات آن‌ها مشخص گردید.

۳) نتایج به‌دست آمده از اعداد اولویت ریسک (RPN) قطعات مورد بررسی، بیانگر این موضوع است که قطعه Engine Driven Pump بحرانی‌ترین قطعه در سیستم هیدرولیک است.

۴) تجمیع نظرات اشتباهات فردی را در شناسایی قطعات بحرانی سیستم کاهش می‌دهد.

۵) حصول اطمینان از نتایج بدست آمده در صورتی مشخص می‌شود که قطعات بحرانی شناسایی‌شده در تجمیع نظرات با عدد اولویت غیراحتمالی با لیست شناسایی‌شده با روش تجمیع نظرات توسط عدد اولویت احتمالی یکسان به دست آید.

۶) از آن جایی‌که میزان تجربه و تخصص افراد متفاوت است و بیان قطعی در تعیین پارامترهای عدد اولویت ریسک امر پیچیده‌ای به نظر می‌رسد، لذا بهره‌گیری از تئوری شواهد شفر (دخیل نمودن احتمالات در بیان نظر) نتایج را به هنگام تجمیع نظرات بیش از پیش به واقعیت نزدیک می‌نماید.

۷) با ترکیب‌کردن روش‌های تجمیع نظرات با عدد اولویت ریسک، مشخص گردید که تجمیع نظرات در شناسایی قطعات بحرانی بسیار مفید بوده و پراکندگی اعداد اولویت ریسک با افزایش افراد نظردهنده، کاهش یافته و نتایج یکسو می‌شوند.

۸) در صورت بکارگیری یک روش فرعی (تئوری شواهد شفر یا تجمیع نظرات) عدد اولویت ریسک بدست آمده برای هر قطعه به عدد دقیق‌تری نزدیک می‌شود.

۹) طبق نمودار ۱ (RPN نرمال) و نمودار ۲ (RPN تئوری شواهد شفر)، تجمیع نظرات در همگرایی عدد اولویت ریسک قطعات اثر بسزایی داشته و پراکندگی نظرات فردی را کاهش می‌دهد.

۱۰) با توجه به اینکه در روش تئوری شواهد شفر فاکتورهای دخیل در عدد اولویت ریسک (مقادیر میزان شدت، احتمال وقوع و احتمال کشف) به صورت درصدی و بر حسب احتمالات مطرح گردید، بنابراین میزان اطمینان نتایج افزایش یافته و در صورتی که این روش را با روش تجمیع نظرات ترکیب نماییم، طبق نمودار ۲ نتایج به واقعیت نزدیک‌تر خواهد بود.

۱۱) با مقایسه نمودارهای ۱ و ۲ نتایج طبقه‌بندی قطعات با روش تئوری شواهد شفر و بدون آن یکسان بود و این امر نشان‌دهنده میزان بالای تجربه و تخصص افراد گروه تشکیل‌دهنده FMEA است.

۱۲) قطعات بحرانی شناسایی‌شده نیازمند توجه بیشتر و تعیین برنامه نت مخصوص می‌باشند.

مراجع و منابع

[1] L. S. Lipol and J. Haq, "Risk analysis method: FMEA/FMECA in the organizations," *Int. J. Basic Appl. Sci.*, vol. 11, no. 5, pp. 74–82, 2011.

[2] L. T. Ostrom and C. A. Wilhelmsen, "Developing Risk Models for Aviation Inspection and Maintenance Tasks," in *Aeronautics and Astronautics*, IntechOpen, 2011.

[3] J. Yang, H.-Z. Huang, L.-P. He, S.-P. Zhu, and D. Wen, "Risk evaluation in failure mode and effects analysis of aircraft turbine rotor blades using Dempster–Shafer evidence theory under uncertainty," *Eng. Fail. Anal.*, vol. 18, no. 8, pp. 2084–2092, 2011.

[4] S. Khezrpour and A. Fayazi, "INFLUENCE OF RCM ON TEETERING MAIN ROTOR HUB ASSEMBLIES IN IRAN ' S HELICOPTERS FLEET," vol. 1, no. 2, pp. 230–234, 2014.

[5] Y.-T. Jou, K.-H. Yang, M.-L. Liao, and C.-S. Liaw, "Multi-criteria failure mode effects and criticality analysis method: A comparative case study on aircraft braking system," *Int. J. Reliab. Saf.*, vol. 10, no. 1, pp. 1–21, 2016.

[6] M. Yazdi, S. Daneshvar, and H. Setareh, "An extension to fuzzy developed failure mode and effects analysis (FDFMEA) application for aircraft landing system," *Saf. Sci.*, vol. 98, pp. 113–123, 2017.

[7] J. Xu, N. Luo, Y. Yang, P. Han, and D. Zhang,

"Reliability analysis for the hydraulic booster control surface of aircraft," *J. Aircr.*, vol. 54, no. 2, pp. 456–463, 2017.

[8] Z. Mehmood, A. Hameed, A. Javed, and A. Hussain, "Analysis of premature failure of aircraft hydraulic pipes," *Eng. Fail. Anal.*, vol. 109, p. 104356, 2020.

[9] G. A. O. Peixin, Y. U. Tao, Y. Zhang, W. Jiao, and Z. Jingyu, "Vibration analysis and control technologies of hydraulic pipeline system in aircraft: A review," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 34, no. 4, pp. 83–114, 2021.

[10] حشمت الله محمدخانلو* و اکبر پوررمضانعلی, "شناسایی عوامل موثر در بروز سوانح بالگردی و ارائه راه کارها جهت کاهش سوانح," *مهندسی هوانوردی*, vol. 23, no. 1, pp. 1–17, 1400.

[11] A. Khosravi, *F-14 Hydraulic System*, 1st ed., vol. 16, no. 1. Tehran, 1389.

[12] م. مصلایی, "پیاده سازی تجزیه و تحلیل حالات خطا و اثرات ناشی از آن (FMEA) در شرکت پالایش گاز سرخون و قشم.." ۱۳۸۷. [Online]. Available: https://civilica.com/doc/66644/.

[13] پاشا, ع. اله, مصطفایی, خلج, مهران, و خلج, "محاسبه فاصله عدم قطعیت بر پایه آنتروپی شانون و تئوری دمپستر–شافر از شواهد," *نشریه بین المللی مهندسی صنایع و مدیریت تولید*, vol. 24, no. 2, pp. 215–223, 2013.

[14] خلج, پاشا, ع. اله, ت. مقدم, خلج, و مهران, "روشی برای حل مسائل تصمیم‌گیری چندمعیاره با تعریف نو از اندازه‌های باور در نظریه دمپستر شافر," *پژوهش های نوین در تصمیم‌گیری*, vol. 3, no. 1, pp. 137–157, 2018.

[15] T. Aven, "Risk assessment and risk management: Review of recent advances on their foundation," *Eur. J. Oper. Res.*, vol. 253, no. 1, pp. 1–13, 2016.