دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکدهٔ مهندسی هوافضا

پایان‌نامه کارشناسی ارشد
مهندسی هوافضا-گرایش مهندسی فضایی

عنوان

طراحی مفهومی ماهواره‌بر سوخت مایع بر پایه قابلیت اطمینان *(RLVCD)*

اساتید راهنما

دکتر مهران میرشمس **دکتر سعید ایرانی**

نگارش

امیرمهدی اخلاقی

شهریور ۱۳۹۰

بسم الله الرحمن الرحيم

هدف

هدف از پایان‌نامه حاضر، تدوین نرم‌افزار طراحی مفهومی موشک حامل بر پایه قابلیت اطمینان می‌باشد. در این تحقیق، الگوریتم طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان استخراج و کد نویسی شده است. در این الگوریتم، علاوه بر پارامترهای مأموریتی سنتی همچون جرم بار محموله، عرض و طول جغرافیایی محل پرتاب، ارتفاع مداری و شیب مدار، پارامتر دیگری به نام " قابلیت اطمینان" به الزامات مأموریتی اضافه می-شود. در روش جدید، فرآیند طراحی مفهومی موشک حامل باید به طریقی سازماندهی شود که علاوه بر تعیین بودجه‌ها و تخمین پارمترهای عملکردی، بودجه قابلیت اطمینان هریک از زیر سیستم‌ها مشخص - شود.

چکیده

هدف از انجام پایان‌نامه، تدوین نرم‌افزار طراحی مفهومی ماهواره‌بر سوخت مایع *RLVCD* می‌باشد. برای این منظور ضمن استخراج الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره‌بر سوخت مایع، کد نویسی الگوریتم مذکور انجام گرفته است. برای این منظور، در تحقیق حاضر روش‌های مختلف مدل‌سازی قابلیت اطمینان، طراحی مفهومی ماهواره‌بر، تخصیص قابلیت اطمینان و تحلیل قابلیت اطمینان مورد مطالعه قرار گرفته است و روش‌های کاربردی و بهینه مورد بهره‌برداری قرار گرفته است که با توجه به شرایط کاری و پیچیدگی‌های ساختاری ماهواره‌بر از روش تحلیل سلسله مراتبی برای تخصیص قابلیت اطمینان به زیرسیستم‌های ماهواره‌بر و از روش مونت‌کارلو برای تحلیل قابلیت اطمینان آن استفاده شده است. در بحث تخصیص بودجه قابلیت اطمینان زیرسیستم‌های ماهواره‌بر براساس روش تحلیل سلسله مراتبی، با در نظر گرفتن معیارهای هزینه، تکنولوژی، پیچیدگی و زمان عملکرد زیرسیستم، بهینه‌سازی انجام شده است. بنابراین در الگوریتم حاضر با استفاده از پردازش آماری، بازه‌های جرمی-انرژتیک و نوع تکنولوژی انتخابی برای زیرسیستم‌های مختلف ماهواره‌بر از بودجه قابلیت اطمینان تخصیص داده شده تاثیر می‌پذیرد. در زیر حلقه‌های طراحی مفهومی ماهواره‌بر بر مبنای قابلیت اطمینان تکرارهایی صورت می‌گیرد. این تکرارها در شرایطی انجام می‌شود که ۱- مقادیر محاسبه شده ضرایب جرمی-انرژتیک زیرسیستم‌ها در داخل الگوریتم با مقادیر آماری ورودی الگوریتم اختلاف داشته باشد ۲- در شبیه‌سازی پروازی، ماهواره‌بر به مدار نهایی دست پیدا نکند ۳- در صورتیکه قابلیت اطمینان الزام شده در تحلیل قابلیت اطمینان ماهواره‌بر ارضا نگردد. در نهایت الگوریتم فوق کد نویسی و به صورت نرم‌افزاری که قابلیت تعامل آسان با کاربر را فراهم می‌آورد، در آمده است. با بررسی‌های انجام شده تاکنون در هیچ رساله داخلی موضوع قابلیت اطمینان به فرآیند طراحی مفهومی ماهواره‌بر وارد نشده است. همچنین در رساله‌های خارجی نیز بهینه‌سازی بودجه قابلیت اطمینان تخصیصی به زیرسیستم‌های ماهواره‌بر با در نظر گرفتن معیارهای مرتبط صورت نپذیرفته است. بنابراین الگوریتم حاضر از جهت سرعت همگرایی الگوریتم و کمترین تعداد پارامترهای ورودی به نوبه خود روش منحصر بفردی در طراحی مفهومی بر مبنای قابلیت اطمینان محسوب می‌گردد. کدهای محاسباتی نرم‌افزار حاضر به زبان فرترن نوشته شده و در محیط دلفی یکپارچه‌سازی و منوسازی شده است. نرم‌افزار اولیه در دسترس *RLVCD V1.0* نام دارد.

فهرست مطالب

مقدمه ۷

فصل ۱: پیشینه پژوهش ۱۲

فصل ۲: طراحی بر پایه قابلیت اطمینان ۱۷

۲-۱ قابلیت اطمینان در مقابل ضریب اطمینان در طراحی ۱۸

۲-۲ طراحی مفهومی ۲۰

۲-۳ طراحی مفهومی بر پایه قابلیت اطمینان ۲۲

۲-۳-۱ تعاریف و اصطلاحات پایه ۲۴

۲-۳-۲ تخصیص قابلیت اطمینان ۲۹

۲-۳-۳ تحلیل قابلیت اطمینان ۳۰

۲-۳-۴ فرآیند طراحی بر پایه قابلیت اطمینان ۳۷

۲-۴ تجزیه ماهواره بر ۳۹

۲-۵ الگوریتم طراحی بر پایه قابلیت اطمینان موشک حامل ۳۹

۲-۵-۱ تعیین الزامات و نیازمندیها(بلوکهای زردرنگ) ۴۱

۲-۵-۲ محاسبه بودجه‌ها (بلوکهای آبیرنگ)..... ۴۲

۲-۵-۳ انتخاب زیرسیستمها و ضرایب از مدل آماری مبتنی بر قابلیت اطمینان ۴۸

۲-۵-۴ شبیه‌سازی و ارزیابی صحت طراحی(بلوکهای سبزرنگ)..... ۴۹

فصل ۳: تخصیص قابلیت اطمینان ۵۰

۳-۱ مقدمه ۵۱

۳-۲ معیارهای تخصیص قابلیت اطمینان ۵۳

۳-۳ فرآیند تحلیل سلسله مراتبی(*AHP*) ۵۵

۳-۳-۱ تئوری تحلیل سلسله مراتبی ۵۶

۳-۳-۲ مزایای فرایند تحلیل سلسله مراتبی ۵۷
۳-۳-۳ اصول فرایند تحلیل سلسله مراتبی ۵۸
۳-۳-۴ ساختمان فرایند تحلیل سلسله مراتبی ۵۸
۳-۳-۵ مفهوم وزن در فرایند تحلیل سلسله مراتبی ۵۹
۳-۳-۶ مفاهیم سازگاری و ناسازگاری سیستم ۶۰
۳-۳-۷ محاسبه وزن نسبی از روش بردار ویژه ۶۲
۳-۳-۸ محاسبهٔ نرخ ناسازگاری یک سیستم ۶۳
۳-۴ تخصیص قابلیت اطمینان با فرآیند تحلیل سلسله مراتبی ۶۶
۳-۴-۱ تخصیص قابلیت اطمینان در ماهواره‌بر ۶۷
فصل ۴: تحلیل قابلیت اطمینان ۷۵
۴-۱ شبیه‌سازی تصادفی ۷۶
۴-۱-۱ شبیه‌سازی مونتکارلو ۷۷
۴-۱-۲ مفاهیم شبیهسازی ۷۸
۴-۱-۳ متغیرهای تصادفی ۷۹
۴-۱-۴ نتایج شبیه سازی ۸۱
۴-۲ تحلیل قابلیت اطمینان یک سیستم با روش شبیه‌سازی مونت کارلو ۸۲
۴-۲-۱ اجرای شبیه‌سازی ۸۲
۴-۲-۲ رویکرد سیستمی در تحلیل قابلیت اطمینان ۸۲
۴-۳ تحلیل قابلیت اطمینان ماهوارهبر ۸۳
فصل ۵: جمع بندی و بحث پیرامون نتایج ۸۶
۵-۱ طراحی مفهومی ماهواره‌بر به ازای دو قابلیت اطمینان متفاوت ۸۷
۵-۲ جمع بندی ۹۴

۵-۳ نوآوریها ۹۵
۵-۴ دستاوردهای پروژه ۹۶
۵-۵ پیشنهاد برای ادامه کار ۹۷
۵-۶ منابع و مراجع ۹۸

فهرست اشکال

شکل ۱-۱ دیاگرام بلوکی روند طراحی موشک حامل..... ۱۱

شکل ۲-۱ توزیع فراوانی بار وارده بر مفصل یک ماشین..... ۱۹

شکل ۲-۲ توزیع فراوانی مقاومت کششی مفصل یک ماشین..... ۱۹

شکل ۲-۳ نمایش توزیع بار و مقاومت مفصل روی یک نمودار..... ۲۰

شکل ۲-۴ فرصتهای تأثیرگذاتر بر قیمت تمام شده محصول..... ۲۱

شکل ۲-۵ تابع چگالی مدل طول عمر یک سیستم..... ۲۷

شکل ۲-۶ منحنی عمومی خرابی..... ۲۸

شکل ۲-۷ منحنی عمومی خرابی قطعات مکانیکی..... ۲۹

شکل ۲-۸ نمایش بلوکی یک سیستم سری..... ۳۱

شکل ۲-۹ پیکربندی سری..... ۳۲

شکل ۲-۱۰ پیکربندی موازی..... ۳۳

شکل ۲-۱۱ پیکربندی ترکیبی سری-موازی..... ۳۳

شکل ۲-۱۲ فرایند عمومی طراحی بر پایه قابلیت اطمینان..... ۳۸

شکل ۲-۱۴ الگوریتم طراحی مفهومی ماهوارهبر بر پایه قابلیت اطمینان(***RLVCD***)..... ۴۰

شکل ۳-۱ نمایش گرافیکی نمودار سلسله مراتبی..... ۵۹

شکل ۳-۲ الگوریتم محاسبهٔ وزن نسبی در ماتریس‌های سازگار ۶۱

شکل ۳-۳ الگوریتم محاسبهٔ وزن نسبی در ماتریس‌های ناسازگار (روش بردار ویژه)..... ۶۳

شکل ۳-۴ الگوریتم محاسبه نرخ ناسازگاری یک سیستم..... ۶۵

شکل ۳-۵ الگوریتم محاسبهٔ وزن مطلق در ماتریسهای سازگار و ناسازگار..... ۶۵

شکل ۳-۶ تجزیه سامانه ماهواره‌بر به سطح زیرسامانهها و سپس سطح مؤلفه‌ها..... ۶۹

شکل ۳-۷ دیاگرام سلسله مراتبی ماهواره بر با هدف قابلیت اطمینان..... ۶۹

شکل ۳-۸ نمودار وانی شکل..... ۷۱

شکل ۳-۹ سطح بهینه قابلیت اطمینان و هزینه..... ۷۲

شکل ۴-۲ نمودار احتمال کارکرد صحیح بر حسب تعداد دفعات تکرار..... ۸۵

شکل۴-۳ هیستوگرام فراوانی احتمالات کارکرد صحیح.....۸۵

شکل ۵-۱ خروجی حاصل از تخصیص قابلیت اطمینان برای حالت دوم..... ۸۹

شکل ۵-۲ نمودار تحلیل مونتکارلو برای حالت اول($R=0.848$)..... ۹۰

شکل ۵-۳ نمودار تحلیل مونتکارلو برای حالت دوم($R=0.87$)..... ۹۱

شکل ۵-۴ هیستوگرام فراوانی احتمال برای حالت دوم($R=0.87$)..... ۹۱

فهرست جداول

جدول ۲-۱ فعالیتهای مربوط به قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی..... ۲۳

جدول ۲-۲ الزامات طراحی ماهوارهبر..... ۴۱

جدول ۲-۳ سطوح تکنولوژی قابل انتخاب برای طراح و کارفرما..... ۴۲

جدول ۲-۴ مقدار متوسط $1 - \nu N$..... ۴۵

جدول ۳-۱ مقادیر ترجیحات شفاهی برای مقایسه‌های زوج ۵۹

جدول ۳-۲ شاخص ناسازگاری ماتریس تصادفی ۶۴

جدول ۳-۳ ماتریس مقایسه زوجی عناصر سطح دوم نسبت به قابلیت اطمینان..... ۷۳

جدول ۳-۴ ماتریس مقایسه زوجی عناصر سطح سوم نسبت به معیارهای تخصیص..... ۷۳

جدول ۳-۵ مقادیر وزنهای مطلق محاسبه شده و قابلیت اطمینان تخصیص یافته..... ۷۴

جدول ۵-۱ الزامات برای طراحی مفهومی ماهوارهبر با دو قابلیت اطمینان متفاوت..... ۸۷

جدول ۵-۲ پارامترهای نهایی موشک طراحی شده برای دو حالت..... ۸۸

مقدمه

بحث قابلیت اطمینان به دلیل اهمیت آن در فعالیت‌های فضایی و پیچیده شدن ابزارهای الکترونیکی مورد استفاده در سلاح‌های نظامی از سال ۱۹۵۰ میلادی در امریکا شروع شد. در جنگ جهانی دوم ۶۰٪ وسایل هوابرد که به شرق دور حمل می‌شد در حین حمل دچار خسارت شدند و ۵۰٪ وسایلی که در انبارها نگهداری می‌شد قبل از استفاده پوسید و از کار افتاد. تا سال ۱۹۴۹ هفتاد درصد تجهیزات الکترونیک مورد استفاده در نیروی دریایی عملکرد دلخواه را نداشتند. در سال ۱۹۵۲ وزارت دفاع امریکا با مطالعه پیشینه کاری موجود در نیروهای دریایی هوایی ارتش، سازمان اگری[1] را بنا نهاد. سازمان اگری در ژوئن ۱۹۵۷ اولین گزارش خود را منتشر کرد و نتیجه این بود که تست قابلیت اطمینان برای تمام سیستم‌ها اجباری شد. در این گزارش تأکید شده بود که مصرف‌کنندگان محصولات در صورتی می‌توانند تجهیزات مورد استفاده خود را در دستگاه‌های خود مورد استفاده قرار دهند که قابلیت اطمینان تست‌شده آن توسط سازنده ارائه شود.

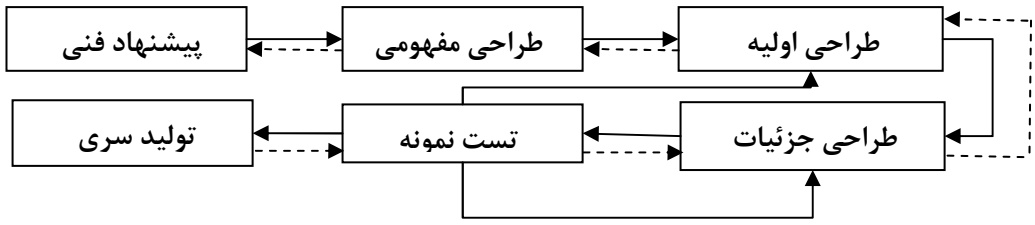
گزارش اگری توسط وزارت دفاع و ناسا بعنوان استاندارد (با نام *MIL-STD781*) ارائه گردید. وزارت دفاع امریکا در سال ۱۹۶۵ استانداردی تحت عنوان *"Reliability Programs for systems and equipment"* را منتشر کرد که در سال ۱۹۸۰ مورد تجدید نظر قرار گرفت. این استاندارد باعث شد تا فعالیت‌های مهندسی بر اساس قابلیت اطمینان شکل بگیرد که در حال حاضر هم به عنوان پتانسیل پیش‌برد سیستم‌های جدید بکار گرفته می‌شود.

اما به طور کلی مبحث قابلیت اطمینان در دو شاخه قابل پیگیری است، یکی بحث تحلیل قابلیت اطمینان و دیگری طراحی بر پایه قابلیت اطمینان. آنچه در این رساله به آن پرداخته می‌شود موضوع دوم می‌باشد. فرآیند توسعه و تولید محصولات فضایی عموما دارای فازهای مختلفی از قبیل پیشنهاد فنی، طراحی مفهومی، طراحی اولیه، طراحی جزئیات، تست و تکرار در این چرخه برای رفع مشکلات احتمالی

[1] *AGREE(Advisory Group on Reliability of Electronic Equipment*

است (شکل ۱-۱). در این میان طراحی مفهومی به عنوان اولین فاز طراحی در چرخه توسعه محصول از اهمیت بسیاری برخوردار است. بطوریکه در مورد کلیه بودجه‌های جرمی، انرژتیک، هزینه‌ای و دیگر مسائل کلان راهبردی در این فاز تصمیم‌گیری می‌شود. اما آنچه تا کنون غالبا در طراحی مفهومی ماهواره‌برها رایج بوده، انجام تخمین‌ها و تصمیم‌گیری‌ها پیرامون پارامترهای مربوط به عملکرد ماهواره‌برها بوده و در این میان صحبت از موضوعاتی همچون میزان اعتماد به یک تکنولوژی و یا یک ماژول یا قطعه از پیش طراحی و ساخته شده وجود ندارد.

قابلیت اطمینان، یکی از مهمترین مشخصه‌های کیفی قطعات، محصولات و سیستم های پیچیده و بزرگ است که مشتریان از تولید کنندگان محصولات انتظار دارند. از این شاخص به کرات در زندگی روزمره بهره‌گیری می‌شود و لحاظ نکردن آن در امور کلان می‌تواند باعث بروز مخاطرات عدیده و غیرقابل جبران گردد. قابلیت اطمینان می‌تواند به عنوان یک شاخص کلیدی در فرآیند طراحی مفهومی ماهواره‌برها به کار رود. از بزرگترین مزایای این کار ارتقاء شانس موفقیت در یک فرآیند غیرقابل پیشبینی بطور دقیق، همچون پرواز سامانه‌های فضایی در محیط ناشناخته فضا، است.



شکل ۱-۱ دیاگرام بلوکی روند طراحی موشک حامل

خواننده محترم می‌تواند در فصل اول به مشاهده پیشینه پژوهش بپردازد. در فصل دوم "فرآیند طراحی مفهومی بر پایه قابلیت اطمینان" توسعه داده شده در این رساله شرح داده شده است. در فصل سوم نحوه تخصیص قابلیت اطمینان الزام شده به زیرسیستم‌های موشک حامل اشاره شده است. در فصل چهارم نحوه تحلیل قابلیت اطمینان در سطح سیستم برای ماهواره‌بر ارائه شده و نهایتا فصل پنجم به جمع‌بندی و بحث پیرامون نتایج پژوهش پرداخته است.

فصل ۱ پیشینه پژوهش

در مرجع[۱] نوعی روند طراحی که اخیراً دسیپلین‌های ماهواره بر را توسعه داده بحث شده است. در این مرجع دسیپلین‌های طراحی سنتی از قبیل مسیر و پیشرانش وارد کار شده اند ولی مدل های کمی قابلیت اطمینان و هزینه را شامل نمی شود. در این مرجع به صورت کیفی به این مباحث پرداخته شده به طوریکه از میان گزینه های موجود، موردی توسط طراح انتخاب می‌شود که احساس شود قابلیت اطمینان را به طور کیفی افزایش و هزینه را کاهش میدهد.

مرجع [۲] از قدیمی ترین مراجع در ایجاد محیطی پیشرفته برای طراحی ماهواره بر است. در این مرجع اولدز[۲] دسیپلین‌های فنی لازم برای طراحی یک سیکل مرکب راکت-پایه را در یک چارچوب کاری[۳] جمع آوری کرده و از بهینه‌سازی برای یافتن وزن خشک استفاده می کند. دسیپلین های فنی با ابزارهای تحلیلی مختلف نمایش داده شده اند اما هیچ کدام قابلیت اطمینان و هزینه را در نظر نمی گیرند. بلکه به جای هزینه، وزن خشک به عنوان تابع هدف انتخاب می شود و با تکنیکهای بهینه سازی وزن خشک مینیمم می شود. نهایتاً واضح نبود که چگونه قابلیت اطمینان و هزینه را می توان به محیط توسعه داده شده اضافه کرد.

در مرجع [۳] رویه دیگری برای طراحی توسط اونال و همکارانش[۴] پیشنهاد شده که از متدلوژی رویه پاسخ[۵](RSM) و بهینه سازی برای طراحی ماهواره بر استفاده می کند. در این متدلوژی وزن خشک به عنوان متغیر پاسخ و پارامتر مینیمم‌سازی در روند بهینه سازی انتخاب شده است. یکی از معایب متدلوژی رویه پاسخ این است که این روند از لحاظ تعداد متغیرهای طراحی محدودیت دارد. دراین مطالعه قابلیت اطمینان و هزینه وارد نشده است و اگر بخواهیم این دسیپلین ها را هم وارد مسئله بکنیم آنگاه تعداد متغیرهای طراحی زیاد می شود. این روند همچنین از نظر بازه تغییرات متغیرهای طراحی هم محدودیت دارد. اگر بازه خیلی بزرگ باشد، رویه پاسخ انطباق ضعیفی با پروسه طراحی ماهواره بر خواهد داشت.

---

[2] *Olds*

[3] *Frame Work*

[4] *Unal and et al*

[5] *Response Surface Methodology*

در مرجع [۴] براون و همکارانش[۶] از بهینه‌سازی مشارکتی برای طراحی موشک‌های حامل پیشرفته استفاده کرده و پیکربندی موشک را با هدف رسیدن به کمترین هزینه بهینه کردند. این هزینه شامل کاربردهای تکنولوژی و هزینه زیرسیستم‌ها بود. از معایب این روش یکی تعداد متغیرهای طراحی زیادی بود که مسئله برای بهینه‌سازی ماهواره بر به آنها نیاز داشت در نتیجه زمان قابل توجهی برای تحلیل مورد نیاز بود. در این حالت تعداد توابعی که فراخوانی می شد به هزاران تابع هم می رسید. این بهینه ساز نیازمند اطلاع از هزینه رسیدن به یک حد خاص از تکنولوژی است. بنابراین متخصصین هر دسیپلین باید در روند طراحی استفاده شوند تا معلوم شود چگونه کیفیت عملکرد و هزینه سیستم از تکنولوژی های مختلف متأثر می شوند. به علاوه هیچ مدل قابلیت اطمینان کمی در این روش وجود ندارد؛ بنابراین انتخاب‌های طراحی ممکن است از لحاظ کاهش هزینه سودمند باشد ولی ممکن است قابلیت اطمینان موشک را کم کند.

راول و همکارانش[۷] در مرجع [۵] در مورد دسیپلین های ابتدایی که برای طراحی ماهواره بر مورد نیاز است بحث می کنند و اینکه در کدام بخش‌ها نیاز است مدل ارتقاء پیدا کند. بر این اساس بخش‌هایی که باید ارتقاء پیدا کنند عبارتند از: ۱-تحلیل عملکرد ۲- تخمین هزینه ۳- قابلیت اطمینان

مونل و همکارانش[۸] در مرجع [۶] از یک محیط طراحی توسعه یافته بحث می کنند که از آن برای برنامه نسل بعدی تکنولوژی پرتاب استفاده می شود. در این کار از محیط مهندسی پیشرفته[۹](AEE) برای ارزیابی ماهواره‌برهای چندبارمصرف استفاده شده و در آن دسیپلین‌های عملکرد، هزینه و قابلیت اطمینان با هم جمع شده است. این روش معایبی هم دارد. در این محیط، دسیپلین قابلیت‌اطمینان به عنوان یکی از دسیپلین‌های با کمترین رشد در نظر گرفته می شود. به علاوه واضح نیست که اگر گزینه های دیگری از طراحی انتخاب شوند آیا قابلیت اطمینان تغییر می کند یا نه؟

مرجع [۷] به مرور یک ابزار قابلیت اطمینان و ایمنی می پردازد که برای استفاده در یک محیط جامع طراحی مفهومی ماهواره بر ساخته شده است. این ابزار بر روی طراحی نسل دوم شاتل و دیگر وسایل فضایی

[6] *Braun and Et al*

[7] *Rowell and et al*

[8] *Monell, D. and et al*

[9] *Advanced Engineering Environment*

چندبارمصرف تمرکز دارد. برای تقریب اولیه قابلیت اطمینان در برنامه بهینه سازی ریسک[10] *(ROPOT)* از قیاس با تحلیل‌های انجام شده قبلی قابلیت‌اطمینان شاتل[۱۷] استفاده می‌شود. نتایج نشان می دهد چگونه حدود قابلیت اطمینان اجزاء خاص بدست می آیند و اینکه افزایش بیشتر قابلیت اطمینان اجزاء فایده ای در جهت رسیدن به مقدار بزرگی برایی قابلیت اطمینانی سیستم ندارد. همچنین انتخاب‌های طراحی که باعث رسیدن به حدود مشخصی از قابلیت اطمینان می‌شود در اینجا بحث می شود.

در حالی که سیر واقع در مراجع [۷] و [۸] دو طرح چندبارمصرف مختلف را مقایسه می کند اما استفاده از بهینه سازی در آن واضح نیست. درباره بهینه‌سازی متغیرهای طراحی با این هدف که به جواب با کمترین هزینه و بالاترین قابلیت اطمینان برسیم خیلی کم بحث شده است.

رووِل و کورته[11] در مرجع[۹] به بحث در مورد عدم قطعیت می پردازند که در مطالعات قبلی به آن پرداخته نشده است. آنالیز عدم قطعیت از این جهت در طول فاز طراحی مفهومی مهم است که برخی از دسیپلین‌ها مثل تخمین وزن و هزینه وابسته به تاریخچه اطلاعاتی برای پیشبینی مقادیر آینده است. استفاده از آنالیز عدم قطعیت به مهندس طراح اجازه می‌دهد محدوده نتایج احتمالی را در طول روند طراحی ماهواره بر آزمایش کند.

در مرجع *[۱۰]* میرشمس و ناصح در سال ۲۰۰۹ به ارائه یک الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره‌بر پرداختند که در آن قابلیت اطمینان لحاظ نشده بود.

در مرجع [۱۱] زارکاری و همکاران در سال ۲۰۰۷ به ارائه یک متدلوژی طراحی ماهواره بر با در نظر گرفتن قابلیت اطمینان و هزینه کردند. اما این متدلوژی بدلیل استفاده از یک سری نرم‌افزارها و کدهای غیرقابل دسترس عملا کاربرد عمومی نداشته و صرفا به ارئه یک نام از این کدها بسنده کرده و روش‌ها و الگوریتم‌های پایه استفاده شده در این متدلوزی را توضیح نداده است.

در مرجع [۱۲] یک روند طراحی ماهواره بر آورده شده است که در آن دسیپلین‌های مختلف مورد بحث و بررسی قرار گرفته اما به قابلیت اطمینان اشاره نشده است.

---

[10] *Risk Oriented Program Optimization Tool*

[11] *Rowell and Korte*

به طور خلاصه، مطالعات زیادی بر روی طراحی ماهواره بر انجام شده است که هر کدام مسیری خاص را دنبال می کند. برخی از این روشها بر پایه بهینه‌سازی تحلیل دسیپلین‌ها استوار است در حالی که برخی دیگر از تقریب زدن برای سرعت بخشیدن به پروسه طراحی استفاده می کنند. در اغلب این مطالعات، دسیپلین قابلیت اطمینان یا وارد نشده است و یا در صورت وارد شدن، با توجه به استفاده از ابزارها و نرم-افزارهای غیر قابل دسترس، نحوه کارکرد هر روش برای خواننده گنگ و نامشخص است. به هر حال در این تز ما به معرفی روشی کاربردی برای تحلیل و طراحی ماهواره بر از دیدگاه قابلیت اطمینان می‌پردازیم به نحوی که با ابزارهای نرم‌افزاری و منابع و تئوری‌های در دسترس قابل ارائه باشد.

فصل ۲ طراحی بر پایه قابلیت اطمینان

۲-۱- قابلیت اطمینان در مقابل ضریب اطمینان در طراحی

۲-۲- طراحی مفهومی

۲-۳- طراحی مفهومی بر پایه قابلیت اطمینان

۲-۴- الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره‌بر بر پایه قابلیت اطمینان

در این فصل ابتدا در بخش ۲-۱به شرح تفاوت میان طراحی سنتی(بر پایه ضریب اطمینان) و طراحی مدرن (بر پایه قابلیت اطمینان) پرداخته می‌شود، سپس در بخش ۲-۲ به فرآیند طراحی مفهومی اشاره می-شود، همچنین در بخش ۲-۳ مفاهیم پایه قابلیت اطمینان و موضوعات و مدل‌های مطرح در یک برنامه قابلیت اطمینان پرداخته و فرآیند کلی طراحی بر پایه قابلیت اطمینان را شرح می‌دهیم و نهایتا در بخش ۲-۴ به ارائه الگوریتم توسعه داده شده در این رساله برای طراحی مفهومی ماهواره‌بر بر پایه قابلیت اطمینان می‌پردازیم.

۲-۱ قابلیت اطمینان در مقابل ضریب اطمینان در طراحی

ضریب اطمینان کمیتی است که بطور سنتی برای رفتار مناسب یک سازه یا طرح مکانیکی بیان می‌شود. معمولا ضریب اطمینان به عنوان ضریب مقاومت مورد انتظار بکار می‌رود.

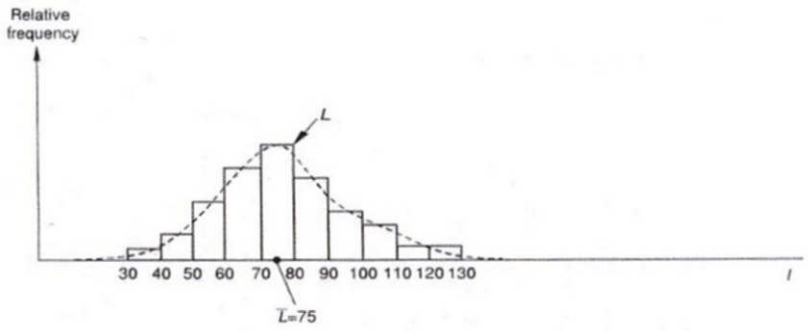
$$\text{ضریب اطمینان} = \frac{\text{مقاومت}}{\text{بار}}$$

اما قابلیت اطمینان یک کمیت احتمالی است؛ احتمال اینکه یک سیستم، مأموریت خود را در یک زمان معین بطور صحیح انجام دهد.

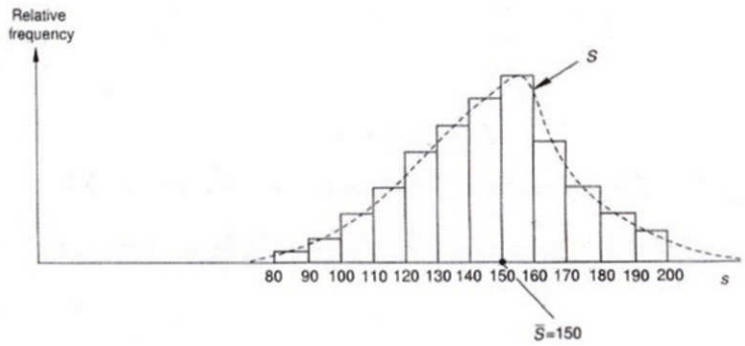
در فرایندهای طراحی سنتی ، استفاده از ضریب اطمینان به عنوان ابزاری برای افزایش اعتماد به یک طراحی مرسوم بوده است. اما خوب است که بدانید اعمال ضریب اطمینان در واقع نمی تواند از شکست احتمالی سیستم جلوگیری کند. چون مقاومت قطعه و بار وارده به عنوان یک عدد(کمیت اسکالر با مقدار ثابت) در نظر گرفته می‌شوند. گرچه در حالت عملی، هم مقاومت و هم بار متغیرهایی هستند که پراکندگی دارند اما معمولا در محاسبات، یا مقدار مورد انتظار و یا مقدار میانگین آنها را بکار می‌برند. در نتیجه در حالتی که مقاومت و بار روی هم بیفتند امکان دارد سیستم بشکند(زیاد بودن بار از مقدار میانگین و کم بودن مقاومت از مقدار میانگین). پس در حقیقت ناحیه تداخل بین منحنی‌های مقاومت و بار می‌تواند احتمال شکست قطعه را به ما بدهد. اینجا است که نقش قابلیت اطمینان روشن‌تر می‌شود. اما متد سنتی محاسبه ضریب اطمینان نمی‌تواند مقدار قابلیت اطمینان را در شرایط مختلف به ما بدهد.

برای مثال یک مفصل را در یک ماشین در نظر بگیرید. تاریخچه بار وارد بر مفصل، L و همچنین مقاومت کششی آن S به صورت توزیع فراوانی در اشکال ۱-۲ و ۱-۳ نشان داده شده است. منحنی عبوری از این هیستوگرام‌ها نیز با خطچین نشان داده شده است. مقدار میانگین یا کورد انتظار مقاومت، و بار عبارتند از:

$$\bar{L} = 75K\left(\frac{lb}{in^2}\right) \ , \quad \bar{S} = 150K\left(\frac{lb}{in^2}\right)$$



شکل ۲-۱ توزیع فراوانی بار وارده بر مفصل یک ماشین*[18]*



شکل ۲-۲ توزیع فراوانی مقاومت کششی مفصل یک ماشین [۱۸]

با توجه به روش سنتی محاسبه ضریب اطمینان، ضریب اطمینان محاسبه شده بزرگتر از یک است.

$$n = \frac{\bar{S}}{\bar{L}} = \frac{150}{75} = 2$$

و در این حالت از دیدگاه تئوری مفصل نخواهد شکست. حال اگر توزیع بار و مقاومت را برای مفصل روی یک نمودار نشان دهیم نتایج همانند شکل ۲-۳ خواهد شد.