

## بهینه‌سازی و تحلیل قابلیت اطمینان به وسیله الگوریتم‌های کرم شب تاب و ژنتیک برای یک کواد کوپتر

کاظم ایمانی

استادیار، گروه خلبانی، دانشکده پرواز، دانشگاه افسری امام علی (ع)، تهران، ایران. Email: kaimani@kntu.ac.ir

امیرحسین غلامی<sup>۱</sup>

(نویسنده عهده‌دار مکاتبات) کارشناسی ارشد، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران. Email: amir1375@aut.ac.ir

**چکیده:** در این پژوهش کواد کوپتر فانتوم ۳ که یکی از معروف‌ترین محصولات شرکت DJI است را برای بررسی انتخاب شده است. برای به دست آوردن نرخ خرابی هر قطعه، از استانداردها یا کاتالوگ‌ها و یا سایت‌های شرکت‌های سازنده قطعات استفاده شده است. در مرحله بعد بهینه‌سازی قابلیت اطمینان با استفاده از الگوریتم‌های رایانه‌ای صورت پذیرفت. یکی از روش‌های مرسوم افزایش قابلیت اطمینان سیستم‌ها، استفاده از افزونگی‌ها است اما به دلیل داشتن محدودیت‌های مالی و جرمی برای کواد کوپترها به هر تعداد نمی‌توانیم از افزونگی‌ها برای افزایش قابلیت اطمینان استفاده کرد. بنابراین می‌بایست از بهینه‌سازی بهره برد. در اینجا به دلیل حجم بالای داده‌ها ما می‌بایست از الگوریتم‌های فرا ابتکاری در بهینه‌سازی استفاده کنیم که باعث افزایش سرعت محاسبه و دوری از تکینگی محلی می‌شود. از مشهورترین الگوریتم‌های فرا ابتکاری می‌توان به الگوریتم ژنتیک، کوکو، کلونی مورچه، گرگ خاکستری و ... نام برد. یکی از الگوریتم‌های جدید و نوین بهینه‌سازی که به دلیل مزایای زیاد آن امروزه مورد توجه بسیاری از پژوهشگران در حوزه بهینه‌سازی قرار گرفته است، الگوریتم کرم شب‌تاب است. ما به کمک الگوریتم کرم شب‌تاب (FA) و مدل قابلیت اطمینان، کواد کوپتر را در حضور افزونگی به لحاظ حداقل‌سازی هزینه و جرم و داشتن بهترین قابلیت اطمینان بررسی و نتایج حاصل به وسیله الگوریتم ژنتیک اعتبارسنجی شد. **واژگان کلیدی:** قابلیت اطمینان، بهینه‌سازی، کواد کوپتر، الگوریتم کرم شب‌تاب، الگوریتم ژنتیک

### ۱- مقدمه

اشاره کرد که به سبب ویژگی‌های خاص خود از جمله پایداری بالا، کنترل پذیری، ابعاد کوچک و ... سبب شده تا در صنایع گوناگون نقش‌های زیادی را در برگیرد. بالا بودن قابلیت اطمینان از جمله مسائلی است که در هر حوزه می‌تواند موجب اطمینان خاطر مصرف‌کنندگان و افزایش سرمایه و بازدهی می‌شود. از سوی دیگر بهبود و داشتن قابلیت اطمینان بالا به هر نحوی امکان‌پذیر نمی‌باشد زیرا منابع مالی ما محدود است و از طرفی ما نمی‌توانیم جرم سیستم را از حد مجاز بیشتر کنیم زیرا در پرواز دچار مشکل خواهیم شد. بنابراین ما نیازمند این هستیم که در بحث قابلیت اطمینان بهینه‌سازی را انجام داده تا بتوانیم با صرف کمترین میزان منابع مالی و جرمی به قابلیت اطمینان مورد نظر خود دست پیدا کنیم.

در هر جامعه مدرن، مهندسان و مدیران فنی مسئول برنامه‌ریزی، طراحی، ساخت و بهره‌برداری از ساده‌ترین محصول تا پیچیده‌ترین سیستم‌ها هستند از کارافتادن محصول و سیستم‌ها موجب اختلال در سطوح مختلف می‌شود و می‌تواند حتی به‌عنوان تهدیدی شدید برای جامعه و محیط زیست تلقی می‌شود. از این‌رو مصرف‌کنندگان انتظار دارند که محصول‌ها و سیستم‌های پایا، اطمینان‌بخش و ایمن داشته باشند. اینجاست که اهمیت بحث قابلیت اطمینان در صنایع مختلف به چشم می‌آید. امروزه شاهد به وجود آمدن نسل جدید متفاوتی از پرنده‌ها در صنعت هوایی و پروازی هستیم که سبب تحول‌های شگرفی در این حوزه شده‌اند. از جمله این تجهیزات نوین می‌توان به

<sup>1</sup> Corresponding author: amir1375@aut.ac.ir

## ۲- مروری بر مطالعات پیشین

تخصیص افزونگی نامیده می‌شود که هدف اصلی آن افزایش مفاهیم و مؤلفه‌های قابلیت اطمینان با در نظر گرفتن محدودیت‌هایی مانند حجم و وزن کل سیستم می‌باشد. ساختار سری-موازی یکی از انواع ساختارهای سیستم است که با تخصیص اجزای مازاد به صورت موازی به اجزای یک سیستم با ساختار سری، طراحی شده است.

باتوجه به مطالعات این چنین، در مراکز تحقیقاتی کتاب استاندارد نظامی MIL-HDBK-217 شکل و چندین بار مورد تجدیدنظر قرار گرفت.

همچنین برخی مطالعات بر روی دلیل کاهش نرخ خرابی باگذشت زمان انجام گرفت. برای مثال فیورنتینو<sup>۴</sup> در سال ۱۹۸۷ برای کاهش نرخ خرابی با گذر زمان استدلالی ارائه نمود: در مبحث قابلیت اطمینان ماهواره، اجزایی که تنش‌های محیطی مدار را برای  $m$  سال تحمل کرده‌اند، الزاماً در برابر یک پدیده محیطی در سال  $m+1$  که تنش‌های مخرب‌تری را القا می‌کنند، مقاومت نمی‌کنند و خراب می‌شوند. اما به احتمال زیاد، نسبت وقوع تنش‌های مخرب با گذر زمان کاسته می‌شود و در نتیجه نرخ خرابی کاهش می‌یابد.

کو و پراساد در سال ۲۰۱۰ بیان کردند که به‌طور کلی قابلیت اطمینان را می‌توان کیفیت در درازمدت و یا احتمال عملکرد مطلوب یک وسیله در شرایط عملیاتی مشخص در یک دوره زمانی معین تعریف کرد؛ لذا به‌عنوان یکی از ابعاد مهم در کیفیت محصول شناخته می‌شود که طبیعتاً لزوم تحلیل آن در محصولات و تسلیحات نظامی با توجه به مأموریت‌ها و نقشی که در سرنوشت ملت‌ها و حکومت‌ها دارد از اهمیت بالاتری برخوردار خواهد بود. در دسامبر سال ۱۹۷۳، مقاله‌ای در یکی از مجلات IEEE به چاپ رسید. نویسنده این مقاله Krishna Behari Misra یکی از بیان‌گذاران مفاهیم قابلیت اطمینان و هزینه است. در این بخش خلاصه‌ای از زمینه پژوهش او بیان شده است.

مفهوم قابلیت اطمینان روش‌های بسیاری را برای طراحی بهینه یک سیستم در شرایط مشخص پیشنهاد می‌دهد. در بیشتر مقالات، مسئله اصلی اختصاص قابلیت اطمینان به اجزای تشکیل‌دهنده سیستم و بهینه‌سازی آن بر اساس اطلاعات مقید است. این فرآیند یک بهینه‌سازی جزئی برای قابلیت اطمینان سیستم محسوب می‌شود. در مرحله طراحی یک طراح گزینه‌های زیادی برای طراحی سیستم دارد. این گزینه‌ها شامل افزایش

امیری در سال ۱۳۹۳ در مقاله‌ای بیان داشت که امروزه با پیشرفت بشر در حوزه‌های مختلف دانش، نیازهای صنایع دچار تغییر شده و مفاهیم پایایی و قابلیت اطمینان جایگاه ویژه‌ای در طراحی و تولید قطعات و سیستم‌های صنعتی به‌ویژه در صنایع پیچیده و حساسی مانند صنایع نظامی، هسته‌ای، هوافضا و الکترونیک پیدا کرده است.

عظیمی و هادیان نژاد در سال ۱۳۹۵ بیان کردند که در حال حاضر بهینه‌سازی طراحی بر مبنای افزایش قابلیت اطمینان، یکی از مراحل اصلی در طراحی و تولید سیستم‌های نوین محسوب می‌شود؛ اما عموماً بهبود در قابلیت اطمینان منجر به افزایش هزینه‌های سیستم و تغییر در مؤلفه‌هایی مانند حجم و وزن می‌شود که در نتیجه لزوم برقراری تعادل میان قابلیت اطمینان و سایر منابع ذکر شده را ضروری جلوه می‌دهد.

یان فان و همکاران، در سال ۲۰۱۰ بیان داشتند وزن کل، حجم کل و حداکثر تعداد اجزای مازاد را نیز برآورده نماید.

تحقیقات گذشته نشان می‌دهد که دلیل اصلی مشکلات زنجیره تأمین نظامی شامل فرسودگی ماشین‌آلات، قابلیت اطمینان تجهیزات، چرخه عمر سلاح و ناکارایی سازمانی هست.

چند سال بعد از پرتاب اولین ماهواره توسط آمریکا، تحلیل‌های آماری قابلیت اطمینان و خرابی‌های مدارهای شکل گرفت. یکی از اولین مطالعات، در سال ۱۹۶۲ توسط لونسال<sup>۱</sup> منتشر شد. در این گزارش ۱۶ ماهواره که پیش از سال ۱۹۶۱ پرتاب شده بودند، مورد ارزیابی قرار گرفتند. در طی سال‌های بعد، مطالعات مشابهی بر روی دسته ماهواره‌های مشابه انجام پذیرفت.

در اولین مطالعات قابلیت اطمینان ماهواره، توزیع قابلیت اطمینان به‌صورت هموگرافیک با نرخ خرابی ثابت فرض شده بود. اگرچه این فرض توسط دو محقق ناسا به نام‌های تیمینز<sup>۲</sup> و هیوزر<sup>۳</sup> در سال ۱۹۷۱ در حالی که بر روی قابلیت اطمینان ۵۷ ماهواره مطالعه می‌کردند نقض شد. بر اساس نتایج کار این دو محقق نسبت تعداد رخداد خرابی در سی روز ابتدایی عملکرد مداری ماهواره به‌طور غیرعادی زیاد است. این نسبت حتی از نسبت وقوع خرابی‌های طولانی‌مدت بیشتر است.

یه نیز در سال ۲۰۰۹ استفاده از اجزای افزونه در طرح بهینه‌سازی دستگاه‌های سری موازی به‌منظور افزایش پایایی، مسئله

<sup>3</sup>. Heuser

<sup>4</sup>. Fiorentino

<sup>1</sup>. Leventhal

<sup>2</sup>. Timmins

سیستم و الزامات عمل آن‌ها دارد که به‌عنوان مثال مواردی از آن‌ها در زیر نام‌برده می‌شود.

۱- تعداد انتظار از کارافتادگی در یک محدوده زمان معین.

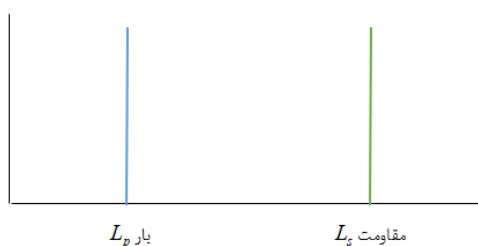
۲- میانگین زمان بین از کارافتادگی‌ها.

۳- زیان انتظاری در سرمایه‌گذاری به علت از کارافتادگی.

۴- کاهش انتظاری در خروجی سیستم ناشی از انواع از کارافتادگی‌ها.

این شاخص‌ها هر یک با استفاده از تئوری مربوطه از بحث قابلیت اطمینان ارزیابی‌پذیر می‌باشند و انتخاب آن‌ها بستگی به نوع مسئله خواهد داشت.

پارامترهای مسائل چه از نوع قطعی باشد و یا غیر قطعی (احتمالی)، حدود مشخصی را برای کاربرد تعیین خواهد کرد. به‌عنوان مثال؛ با تعیین حدود معینی برای یک مشخصه عملکرد آشنا هستیم. مطابق شکل ۱ می‌گوییم مشخصه عملکرد  $L_p$  محدود به یک حد بالایی  $L_s$  است و در صورتی که نامعاده  $L_p < L_s$  برقرار باشد سیستم دارای ایمنی خواهد بود [۱] [۲].



شکل ۱- مقادیر قطعی بار و مقاومت

البته این یک روش ساده‌انگارانه است زیرا طبیعت بارگذاری و مقاومت هر دو همراه با تغییرات است. و از این‌روست که برای تحلیل مسائل از ضرایب اطمینان استفاده می‌شود. این بدین مفهوم است که همواره مقاومت 'X' برابر یا بزرگ‌تر از بارگذاری در نظر گرفته می‌شود تا عملاً از کیفیت سیستم برخوردار شویم. یعنی مطابق شکل، همواره مشخصه عملکرد و سطح قابل قبول آن با یک فاصله معین جدا نگه‌داشته می‌شود. با این روش البته علی‌رغم ماهیت متغیر و تغییرناپذیر، احتمال تغییرات لحاظ نمی‌شود و لذا قابلیت اطمینان که به کار می‌رود ممکن است به علت تغییرپذیری و پراکندگی کم برای این دو مشخصه، ایمنی بیش از حد و غیر اقتصادی برای سیستم نتیجه شود و بالعکس ممکن است به علت تغییرپذیری زیاد ایمنی سیستم ناکافی باشد.

جلد ۱۲- شماره ۳- پاییز ۱۴۰۱

سطح قابلیت اطمینان اجزا و استفاده از اجزای پشتیبان می‌شود. یک طراحی سیستم بهینه صحیح، تمام این گزینه‌ها را بررسی می‌کند. در طول مقاله امکان‌سنجی برآورده ساختن طراحی بهینه با قید هزینه و استفاده از اجزای پشتیبان دنبال می‌شود.

### ۳- تعاریفی از قابلیت اطمینان

درباره قابلیت اطمینان تعاریف مختلفی وجود دارد که می‌توان به احتمال اینکه وسیله تا زمان معین  $t$  شکست نخورد، میانگین زمان عملکرد یک وسیله بین دو خرابی متوالی، تداوم عملکرد بدون وقوع از کارافتادن، احتمال باقی ماندن یک وسیله یا سیستم در شرایط عملکردی بدون وقوع از کار افتادن اشاره کرد. اما در نهایت کامل‌ترین تعریفی که می‌شود درباره قابلیت اطمینان ارائه کرد به‌صورت زیر است:

احتمال عملکرد رضایت‌بخش آن سیستم تحت شرایط کار مشخص برای مدت‌زمان معین اولین بخش؛ احتمال، با یک عدد مشخص می‌شود که همان شاخص ارزیابی قابلیت اطمینان هست. در تعریف ریاضی احتمال این‌گونه آمده است که شاخص عددی است که مقدار آن می‌تواند از صفر تا یک باشد. وقتی احتمال برابر صفر باشد مبین این است که امکان وقوع وجود ندارد و زمانی که یک باشد مبین قطعی بودن وقوع است.

اما در سه بخش دیگر شامل عملکرد رضایت‌بخش، زمان و شرایط کار معین که همگی پارامترهای مهندسی هستند، تئوری احتمال هیچ‌گونه کمکی نمی‌کند و فقط مهندسی و متخصصین قادر به تأمین اطلاعات مربوط به عملکرد رضایت‌بخش می‌باشند و زمان ممکن است به‌صورت ممتد و یا منقطع مطرح باشد و نهایتاً شرایط کار ممکن است کاملاً یکنواخت و یا به‌شدت در تغییر باشد. بنابراین تئوری احتمالات فقط ابزاری است تا به‌وسیله آن اطلاعات یک سیستم را تبدیل به پیش‌بینی عملکرد احتمالی نمود [۱].

### ۴- معیارها و شاخص‌های قابلیت اطمینان

شاخص کلاسیک قابلیت اطمینان، همان‌گونه که ذکر شد احتمال عدم وقوع از کارافتادگی هست. ولی شاخص‌های متعدد دیگری نیز امروزه برای این منظور به کار می‌رود که بستگی به نوع

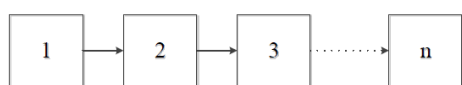
نشریه مهندسی و مدیریت کیفیت

## ۵- انواع پیکربندی سیستم

یک سیستم شبکه‌ای از اجزا را شامل می‌شود که به صورت سری، موازی، ترکیب سری-موازی و پیچیده با یکدیگر در ارتباط باشند.

### الف- پیکربندی سری

در حالت سری، تمام اجزای سیستم بحرانی در نظر گرفته می‌شوند، به عبارت دیگر خرابی یک جزء سبب توقف و خرابی کل سیستم خواهد شد.



شکل ۴- پیکربندی سیستم سری

اگر قابلیت اطمینان سیستم  $R_s(t)$  و قابلیت اطمینان جزء  $n$ ام با  $R_n(t)$  نشان داده شوند و  $n$  جزء سیستم مستقل از هم در نظر گرفته شوند، آنگاه در حالت سری رابطه زیر برقرار است:

$$R_s(t) = R_1(t) \times R_2(t) \times \dots \times R_n(t)$$

به این ترتیب قابلیت اطمینان سیستم از کمترین قابلیت اطمینان اجزا، بزرگ‌تر نخواهد بود، لذا با توجه به رابطه فوق، برای دستیابی به قابلیت اطمینان بالا برای یک سیستم با اجزای سری، قابلیت اطمینان بالای تک تک اجزا بسیار مهم است.

اگر نرخ خرابی هر جزء ثابت و برابر با  $\lambda_i$  باشد، قابلیت اطمینان سیستم به صورت زیر محاسبه می‌شود:

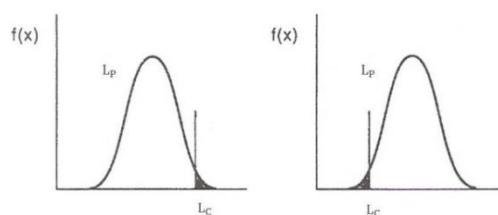
$$R_s(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t) = \prod_{i=1}^n \exp(-\lambda_i t) = e^{-(\sum_{i=1}^n \lambda_i t)} \\ = \exp(-\lambda t)$$

### ب- پیکربندی موازی

ترکیب دو یا چند جزء که موازی هم یا به عبارتی عضو مازاد یکدیگر باشند، سیستم موازی نامیده می‌شود. در این پیکربندی زمانی سیستم متوقف یا خراب می‌شود که تمام اجزا خراب شوند. تا زمانی که حداقل یک جزء عملکرد مطلوب داشته باشد، سیستم همچنان عملیاتی خواهد بود.

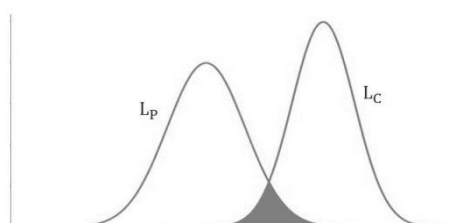
تئوری احتمال با در نظر گرفتن تغییرات احتمالی و اتفاقی مشخصه‌ها به منظور ارزیابی همین کفایت ایمنی به کار می‌رود و به دو طریق صورت می‌گیرد. در طریق اول تغییرات احتمالی برای مشخصه عملکرد در نظر گرفته می‌شود ولی ارضا یک حد قطعی مورد توجه قرار می‌گیرد.

در شکل ۲ ملاحظه می‌شود که مشخصه عملکرد با تابع احتمال  $L_p$  بیان شده و یک حد ثبات  $L_c$  در آن نمایش داده شده است. محدوده مشکل‌آفرین مساحت زیر منحنی است و می‌تواند بر حسب نوع مسئله در سمت چپ و یا سمت راست حد مقرر شده قرار داشته باشد. [۱] [۲]

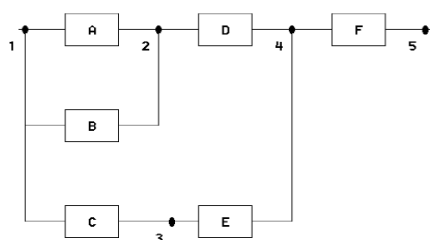


شکل ۲- مقدار احتمالی همراه با مقدار قطعی

روش ارائه شده با شکل ۲ زمانی مناسب است که یکی از دو پارامتر قطعیت داشته باشد ولی در بسیاری از موارد چنین شرایطی محقق نمی‌شود. در این صورت هر دو پارامتر الزاماً باید با تابع احتمال بیان شوند. شکل ۳ نشان می‌دهد که در مسئله‌ای که مقاومت مکانیکی یک قطعه تحت بارگذاری مطرح است چگونه باید بررسی انجام گیرد. بدیهی است که سیستم در ناحیه تلاقی منحنی‌ها ایمنی نداشته و عدم کفایت محرز است. این محدوده با شیوه‌های علم احتمالات قابل ارزیابی و کمیت‌سنجی است. در هر یک از روش‌های فوق با ارزیابی احتمال، ناحیه عدم کفایت مورد کنترل قرار می‌گیرد تا از حدود معین و تجربه‌شده‌ای کمتر باشد. کاستن احتمال یا مساحت این ناحیه به مقدار صفر غیر ممکن است زیرا موجب هزینه‌های بسیار سرسام‌آوری خواهد داشت. [۳]



شکل ۳- مقادیر احتمالی  $L_p$  و  $L_c$



شکل ۷- پیکربندی ترکیبی سری - موازی

برای محاسبه قابلیت اطمینان سیستم، شبکه به چند مجموعه شکسته می‌شود، سپس قابلیت اطمینان هر مجموعه محاسبه می‌شود و پس از آن قابلیت اطمینان سیستم از ارتباط مقادیر قابلیت اطمینان هر مجموعه به دست می‌آید. در شکل ۷ قابلیت اطمینان به صورت زیر محاسبه می‌شود [۲۲]:

$$R_1 = [1 - (1 - R_A)(1 - R_B)],$$

$$R_2 = R_1 \times R_D$$

$$R_3 = R_C \times R_E,$$

$$R_4 = [1 - (1 - R_2)(1 - R_3)]$$

$$R_5 = R_4 \times R_F$$

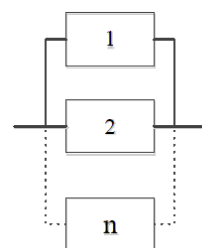
## ۶- پیش‌بینی قابلیت اطمینان

برای پیش‌بینی مناسب نرخ خرابی اجزا و یا سیستم‌ها از روابط خاصی استفاده می‌شود. این روابط با مدل‌های آماری و بر اساس پارامترهای محیطی مؤثر بر عملکرد اجزا گسترش یافته‌اند. دو استاندارد مهم NSWC- 98/LEI برای قطعات مکانیکی و MIL HNBK- 217 برای قطعات الکترونیکی و سند IEC- 62380 این روابط را به‌طور کامل بسط داده‌اند. در این پروژه برای پیشبرد طرح قابلیت اطمینان از استاندارد MIL HNBK- 21 و سند IEC- 62380 استفاده شده است.

### ۶-۱- محاسبه قابلیت اطمینان کواد کوپتر

در محاسبه قابلیت اطمینان تخمین نرخ خرابی قطعات بسیار پراهمیت است. محاسبه این عدد برای شرکت‌های تولیدکننده قطعات به دلیل پیچیدگی و تنوع آزمون‌های طول عمر بسیار

جلد ۱۲- شماره ۳- پاییز ۱۴۰۱



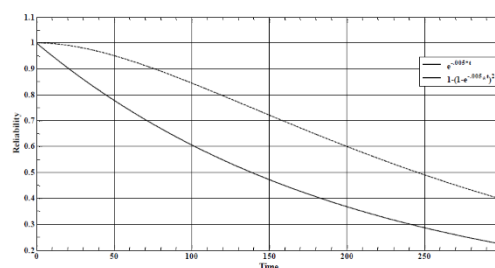
شکل ۵- پیکربندی سیستم موازی

قابلیت اطمینان سیستم،  $R_s(t)$  برای  $n$  جز موازی و مستقل، از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$R_s(t) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - R_i(t))$$

$$\geq \text{Max}\{R_1(t), R_2(t), \dots, R_n(t)\}$$

نمودار قابلیت اطمینان دو عضو پشتیبان در ابتدای محدوده زمانی محدب است. در مقایسه، همین نمودار برای جز تکین در کل محدوده زمانی نسبت به مبدأ محاسبات دارای تقعر هست. در شکل زیر این تفاوت به‌خوبی نشان داده شده است. در این شکل نرخ خرابی برای هر دو حالت ۰.۰۰۵ در واحد زمان است.



شکل ۶- نحوه تغییرات قابلیت اطمینان در سیستم موازی و منفرد

### پ- پیکربندی ترکیبی سری- موازی

این سیستم هم مشتمل بر هر دو نوع رابطه سری و موازی بین اجزا هست. در شکل زیر نمونه‌ای از سیستم ترکیبی نشان داده شده است:

نشریه مهندسی و مدیریت کیفیت

$$FIT = \lambda_{hours} \times 10^9 \rightarrow \lambda_{hours} = \frac{FIT}{10^9} = \frac{2.41}{10^9} = 2.41 \times 10^{-9} \frac{Failure}{Hour}$$

$$R = e^{-\lambda t} = e^{-2.41 \times 10^{-9} * 365 * 24} = 0.918622385$$

#### ب- حافظه فلش AT45

این قطعه در شرکت فناوری Atmel ساخته می‌شود. این اطلاعات اجزای مختلف کوادکوپتر در این قطعه ذخیره می‌شود. FIT این قطعه برابر ۰.۱۱ هست. قابلیت اطمینان این قطعه به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$R = e^{-\lambda t} = e^{-0.011 \times 10^{-9} * 365 * 24} = 0.999999807$$

#### پ- فرستنده و گیرنده

این قطعه محصول کمپانی Texas Instruments با FIT ۰.۴ هست. قابلیت اطمینان این قطعه به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$R = e^{-\lambda t} = e^{-0.4 \times 10^{-9} * 365 * 24} = 0.989987736$$

#### ت- درایور موتورها

این قطعه محصول شرکت Analog Device با FIT ۰.۴۴ است. قابلیت اطمینان این قطعه به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$R = e^{-\lambda t} = e^{-0.44 \times 10^{-9} * 365 * 24} = 0.989019361$$

قابلیت اطمینان اجزای برد فرمان و مدیریت داده به همراه تعداد قطعات در جدول ۱ آمده است.

پرهزینه هست. در نتیجه در بیشتر موارد نرخ خرابی قطعات در جدول اطلاعات آن‌ها ثبت نمی‌شود. این امر محاسبه قابلیت اطمینان کوادکوپتر را با مشکل روبرو می‌کند. برای برون‌رفت از این مشکل از روش‌های جایگزین برای محاسبه نرخ خرابی این قطعات استفاده می‌شود. یکی از این روش‌ها که برای قطعات الکترونیکی کاربرد دارد، پیش‌بینی قابلیت اطمینان بر اساس مدل‌های آماری گسترش یافته است. روش دیگر، روش تخصیص قابلیت اطمینان به هر یک از اجزا هست که این امر با توجه به پارامترهای اثرگذاری در یک سیستم از جمله پیچیدگی، فناوری، شرایط محیطی و زمان عملکرد محقق می‌شود [۴] و [۵].

### ۲-۶- تخمین قابلیت اطمینان برد فرمان

برد فرمان و مدیریت داده شامل چند جز اصلی و حیاتی است که بر روی فیبر مدار چاپی قرار گرفته‌اند. در ادامه قابلیت اطمینان اجزای مهم و فیبر مدار چاپی محاسبه می‌شود.

پس از محاسبه قابلیت اطمینان اجزای مختلف با استفاده از رابطه زیر قابلیت اطمینان برد مدیریت فرمان داده محاسبه می‌شود.

$$R_{board} = R_{PCB} \times R_{soldered\ components}$$

$$R_{soldered\ components} = R_{components} \times R_{connections}$$

[۴] [۶]

#### الف- پردازنده

به منظور طراحی و ساخت برد فرمان و مدیریت داده، می‌بایست از یک پردازنده با توان پردازشی خوب و درعین حال توان مصرفی کم که دارای واحد محاسبات اعشاری سخت‌افزاری نیز هست استفاده شده است. این پردازنده به منظور استفاده در کاربردهایی با توان مصرفی بالا طراحی شده است. این پردازنده از معماری ARM-Cortex R4F بهره می‌برد و محصول کمپانی Texas Instruments است. مقدار FIT<sup>۵</sup> این قطعه برابر ۴۱.۲ هست. قابلیت اطمینان قطعه به صورت زیر محاسبه می‌شود.

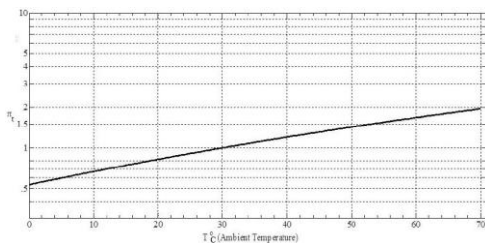
<sup>5</sup> Failures In Time (Failure in Million Hours)

ضرایب و فاکتورهای تأثیر با استفاده از جدول زیر قابل محاسبه است.

$$\lambda_{PCB} = 5 \times 10^{-12} \times \pi_t \times \pi_c \times \left[ N_f \sqrt{1 + \frac{N_s}{5}} + N_p \times \frac{1+0.1\sqrt{3}}{3} \times \pi_L \right] \times (1 + 3 \times 10^{-3} \times \left[ \sum_1^j (\pi_n)_i \times (\Delta T_i)^{0.68} \right])$$

جدول ۳- ضرایب و فاکتورهای مؤثر در محاسبه قابلیت اطمینان فیبر مدار چاپی [۷]

ضریب تأثیر $\pi_c$	$\leq 2$ تعداد لایه‌ها	$\pi_c = 1$
	$> 2$ تعداد لایه‌ها	$\pi_c = 0.7 \times \sqrt{\text{تعداد لایه‌ها}}$
$N_p$ : تعداد مسیرهای سیگنال $N_f$ : تعداد روزنه‌های مورد $S$ : مساحت مورد (120 cm <sup>2</sup> ) $\pi_t = e^{1740 \left( \frac{1}{303} - \frac{1}{273+t_A} \right)}$		
عرض بیشترین مسیر جریان (mm)		
۰/۵۶	۰/۳۵	۰/۲۲
۰/۱۵	۰/۱	
۱	۲	۳
۴	۵	
$\pi_L$		



شکل ۸- تغییرات فاکتور دما در محدوده ۰-۷۰ درجه سانتی‌گراد

برای تحلیل مناسب ضریب دمایی با استفاده از بیشترین دمای جعبه این مقدار محاسبه می‌شود:

$$\pi_t = e^{1740 \left( \frac{1}{303} - \frac{1}{273+13} \right)} = 0.710$$

فیبر مدار چاپی برای برد فرمان دارای ۱۹ روزنه شامل روزنه‌های تعبیه شده برای پیچ‌ها، اتصال قطعات و کانکتورها است. همچنین ۵۳ مسیر سیگنال در کل لایه‌های مورد به منظور ارتباط قطعات مختلف وجود دارد.

$$\lambda_{PCB} = 5 \times 10^{-12} \times 0.710 \times 1 \left[ 19 \times \sqrt{1 + \frac{19}{90}} + 53 \times \frac{1 + 0.1\sqrt{90}}{3} \times 3 \right] \times 1.0260 = 6.801 \times 10^{-9} f/h$$

$$R = e^{-\lambda t} = e^{-3.801 \times 10^{-9} \times 365 \times 24} = 0.94946345$$

در نهایت قابلیت اطمینان مورد فرمان برابر است با ۰.۹۸۵۵۶۴۷

هزینه هر مورد برابر است با:  $Cost_{PCB} = \$250$

جدول ۱- قابلیت اطمینان اجزای مورد

نوع قطعه	FIT	قابلیت اطمینان	تعداد قطعه
حافظه فلش	۰.۰۱۱	۰.۹۹۹۹۹۹۸۰۷	۱
درایور	۰.۴۴	۰.۹۸۹۰۱۹۳۶۱	۲
فرستنده و گیرنده	۰.۴۰	۰.۹۸۹۹۸۷۷۳۶	۱
پردازنده	۲.۴۱	۰.۹۱۸۶۲۲۳۸۵	۱
سنسور جریان	۰.۷۰	۰.۹۷۷۷۸۵۹۹۱	۱
سنسور دما	۳	۰.۹۰۲۵۴۶۸۸۸	۱
مقاومت	۰.۱۰	۰.۹۹۷۵۳۱۵۴۴	۱۲
خازن	۰.۰۲	۰.۹۹۹۹۹۹۲۴۳	۵
ECS	۰.۵۱	۰.۹۶۳۴۴۶۵۴۷	۴

۳-۶- تخمین قابلیت اطمینان اتصالات و فیبر مدار چاپی

الف- تخمین قابلیت اطمینان اتصالات

قابلیت اطمینان بین مورد و اجزا به گرما و نوع اتصالات حساس می‌باشند. حساسیت در قالب یک رابطه قابل بیان است: [۷] [۸]

$$\lambda_c = (1 + 3 \times 10^{-3} \times \left[ \sum_1^j (\pi_n)_i \times (\Delta T_i)^{0.68} \right]) \times \sum \lambda_d$$

ضرایب و فاکتورهای تأثیر با استفاده از جدول ۲ به دست می‌آیند:

جدول ۲- ضرایب و فاکتورهای تأثیر در محاسبه قابلیت اطمینان اتصالات روی مورد [7][9]

$(\pi_n)_i = n_i^{0.76}$	$n_i \leq 8760$ سال/سیکل	
	$n_i > 8760$ سال/سیکل	
$(\pi_n)_i = 1.7n_i^{0.66}$	$\Delta T_i$ : تعداد سیکل‌های شامل روشن و خاموش شدن مورد در یک سال با دانسته تغییرات دمایی $\Delta T_i$	
	$\Delta T_i = (T_{MC})_i - (T_{ME})_i$	$\Delta T_i$
	$(T_{MC})_i$ : دمای محیط خارجی در فاز ا ام عملکرد	$(T_{ME})_i$ : دمای محیط داخلی، نزدیک اجزا در فاز ا ام عملکرد
	$\lambda_d$ : برای اتصالات لحیم برابر ۰.۵ در هر یک میلیارد ساعت می‌باشد	

دمای محیط نزدیک اجزا به دلیل کوچک بودن فضای مورد و جعبه با دمای اطراف مورد یکسان است. در نتیجه نرخ خرابی و قابلیت اطمینان اتصالات به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\lambda_c = (1 + 3 \times 10^{-3} \times [1 \times (27 - 3)^{0.68}]) \times 766 \times 0.5 \times 10^{-9} = 3.92 \times 10^{-7} f/h$$

$$R = e^{-\lambda t} = e^{-3.92 \times 10^{-7} \times 365 \times 24} = 0.9931$$

قابلیت اطمینان یک فیبر مدار چاپی وابسته به مساحت روزنه‌های فیبر، تعداد لایه‌های مداری، عرض مسیر سیگنال روی مورد و تعداد ارتباطات هست.

## ۷- باتری

باتری‌ها در کوادکوپتر تنها تولیدکننده انرژی الکتریکی هستند. اکثر باتری‌ها از نوع لیتیوم پلیمری (LiPO) هستند. دلیل استفاده از این باتری‌ها به دلیل تراکم انرژی بالا و میزان تخلیه زیاد استفاده می‌باشد. رابطه قابلیت اطمینان بخش SB به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۰]:

$$R_{SB} = \sum_{j=0}^{nb} \frac{nb!}{j!(nb-j)!} \times R_{BC}^j \times (1 - R_{BC})^{nb-j}$$

که nb تعداد باتری‌ها که برابر ۴ است.

kb تعداد افزونگی باتری که برابر یک است.

خرابی در باتری‌ها می‌تواند بنا به یکی از دلایل زیر باشد [۱۰]:

۱- اتصال باز شدن باتری‌ها

۲- خرابی و مشکل در CEU

۳- خراب شدن باتری‌ها

$$R_{BS} = R_{BC}^{\oplus} \cdot [1 - ((1 - R_{BC}) \cdot (1 - R_{CEU}))]$$

$R_{BC}$ : قابلیت اطمینان خراب نشدن باتری‌ها:

$R_{BC}^{\oplus}$ : قابلیت اطمینان اتصال کوتاه نشدن باتری‌ها:

$R_{CEU}$ : قابلیت اطمینان خراب نشدن CEU:

$$R_{BC} = 0.995 \times [1 - ((1 - 0.98) \times (1 - 0.97))] = 0.9944$$

$$R_{SB} = \sum_{j=1}^4 \frac{4!}{j!(4-j)!} \times R_{BC}^j \times (1 - R_{BC})^{4-j} = 0.99328$$

قیمت هر باتری لیتیوم یونی مورداستفاده ۲۵ دلار است

بنابراین:

$$Cos t_{SB} = 4 \times 25 = \$100$$

## ۸- بهینه‌سازی

بهینه‌سازی هنر یافتن بهترین جواب در بین وضعیت‌های موجود است. آرزوی ذاتی هر انسان برای رسیدن به کمال، مبین تئوری بهینه‌سازی است. انسان می‌خواهد بهترین را تجسم و توصیف کرده و به آن دست یابد اما از آنجایی که می‌داند نمی‌تواند تمام شرایط حاکم بر بهترین را به‌خوبی شناسایی و تعریف نماید در

بیشتر موارد به‌جای جواب بهترین یا بهینه مطلق، به یک جواب رضایت‌بخش بسنده می‌کند. بهینه‌سازی ابزار مهمی در تصمیم‌گیری و تحلیل دستگاه‌های فیزیکی محسوب می‌شود. از نظر ریاضی، یک مسئله بهینه‌سازی، مسئله پیدا کردن بهترین جواب از میان مجموعه‌ای از جواب‌های کاندید یا امکان‌پذیر است. به عبارتی فرآیند بهینه‌سازی در جست‌وجوی یافتن مقادیری برای متغیرهاست که هدف را در بهترین وضعیت قرار دهد. این متغیرها معمولاً محدود یا مقید هستند.

## ۸-۱- بهینه‌سازی چندهدفه

روش‌های بهینه‌سازی چندهدفه<sup>۶</sup> در بسیاری از شاخه‌های علوم و مهندسی به کار گرفته می‌شوند و زمانی مورد استفاده قرار می‌گیرند که برای رسیدن به تصمیمات بهینه در سیستم، نیاز است میان دو یا چند هدف متناقض موازنه برقرار شود. بدون شک در بسیاری از کاربردهای مهندسی، طراحان فرایند و سیستم‌های مهندسی بر اساس اهداف متناقض، تصمیم‌گیری می‌کنند. به‌عنوان نمونه، در فرایند طراحی خودرو، علاوه بر اینکه هدف مهندسان طراحی خودرویی است که عملکرد حداکثری داشته باشد، به‌طور هم‌زمان، به دنبال طراحی خودرویی هستند که کمترین میزان آلاینده‌گی و مصرف سوخت را داشته باشد.

در این مورد و موارد مشابه، از آنجایی که بیش از یک تابع هدف باید مورد بررسی قرار بگیرد، نیاز است تا به‌کارگیری روش‌های بهینه‌سازی چندهدفه مورد بررسی قرار بگیرد. مهم‌ترین ویژگی در چنین روش‌هایی این است که با به‌کارگیری مدل‌های بهینه‌سازی چندهدفه، بیش از یک جواب کاندید در اختیار طراحان و مهندسان سیستم قرار گرفته می‌شود؛ هر یک از این جواب‌ها، موازنه میان توابع هدف مختلف را نمایش خواهند داد [۱۱].

<sup>6</sup> Multi Objective Optimization



## ۸-۱- روش‌های بهینه‌سازی

روش‌ها و الگوریتم‌های بهینه‌سازی به دو دسته دقیق و الگوریتم‌های تقریبی تقسیم‌بندی می‌شوند.

### الگوریتم‌های تقریبی خود به دودسته الگوریتم‌های ابتکاری<sup>۷</sup> و فرا ابتکاری<sup>۸</sup> بخش‌بندی می‌شوند.

در روش دقیق یک سری الگوریتم داریم که با جستجو و مشاهده‌ی همه‌ی داده‌ها، می‌تواند پاسخ کاملاً دقیق و قطعی را بدهد. این الگوریتم‌ها، سرعت پایینی دارند و طبیعتاً برای مسائلی با داده‌ها و ابعاد زیاد، کاربرد چندانی ندارند. در مقابل در روش تقریبی یک سری دیگر از الگوریتم‌ها هستند که با استفاده از ابتکار، می‌توانند قسمت‌های مشخصی از داده‌ها را جستجو کنند و با این کار سرعت تولید جواب را بالا می‌برند. این در حالی است که الگوریتم‌های ابتکاری، تضمین نمی‌دهند که جواب به‌دست آمده، بهترین جواب ممکن باشد. یعنی اگر بیشتر بگردید احتمالاً پاسخی بهتر نیز پیدا خواهید کرد.

بزرگ‌ترین مشکل روش ابتکاری این است که نیاز به دانستن مسئله دارد. به زبان دیگر یک الگوریتم ابتکاری برای یک مسئله‌ی خاص پاسخگو خواهد بود. از دیگر مشکلات الگوریتم‌های ابتکاری، گیر افتادن آن‌ها در نقاط بهینه محلی، همگرایی زودرس به این نقاط است اینجاست که یک سری دیگر از الگوریتم‌ها به وجود آمده‌اند که بدون داشتن مشکلات روش‌های ابتکاری می‌توانند به جستجو برای نقاط بهینه بگردند. در واقع الگوریتم‌های فرا ابتکاری قادر هستند بدون دانستن مسئله، با ارائه‌ی یک‌راه حل عمومی مسئله را با سرعت و دقت معقولی حل کنند. این روش‌ها در اصطلاح مستقل از مسئله هستند [۱۲][۱۳].

### ۹- الگوریتم کرم شب‌تاب (FA)<sup>۹</sup>

الگوریتم کرم شب‌تاب یک الگوریتم فرا ابتکاری است که با الهام از رفتار ساطع کردن نور کرم شب‌تاب به‌دست آمده است. این

الگوریتم یک مدل تکاملی مبتنی بر هوش جمعی و برگرفته از طبیعت هست. کاربرد عمده این الگوریتم در حل مسائل بهینه‌سازی هست. برای افزایش قدرت جستجو و دقت الگوریتم و بهبود نتیجه حاصل از آن یک الگوریتم کرم شب‌تاب بهبود یافته از طریق تغییر چگونگی حرکت کرم شب‌تاب و افزایش همگرایی در بهینه سرسری استفاده می‌شود. نقطه بهینه با توجه به نوع بهینه‌سازی می‌تواند ذره‌ای باشد که بیشترین و یا کمترین مقدار را دارد، و همچنین مقدار این ذره در هر بار تکرار بروز می‌شود. در الگوریتم پیشنهادی، هنگامی که دو مقدار یا دو موقعیت باهم مقایسه می‌شوند مکان جدید با توجه به مکان دو مقدار فعلی و یک برآیند جدید از اختلاف بهترین و بدترین مقدار در بهینه سرا سری به دست خواهد آمد. این حرکت موجب فرار از بدترین موقعیت به وجود آمده در الگوریتم خواهد شد و الگوریتم را به سمت جواب بهینه سرا سری می‌رساند.

الگوریتم کرم شب‌تاب در اواخر سال ۲۰۰۷ و توسط She Yang -Xin معرفی شده است، که ایده اصلی آن از ارتباط نوری میان کرم‌های شب‌تاب الهام گرفته شده است. این الگوریتم را می‌توان از مظاهر هوش جمعی دانست، که در آن از همکاری اعضای ساده و کم‌هوش، مرتبه بالاتری از هوشمندی ایجاد می‌شود که قطعاً توسط هیچ‌یک از اجزا قابل حصول نیست. الگوریتم FA یک الگوریتم فرا ابتکاری، با الهام از رفتارهای کرم شب‌تاب است. این الگوریتم با فرضیه زیر فرمول‌بندی شده است:

- ۱- همه کرم شب‌تاب‌ها تمایل جنسی دارند، به طوری که یک کرم شب‌تاب به تمام کرم شب‌تاب‌های دیگر را جذب می‌کند.
- ۲- جذابیت متناسب است با روشنایی کرم، و معمولاً کرم شب‌تاب با نور کم‌تر جذب کرم شب‌تاب پر نورتر می‌شود.
- ۳- اگر کرم شب‌تابی روشن‌تر از کرم شب‌تاب داده شده وجود داشته باشد آن را به‌طور تصادفی حرکت خواهد داد.
- ۴- روشنایی باید با تابع هدف در ارتباط باشد.

الگوریتم کرم شب‌تاب با مدل‌سازی رفتار مجموعه‌ای از کرم‌های شب‌تاب و تخصیص مقداری مرتبط با برآزندگی مکان هر کرم شب‌تاب به‌عنوان مدلی برای میزان رنگ‌دانه‌های شب‌تاب و به‌روز کردن مکان کرم‌ها در تکرارهای متوالی الگوریتم به جستجوی جواب بهینه مسئله می‌پردازد. در واقع دو مرحله اصلی الگوریتم

<sup>۹</sup> . Firefly Algorithm

<sup>۷</sup> . Heuristic Algorithms

<sup>۸</sup> . Meta-heuristic Algorithms

### فرمول‌ها و پارامترهای مسئله

مسئله تخصیص قابلیت اطمینان-افزونی برای به حداکثر رساندن قابلیت اطمینان سیستم با در نظر گرفتن محدودیت‌ها می‌تواند به صورت زیر تنظیم شود:

$$(1) \quad \text{حداکثرسازی} \\ R_s = f(r, n) \\ n_i \in Z^+ \quad \text{و} \quad 1 \leq i \leq m \quad \text{با در نظر گرفتن} \quad (2)$$

$$\text{و} \quad r_i \in R \quad \text{و} \quad 0 \leq r_i \leq 1 \quad \text{و} \quad g(r, n) \leq 1$$

که در آن  $R_s$  قابلیت اطمینان زیرسیستم،  $g$  مجموعه‌ای از توابع قیود هستند (توابع وزن و هزینه)،  $r = (r_1, r_2, r_3, \dots)$  بردار قابلیت اطمینان اجزا زیرسیستم و  $n = (n_1, n_2, n_3, \dots)$  بردار افزونگی‌های تخصیص داده شده به زیرسیستم می‌باشد.  $r_i$  و  $n_i$  قابلیت اطمینان و تعداد اجزای هر زیرسیستم در جز  $i$ ام زیرسیستم است. برای مثال  $n_1$  تعداد کل فلش‌های حافظه (اصلی + مازاد) و  $r_1$  مقدار قابلیت اطمینان فلش‌های حافظه می‌باشد.

$f(0)$  تابع هدف برای تمام قابلیت اطمینان زیرسیستم،  $l$  محدودیت منابع زیرسیستم است و  $m$  تعداد اجزا هر عضو در زیرسیستم است.

این مسئله از سری مسائل integer nonlinear-mixed می‌باشد. مسئله را می‌توان به صورت زیر شروع کرد:

$$(3) \quad \text{باید تابع روبرو} \\ f(r, n) = \prod_{i=1}^m [1 - (1 - r_i)^{n_i}] \\ \text{را ماکزیم نمود}$$

$$(4) \quad \text{با در نظر گرفتن} \\ g_1(r, n) = \sum_{i=1}^m w_i \cdot n_i^2 \cdot e^{0.25n_i} \leq W \\ \text{تابع وزن}$$

$$(5) \quad \text{تابع هزینه} \\ g_2(r, n) = \sum_{i=1}^m C(r_i) \cdot [n_i + e^{0.25n_i}] \\ \leq C$$

$$\text{که} \quad n_i \in Z^+ \quad \text{و} \quad 1 \leq n_i \leq 6$$

$$\text{و} \quad r_i \in R \quad \text{و} \quad 0.5 \leq r_i \leq 0.999999$$

هزینه (بودجه) است.

در اینجا  $i$  شماره وسیله مورد نظر در زیرسیستم می‌باشد. برای مثال  $n_1$  بیانگر تعداد کل چرخ‌های عکس‌العملی است. (اصلی +

در هر تکرار فاز به روز کردن رنگ‌دانه و فاز حرکت هستند. کرم‌های شب‌تاب به سمت کرم‌های شب‌تاب دیگر با رنگ‌دانه بیشتر که در همسایگی آن‌ها باشند حرکت می‌کنند. به این ترتیب طی تکرارهای متوالی مجموعه به سمت جواب بهتر متمایل می‌گردد [۱۴]، [۱۵]، [۱۶] و [۱۷].

### ۱۰- بیان مسئله

الگوریتم کرم شب‌تاب یک رویکرد جدید چند متغیره مبتنی بر جمعیت است که توسط She Yang-Xin توسعه یافته است و از رفتار خصوصیات چشمک زدن کرم شب‌تاب الهام گرفته شده است. نور چشمک‌زن می‌تواند به گونه‌ای فرموله شود که با عملکرد هدف بهینه‌سازی شده همراه باشد، که فرموله سازی الگوریتم کرم شب‌تاب را امکان‌پذیر می‌کند.

برای پیاده‌سازی این الگوریتم برای یک بورد یک کوادکوپتر را که شامل شش جز اصلی را که هر جز با یک عدد به صورت زیر مشخص شده است در نظر می‌گیریم برای این منظور ما چهار جز اصلی در نظر می‌گیریم و هر اندیس نشان‌دهنده یکی از اجزا است این چهار جز به ترتیب: ۱-حافظه فلش، ۲-دراپور، ۳-فرستنده و گیرنده، ۴-پردازنده، ۵-سنسور جریان، ۶-سنسور دما.

در این مسئله تابع وزن و تابع هزینه و تابع هدف مشخص می‌باشند و روابط و همبستگی بین آن‌ها مشخص می‌باشد. ما می‌بایست با اجرای برنامه و تعیین حالت‌های مختلف وجود افزونگی را برای داشتن با توجه به محدودیت‌های وزن و هزینه بهینه‌ترین حالت را برای قابلیت اطمینان را به دست آوریم.

در این مسئله حداکثر وزن برابر ۵۰۰۰ گرم و حداکثر هزینه برابر ۳۵۰۰ دلار می‌باشد. در ادامه به منظور اعتبار سنجی برنامه کرم شب‌تاب ما این برنامه را در Toolbox Optimization نرم‌افزار متلب در توسط الگوریتم ژنتیک پیاده‌سازی می‌کنیم و نتایج را با هم مقایسه می‌کنیم.

مازاد) و  $r_1$  بیانگر قابلیت اطمینان حافظه‌های فلش با تعداد در نظر گرفته شده می‌باشد.

$$C(r_i) = a_i \left[ \frac{-T}{\ln(r_i)} \right]^{b_i}$$

T تابع هزینه اجزا است که در آن

زمان عملکردی هر جز زیرسیستم که در آن خراب نمی‌شود است. W هم حدی بالایی وزن زیر سیستم است.

از آنجا که جذابیت کرم شب‌تاب متناسب با شدت نوری است که توسط کرم‌های شب‌تاب مجاور دیده می‌شود، اکنون می‌توانیم جذابیت  $\beta$  یک کرم شب‌تاب را از نظر فاصله دکارتی بین کرم شب‌تاب  $i$  و کرم شب‌تاب  $j$  تعریف کنیم. در این حالت، فاصله کرم شب‌تاب  $i$  ام تا کرم شب‌تاب جذاب‌تر (روشن‌تر)  $j$  ام که جذب آن می‌شود به صورت زیر به دست می‌آید:

$$x_i = x_i + \beta_0 e^{-\gamma \cdot r_{ij}^2} (x_j - x_i) + \alpha \left( rand - \frac{1}{2} \right)$$

که قسمت دوم مربوط به جذابیت کرم شب‌تاب است که  $\gamma$  ضریب جذب کرم شب‌تاب،  $\beta_0$  ضریب جذب شونده‌گی در  $r = 0$  است. در بخش سوم به دنبال ایجاد اعداد تصادفی با استفاده از ضریب  $\alpha$  هستیم. عدد تصادفی ایجاد شده بین ۰ و ۱ است.

## ۱۱- نتایج و دستاوردها

### حافظه فلش:

تعداد اجزا (n)	۲	۳	۴
قابلیت اطمینان (F)	۰.۷۸۵۶	۰.۸۵۹۶	۰.۹۵۵۵

دراپور:

تعداد اجزا (n)	۲	۳	۴
قابلیت اطمینان (F)	۰.۹۸۹۶	۰.۹۹۵۸	۰.۹۹۹۶

فرستنده و گیرنده:

تعداد اجزا (n)	۲	۳	۴
قابلیت اطمینان (F)	۰.۹۹۳۹	۰.۹۹۸۶	۰.۹۹۹۷

پردازنده:

تعداد اجزا (n)	۲	۳	۴
قابلیت اطمینان (F)	۰.۹۳۷۴	۰.۹۵۸۱	۰.۹۸۵۸

### سنسور جریان:

تعداد اجزا (n)	۲	۳	۴
قابلیت اطمینان (F)	۰.۹۸۲۰	۰.۹۸۶۲	۰.۹۹۲۶

### سنسور دما:

تعداد اجزا (n)	۲	۳	۴
قابلیت اطمینان (F)	۰.۹۳۸۰	۰.۹۵۸۶	۰.۹۶۹۲

با اجرای الگوریتم کرم شب‌تاب در محیط برنامه متلب به تعداد ۲۰ بار، نتایج جداول ۴ و ۵ به دست آمدند که پارامترهای مختلف بهینه‌شده را نمایش می‌دهد.

با توجه به این نتایج به دست آمده می‌توان نتیجه گرفت بهترین حالت (Best Firefly)، در پنجمین اجرا برنامه به دست آمده است که قابلیت اطمینان را ۰.۹۹۹۲۵ را به ما می‌دهد در این حالت تعداد ۴ عدد فلش‌های حافظه داریم که یک عدد اصلی و ۳ عدد مازاد خواهد بود. همچنین تعداد ۴ عدد دراپور خواهیم داشت که ۲ عدد اصلی و ۲ عدد مازاد خواهد بود. همچنین تعداد ۲ عدد فرستنده و گیرنده که ۱ عدد اصلی و ۱ عدد مازاد است. ۲ عدد پردازنده که یک عدد اصلی و یک عدد مازاد است. ۳ عدد سنسور جریان که یک عدد اصلی و ۲ عدد مازاد خواهد بود. در نهایت ۳ عدد سنسور دما که یک عدد اصلی و ۲ عدد مازاد خواهد بود. هزینه کل زیرسیستم برابر ۳۴۱۵.۱۵ دلار و وزن کل زیرسیستم برابر ۴۶۲۰.۹ گرم خواهد بود.

### ۱۱-۱ نتایج بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

#### Optimization Toolbox نرم افزار MATLAB:

در این حالت نیز مانند FA در محیط برنامه متلب نسخه ۲۰۲۰، برنامه را به تعداد ۲۰ مرتبه اجرا می‌کنیم و نتایج را به دست آمده را گزارش می‌دهیم.

در بهینه‌سازی مسئله موردنظر ما ۱۲ پارامتر زیر به عنوان متغیر در نظر گرفته شده‌اند:

$$n1 = x(1)$$

$$r1 = x(7)$$

$$n2 = x(2)$$

$$r2 = x(8)$$

$$n3 = x(3)$$

$$r3 = x(9)$$

جلد ۱۲- شماره ۳- پاییز ۱۴۰۱

نشریه مهندسی و مدیریت کیفیت

به‌عنوان یکی از نیازهای اساسی حوزه قابلیت اطمینان پروژه‌های هوا فضایی کشور به شمار می‌رود.

در این پروژه با استفاده از روش‌های کاربردی نرخ خرابی و قابلیت اطمینان اجزای زیرسیستم توان الکتریکی با در نظر گرفتن و بدون در نظر گرفتن افزونگی‌ها بررسی و مقایسه شد.

منابع مالی برای طراحی و ساخت اجزا، مونتاژ کوادکوپتر محدود است. اگر کاهش هزینه‌های پروژه با دید مهندسی انجام گیرد، سطح قابلیت اطمینان موردنیاز سیستم برآورده خواهد شد در همین راستا برای هر زیرسیستم با توجه به قیمت‌های درج‌شده در سایت‌های Amazon.com و electronic-shop.iu برآورد هزینه اجزا زیرسیستم‌ها صورت پذیرفت.

امروزه بهینه‌سازی در حوزه مهندسی به دلیل محدود بودن منابع نقش کلیدی پیدا کرده است. ما نیز به دنبال این هستیم که با صرف کم‌ترین منابع بیشترین بازدهی را به دست آوریم. در سال‌های اخیر با پیدایش الگوریتم‌های فرا ابتکاری که بیشتر از طبیعت الگوبرداری شده‌اند بحث بهینه‌سازی بسیار پیشرفت نمود و زمان محاسبات کمتر و مشکل نقاط تکینه محلی که در بهینه‌سازی کلاسیک وجود داشت رفع گردیده است. ما نیز با توجه به اینکه در بحث قابلیت اطمینان کوادکوپتر هم از لحاظ هزینه مالی و هم وزن اجزا دارای محدودیت هستیم. برای داشتن بهترین حالت ممکن باید منابع خود را بهینه‌سازی کنیم.

ما در بحث بهینه‌سازی، از الگوریتم‌های کرم شب‌تاب (FA) و الگوریتم ژنتیک (GOA) توسط قسمت Toolbox Optimization در نرم‌افزار مطلب استفاده کردیم. در نهایت با مقایسه نتایج دو الگوریتم کرم شب‌تاب و ژنتیک می‌توان داده‌های به‌دست‌آمده توسط الگوریتم کرم شب‌تاب را اعتبارسنجی کرد.

جدول ۹: مقایسه نتایج دو الگوریتم FA و GOA			
اختلاف	GOA	FA	پارامترها
۱	۳	۴	$n_1$
۰	۴	۴	$n_2$
۲	۴	۲	$n_3$
۱	۳	۲	$n_4$
۱	۲	۳	$n_5$
۱	۲	۳	$n_6$
۰.۳٪	۳۴۶۱.۱۸	۳۴۵۱.۵۵	cost

$$n_4 = x(4) \quad r_4 = x(10)$$

$$n_5 = x(5) \quad r_5 = x(11)$$

$$n_6 = x(6) \quad r_6 = x(12)$$

محدوده بالا و پایین هر کدام از این متغیرها نیز در جدول ۶ نشان داده شده است.

کد برنامه به زبان متلب نوشته شده است و شامل یک پیکره اصلی (main) است که مدیریت ورودی‌ها و خروجی‌های برنامه را بر عهده دارد. در این برنامه شمارنده‌ای وجود دارد که مشخص می‌کند چه تعداد فراخوانی محاسبه‌ی تابع هدف توسط کد و چه تعداد توسط تاریخچه‌ی نتایج انجام می‌شود. همچنین در صورت نیاز داده‌های ورودی برای شروع روند بهینه‌سازی از فایل‌های ورودی خوانده می‌شود.

همچنین تعداد نسل و تعداد اعضای هر نسل به‌عنوان اصلی‌ترین ورودی‌های فرایند بهینه‌سازی توسط کاربر انتخاب می‌شوند و کاربرد مشخص می‌کند که حداقل چه تعداد داده اولیه در اولین جمعیت دیتاهای اولیه حضور داشته باشند. [۱۸][۱۹][۲۰]

MaxGenerations\_Data = 1700;

PopulationSize\_Data = 1080;

در جداول ۷ و ۸ نتایج الگوریتم ژنتیک نشان داده شده است.

در این حالت بهترین انتخاب در اجرای هفتمین به وجود آمد. در این حالت تعداد ۳ عدد فلش‌های حافظه‌داریم که یک عدد اصلی و ۲ عدد مازاد خواهد بود. همچنین تعداد ۴ عدد درایور خواهیم داشت که یک عدد اصلی و ۲ عدد مازاد خواهد بود. همچنین تعداد ۴ عدد فرستنده و گیرنده که ۱ عدد اصلی و ۳ عدد مازاد است. ۲ عدد پردازنده که یک عدد اصلی و یک عدد مازاد است. ۲ عدد سنسور جریان که یک عدد اصلی و یک عدد مازاد خواهد بود. در نهایت ۳ عدد سنسور دما که یک عدد اصلی و ۲ عدد مازاد خواهد بود. هزینه کل زیرسیستم برابر ۳۴۶۱.۱۸ دلار و وزن کل زیرسیستم برابر ۴۸۹۰.۵۳ گرم خواهد بود.

## ۱۲- نتیجه‌گیری

با توجه به نوپا بودن دانش هوافضا در کشور و محدود بودن اطلاعات در زمینه قابلیت اطمینان قطعات با کاربرد در این حوزه، استفاده از طراحی که بتواند این اطلاعات را جمع‌آوری کند،

همچنین از جناب آقای دکتر ایمانی به خاطر راهنمایی‌ها و رهنمودهایشان در این مسیر کمال تشکر و قدردانی را دارم و از خداوند متعال برای ایشان سلامت و توفیق دستیابی به مدارج عالییه را خواستارم.

weight	۴۵۸۱.۴۷	۴۸۹۰.۵۳	۰.۱٪
Best	۰.۹۹۹۲۵	۰.۹۹۹۹۹	۰.۰۷٪

بنابراین با مقایسه جواب‌های به‌دست‌آمده می‌توان گفت که با توجه به نزدیک بودن جواب‌ها می‌توان از صحت جواب‌های الگوریتم کرم شب‌تاب اطمینان حاصل نمود.

#### ۱۴- اعلام تعارض منافع

نویسندگان اعلام می‌کنند که هیچ نوع تعارض منافی وجود ندارد

#### ۱۳- سپاسگزاری از حمایت مالی

این پژوهش هیچ کمک‌هزینه خاصی از هیچ مؤسسه سرمایه‌گذار در بخش عمومی، تجاری یا غیرانتفاعی دریافت نکرده است.

جدول ۴: نتایج ۱ بهینه سازی قابلیت اطمینان توسط الگوریتم FA

مرتبۀ اجرا پارامتر	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸	۹	۱۰
$n_1$	۳	۲	۳	۲	۴	۲	۲	۳	۴	۴
$n_2$	۳	۴	۳	۳	۴	۲	۲	۳	۳	۴
$n_3$	۳	۴	۴	۲	۲	۳	۲	۴	۴	۲
$n_4$	۲	۴	۳	۴	۲	۲	۲	۳	۴	۴
$n_5$	۲	۲	۳	۲	۳	۳	۳	۲	۲	۳
$n_6$	۲	۳	۳	۳	۳	۳	۴	۲	۲	۲
cost	۳۴۶۴.۴۳	۳۴۰۲.۸۲	۳۴۶۱.۸۷	۳۴۶۶.۳۸	۳۴۱۵.۵۵	۳۴۳۹.۱۱	۳۴۶۸.۸۶	۳۴۰۶.۴۸	۳۴۶۲.۹۹	۳۴۶۱.۹۷
weight	۴۷۶۵.۵۳	۴۵۹۵.۴۰	۴۷۰۶.۴۴	۴۷۶۹.۲۱	۴۵۸۱.۴۷	۴۷۹۲.۷۸	۴۸۲۸.۲۳	۴۷۳۳.۴۵	۴۵۶۸.۷۷	۴۶۱۷.۹۳
Best Firefly	۰.۹۸۷۸۳	۰.۹۹۶۱۵	۰.۹۹۲۷۹	۰.۹۹۰۱۷	۰.۹۹۹۲۵	۰.۹۴۹۹۵	۰.۹۸۱۳۵	۰.۹۹۳۰۷	۰.۹۹۶۰۲	۰.۹۹۰۴۴

جدول ۵: نتایج ۲ بهینه سازی قابلیت اطمینان توسط الگوریتم FA

مرتبۀ اجرا پارامتر	۱۱	۱۲	۱۳	۱۴	۱۵	۱۶	۱۷	۱۸	۱۹	۲۰
$n_1$	۳	۴	۴	۴	۳	۳	۴	۳	۴	۳
$n_2$	۲	۴	۴	۲	۳	۲	۴	۳	۳	۳
$n_3$	۳	۴	۴	۴	۲	۴	۳	۴	۲	۴
$n_4$	۲	۳	۳	۲	۳	۲	۲	۳	۴	۴
$n_5$	۲	۲	۳	۲	۲	۳	۳	۴	۲	۳
$n_6$	۳	۳	۴	۲	۲	۴	۲	۴	۲	۴
cost	۳۴۵۶.۸۸	۳۴۷۶.۲۷	۳۴۸۴.۵۴	۳۴۶۰.۷۷	۳۴۸۵.۶۸	۳۴۳۳.۶۲	۳۴۲۲.۰۳	۳۴۲۸.۴۷	۳۲۴۹.۱۵	۳۴۴۱.۷۷

<b>weight</b>	۴۷۴۶.۵۸	۴۵۵۴.۸۵	۴۶۴۷.۴۸	۴۸۲۱.۳۹	۴۷۲۲.۶۰	۴۶۲۳.۱۱	۴۹۲۸.۶۰	۴۴۶۳.۷۹	۴۶۲۰.۹۰	۴۶۲۷.۷
<b>Best Firefly</b>	۰.۹۴۶۷۵	۰.۹۹۷۵۷	۰.۹۸۸۸۳	۰.۹۹۰۲۷	۰.۹۸۲۴۴	۰.۹۹۷۶۵	۰.۹۹۱۴۳	۰.۹۷۰۱۱	۰.۹۹۷۵۷	۰.۹۹۴۳۱

جدول ۶: محدوده‌های بالا و پایین متغیرها در الگوریتم ژنتیک

x(12)	x(11)	x(10)	x(9)	x(8)	x(7)	x(6)	x(5)	x(4)	x(3)	x(2)	x(1)	پارامتر
۰/۵	۰/۵	۰/۵	۰/۵	۰/۵	۰/۵	۱	۱	۱	۱	۱	۱	lb
۰/۹۹۹	۰/۹۹۹	۰/۹۹۹	۰/۸۹۹	۰/۹۹۹	۰/۹۹۹	۳	۴	۳	۴	۳	۳	ub

جدول ۶: نتایج ۱ بهینه‌سازی قابلیت اطمینان توسط الگوریتم GOA

مرتب‌بندی اجرا / پارامتر	۱	۲	۳	۴	۵	۶	۷	۸	۹	۱۰
$n_1$	۴	۴	۳	۳	۳	۴	۳	۲	۲	۴
$n_2$	۳	۴	۴	۴	۲	۳	۴	۴	۴	۲
$n_3$	۴	۴	۴	۴	۴	۲	۴	۳	۴	۳
$n_4$	۳	۲	۲	۳	۲	۴	۳	۴	۲	۴
$n_5$	۴	۴	۴	۴	۴	۴	۲	۴	۴	۴
$n_6$	۳	۳	۳	۳	۳	۲	۳	۴	۳	۲
<b>cost</b>	۳۴۶۴.۱۸	۳۴۶۱.۵۶	۳۴۸۰.۸۸	۳۴۶۴.۴۴	۳۴۶۴.۴۴	۳۴۶۸.۰۹	۳۴۶۱.۱۸	۳۴۶۶.۹۵	۳۴۶۸.۴۳	۳۴۷۷.۲۹
<b>weight</b>	۴۶۹۶.۸۴	۴۷۱۰.۶۴	۴۷۴۲.۹۳	۴۷۶۲.۲۵	۴۷۸۷.۷۴	۴۸۳۱.۷۴	۴۸۹۰.۵۳	۴۷۱۶.۶۲	۴۶۶۳.۹۹	۴۸۷۵.۷۲
<b>Best GOA</b>	۰.۹۶۹۹۸	۰.۹۹۲۰۱	۰.۹۸۶۹۱	۰.۹۸۷۴۵	۰.۹۸۷۵۶	۰.۹۹۹۲۴	۰.۹۹۹۹۹	۰.۹۸۱۰۳	۰.۹۸۷۴۸	۰.۹۶۳۵۵

جدول ۸: نتایج ۲ بهینه‌سازی قابلیت اطمینان توسط الگوریتم GOA

مرتب‌بندی اجرا / پارامتر	۱۱	۱۲	۱۳	۱۴	۱۵	۱۶	۱۷	۱۸	۱۹	۲۰
$n_1$	۴	۴	۴	۳	۲	۴	۲	۴	۴	۲
$n_2$	۳	۳	۲	۳	۳	۲	۴	۴	۳	۲
$n_3$	۴	۲	۴	۴	۴	۴	۳	۳	۴	۴
$n_4$	۲	۳	۳	۲	۳	۲	۲	۴	۴	۴
$n_5$	۳	۲	۲	۴	۲	۳	۲	۳	۳	۲
$n_6$	۴	۶	۳	۴	۲	۳	۴	۲	۳	۳
<b>cost</b>	۳۴۵۴.۳۸	۳۴۴۳.۴۰	۳۳۴۸.۶۹	۳۲۴۶.۲۷	۳۴۴۶.۵۲	۳۲۴۷.۵۹	۳۲۴۶.۷۹	۳۴۶۶.۸۷	۳۳۴۷.۸۲	۳۴۴۸.۴
<b>weight</b>	۴۷۷۰.۷۴	۴۶۵۷.۴۱	۴۸۲۲.۶۹	۴۹۲۱.۶۷	۴۸۹۱.۴۸	۴۶۷۲.۵۷	۴۸۱۸.۸۷	۴۵۷۰.۴۲	۴۶۲۶.۸۷	۴۲۶۵.۳
<b>Best GOA</b>	۰.۹۷۶۸۹	۰.۹۸۹۶۳	۰.۹۷۷۴۵	۰.۹۹۸۱۵	۰.۹۶۶۷۵	۰.۹۸۷۷۹	۰.۹۸۸۹۸	۰.۹۹۲۷۹	۰.۹۸۴۷۵	۰.۹۸۷۵۴

## ۱۵- منابع

- [11] Harifi, S., Khalilian, M., Mohammadzadeh, J., & Ebrahimnejad, S. (2019). Emperor Penguins Colony: a new metaheuristic algorithm for optimization. *Evolutionary Intelligence*, 12, 211-226.
- [12] Beheshti, Z., & Shamsuddin, S. M. H. (2013). A review of population-based meta-heuristic algorithms. *Int. J. Adv. Soft Comput. Appl*, 5(1), 1-35.
- [13] Shaheen, A. M., Spea, S. R., Farrag, S. M., & Abido, M. A. (2018). A review of meta-heuristic algorithms for reactive power planning problem. *Ain Shams Engineering Journal*, 9(2), 215-231.
- [14] dos Santos Coelho, L., de Andrade Bernert, D. L., & Mariani, V. C. (2011, June). A chaotic firefly algorithm applied to reliability-redundancy optimization. In 2011 IEEE congress of evolutionary computation (CEC) (pp. 517-521). Ieee.
- [15] Mishra, D. K., Shinde, V., & Bharadwaj, S. K. (2022). A Convergence Study of Firefly Algorithm. *International Journal of Research in Science & Engineering (IJRISE)* ISSN: 2394-8299, 2(03), 17-25.
- [16] Yang, X. S. (2011). Optimization algorithms. *Computational optimization, methods and algorithms*, 13-31.
- [17] Haque, A. U., Mandal, P., Meng, J., & Pineda, R. L. (2012). Performance evaluation of different optimization algorithms for power demand forecasting applications in a smart grid environment. *Procedia Computer Science*, 12, 320-325.
- [18] Katoch, S., Chauhan, S. S., & Kumar, V. (2021). A review on genetic algorithm: past, present, and future. *Multimedia Tools and Applications*, 80, 8091-8126.
- [19] Muñoz, A., & Rubio, F. (2021). Evaluating genetic algorithms through the approximability hierarchy. *Journal of Computational Science*, 53, 101388.
- [20] Lavine, B. K., Rayens, W. S., Brown, S. D., Tauler, R., & Walczak, B. (2009). *Comprehensive Chemometric*
- [1] Billinton, R., & Allan, R. N. (1992). *Reliability evaluation of engineering systems (Vol. 792)*. New York: Plenum press.
- [2] Allan, R. N., & Billinton, R. (1988). Concepts of power system reliability evaluation. *International Journal of Electrical Power & Energy Systems*, 10(3), 139-141.
- [3] Castet, J. F., & Saleh, J. H. (2010). Beyond reliability, multi-state failure analysis of satellite subsystems: a statistical approach. *Reliability Engineering & System Safety*, 95(4), 311-322.
- [4] Javir, A. V., Pawar, K., Dhudum, S., Patale, N., & Patil, S. (2015). Design, analysis and fabrication of quadcopter. *Journal of The International Association of Advanced Technology and Science*, 16(11), 1-12.
- [5] Aggarwal, K. K., Misra, K. B., & Gupta, J. S. (1975). A fast algorithm for reliability evaluation. *IEEE Transactions on Reliability*, 24(1), 83-85.
- [6] Papadimitriou, D., Rosu, V., Naidu, V., Cruz, D., Skarakis, J., Panagiotopoulos, D., & Mourelatos, Z. (2018). Reliability based aerodynamic shape optimization of a quadcopter. In 2018 AIAA Non-Deterministic Approaches Conference (p. 0664).
- [7] Defense, U. (1995). MIL-HDBK-217F reliability prediction of electronic equipment. Defense, US Department of, 28.
- [8] Larin, V. B. (2018). Improving the reliability of the control system of a quadcopter. *International Applied Mechanics*, 54, 454-462.
- [9] Nswc, N. S. W. C. (2010). Handbook of reliability prediction procedures for mechanical equipment. Carderock Division. Logistics Engineering Technology Branch, NSWC-10.
- [10] Zahran, M., Tawfik, S., & Dyakov, G. (2006). LEO satellite power subsystem reliability analysis. *Journal of Power Electronics*, 6(2), 104-113.

# Optimizing and Analyzing Reliability Through Redundancy by Meta-Heuristic Algorithms for a Drone

**Kazem Imani**

Associate Professor, Department of engineering and aviation, Imam Ali University, Tehran, Iran

**AmirHossein Gholami**

MSc Student, Department of aerospace Science & Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

## Introduction

Due to their high functionality, the presence of various high-tech elements in them, along with special flight standards, quadcopters have set the conditions in such a way that the occurrence of any failure and fault, even a small one, involves huge costs. Therefore, reliability estimation is of special importance for these systems. In addition, due to the limitation of financial and mass resources for the quadcopter, the design of a system should be done in such a way as to achieve the highest possible amount of reliability based on our limited resources. In this article, while calculating the reliability, using optimization algorithms, the best possible solutions were determined in order to achieve the maximum possible reliability by spending the least cost and mass.

In this article, an attempt has been made to increase the reliability of the quadcopter by using redundancy, and for this purpose meta-heuristic firefly algorithm has been used, and genetic algorithm has been used to validate and validate the obtained results.

**keywords:** Reliability, Optimization, Quadcopter, Firefly Algorithm, Genetic Algorithm.

## Methodology

Special relationships are used to predict the failure rate of components or systems correctly. These relationships have been developed with statistical models and based on environmental parameters affecting the performance of components. Two crucial standards, NSWC-98/LEI for mechanical parts and MIL HNBK- 217 for electronic components and the IEC-62380 document, have fully expanded these relationships. In this project, the MIL HNBK-21 standard and the IEC-62380 document have advanced the reliability plan.

## Firefly Algorithm (FA)

Firefly Algorithm is an innovative algorithm inspired by the light emitting behavior of fireflies. The algorithm is an evolutionary model based on collective intelligence which was derived from nature. The main application of this algorithm is solving optimization problems. In order to increase the search power, accuracy of the algorithm, and improve the resulting



result, an improved firefly algorithm is used by changing how the firefly moves and increasing the convergence in the global optimum. According to the type of optimization, the optimal point can be the particle that has the highest or the lowest value, and the value of this particle is updated every time it is repeated. In the proposed algorithm, when two values or two positions are compared, the new location will be obtained according to the location of the current two values, and a new result will be attained from the difference of the best and worst value in the global optimum. This move will escape from the worst situation in the algorithm and will lead the algorithm to the global optimal solution. The firefly algorithm was introduced in late 2007 by Xin-She Yang, whose main idea was inspired by the optical communication between fireflies. This algorithm can be seen as a manifestation of collective intelligence, in which a higher level of intelligence is created from the cooperation of simple and low-intelligence members, which definitely cannot be achieved by any of the components. The FA algorithm is a meta-heuristic algorithm inspired by the behavior of fireflies. This algorithm has been formulated with the following hypothesis:

1- All fireflies are sexual so one firefly attracts all other fireflies. 2- The attractiveness is proportional to the brightness of the worm, and usually fireflies with less light are attracted to brighter fireflies. 3- If there is a firefly brighter than the given firefly, it will move randomly. 4- Lighting must be related to the objective function.

The firefly algorithm by modeling the behavior of a set of fireflies and assigning a value related to the fitness of the location of each firefly as a model for the amount of firefly pigments and updating the locations of the fireflies in successive iterations of the algorithm to search for the optimal solution The problem is solved. In fact, the two main steps of the algorithm in each iteration are the pigment updating phase and the movement phase. Fireflies move towards other fireflies with more pigment in their neighborhood. In this way, during successive iterations, the collection tends towards a better answer. According to the algorithm and flowchart, we can implement this optimization for the problem of reliability [1, 23-26].

The procedure for implementing the FA algorithm can be as the code:

```

Objective function of optimization problem  $f(x)$ ,  $x = (x_1, \dots, x_d)^T$ 
Generate initial population of  $n$  fireflies  $x_i$  ( $i = 1, 2, \dots, n$ ) using generation of
numbers with uniform distribution
Light intensity  $I_i$  at  $x_i$  is determined by  $f(x_i)$ 
Define light absorption coefficient  $\gamma$ 
Initial generation,  $k = 0$ 

while ( $k < MaxGenerations$ )
  Update the generation number,  $k = k + 1$ 
  for  $i = 1$  to  $n$  (all  $n$  fireflies)
    for  $j = 1$  to  $i$  (all  $n$  fireflies)
      if ( $I_j < I_i$ ) in case of a minimization problem
        Move firefly  $i$  towards  $j$  in  $d$ -dimension:
      end if
      Attractiveness varies with distance  $r$  via equation (7)
      Evaluate new solutions and update light intensity
    end for  $j$ 
  end for  $i$ 
  Rank the fireflies and find the current best
end while
Postprocess results and visualization
    
```

## Finding

Quadcopters are a new generation of drones that, due to their high technology, have unique features such as high controllability and extraordinary stability compared to other drones. This is why quadcopters are used in many industrial and commercial fields. take Therefore, due to the high technology and extensive use, these devices must have sufficient reliability to minimize the risk of their failure and the costs caused by their failure. Nevertheless, in the discussion of reliability, we are always limited. We are facing: For example, in quadcopters, we face financial and weight restrictions because quadcopters, in order to have enough lift force, their weight should not exceed a certain amount, and we cannot add more parts or put parts of better quality but higher mass for to achieve more reliability.

Also, we always face financial constraints, and we must spend with limits to achieve more reliability. These things made us decide that in this research while obtaining the reliability of the quadcopter by optimizing it with the new meta-heuristic algorithm (Firefly algorithm) and validating the results with that classic meta-heuristic algorithm (genetic algorithm), we can obtain the maximum value Get reliability, the lowest cost and weight for it.

This is new research in quadcopter reliability with the view of optimizing reliability while minimizing weight and cost.

## Conclusion

In this project, using applied methods, the failure rate and reliability of electric power subsystem components were investigated and compared with and without considering redundancies. Financial resources are limited for component designing, manufacturing, and

assembling quadcopters. The cost of the subsystem components was calculated according to the prices listed on Amazon.com and electronic-shop.iu websites.

Nowadays, optimization in the engineering field has found a crucial role due to resource limitations. We also seek to get the highest efficiency by spending the least resources.

In recent years, with the emergence of meta-heuristic algorithms that are mostly modeled on nature, the optimization discussion has significantly progressed, the calculation time has been reduced, and the problem of local singular points in classical optimization has been fixed. We also have limitations regarding the reliability of the quadcopter, both in terms of financial cost and the weight of the components. To have the best possible state, we must optimize our resources.

In the optimization discussion, we used firefly algorithms (FA) and genetic algorithms (GOA) through the Toolbox Optimization section in MATLAB. Finally, the data obtained by the firefly algorithm can be validated by comparing the results of two firefly and genetic algorithms.

In future researches, other optimization algorithms can be investigated and the results compared with the results of the current research. Also, other UAVs can be investigated in terms of reliability and risk management.

**Table 1. Comparison of the results of FA and GOA algorithms**

parameters	FA	GOA	Data discrepancy
$n_1$	4	3	1
$n_2$	4	4	0
$n_3$	2	4	2
$n_4$	2	3	1
$n_5$	3	2	1
$n_6$	3	2	1
cost	3451.55	3461.18	0.3%
weight	4581.47	4890.53	0.1%
Best	0.99925	0.99999	0.07%

## References

- [1] Billinton, R., & Allan, R. N. (1992). Reliability evaluation of engineering systems (Vol. 792). New York: Plenum press.
- [2] Allan, R. N., & Billinton, R. (1988). Concepts of power system reliability evaluation. International Journal of Electrical Power & Energy Systems, 10(3), 139-141.
- [3] Castet, J. F., & Saleh, J. H. (2010). Beyond reliability, multi-state failure analysis of satellite subsystems: a statistical approach. Reliability Engineering & System Safety, 95(4), 311-322.

- [4] Javir, A. V., Pawar, K., Dhudum, S., Patale, N., & Patil, S. (2015). Design, analysis and fabrication of quadcopter. *Journal of The International Association of Advanced Technology and Science*, 16(11), 1-12.
- [5] Aggarwal, K. K., Misra, K. B., & Gupta, J. S. (1975). A fast algorithm for reliability evaluation. *IEEE Transactions on Reliability*, 24(1), 83-85.
- [6] Papadimitriou, D., Rosu, V., Naidu, V., Cruz, D., Skarakis, J., Panagiotopoulos, D., & Mourelatos, Z. (2018). Reliability based aerodynamic shape optimization of a quadcopter. In *2018 AIAA Non-Deterministic Approaches Conference* (p. 0664).
- [7] Defense, U. (1995). MIL-HDBK-217F reliability prediction of electronic equipment. Defense, US Department of, 28.
- [8] Larin, V. B. (2018). Improving the reliability of the control system of a quadcopter. *International Applied Mechanics*, 54, 454-462.
- [9] Nswc, N. S. W. C. (2010). Handbook of reliability prediction procedures for mechanical equipment. Carderock Division. Logistics Engineering Technology Branch, NSWC-10.
- [10] Zahran, M., Tawfik, S., & Dyakov, G. (2006). LEO satellite power subsystem reliability analysis. *Journal of Power Electronics*, 6(2), 104-113.
- [11] Harifi, S., Khalilian, M., Mohammadzadeh, J., & Ebrahimnejad, S. (2019). Emperor Penguins Colony: a new metaheuristic algorithm for optimization. *Evolutionary Intelligence*, 12, 211-226.
- [12] Beheshti, Z., & Shamsuddin, S. M. H. (2013). A review of population-based meta-heuristic algorithms. *Int. J. Adv. Soft Comput. Appl*, 5(1), 1-35.
- [13] Shaheen, A. M., Spea, S. R., Farrag, S. M., & Abido, M. A. (2018). A review of meta-heuristic algorithms for reactive power planning problem. *Ain Shams Engineering Journal*, 9(2), 215-231.
- [14] dos Santos Coelho, L., de Andrade Bernert, D. L., & Mariani, V. C. (2011, June). A chaotic firefly algorithm applied to reliability-redundancy optimization. In *2011 IEEE congress of evolutionary computation (CEC)* (pp. 517-521). Ieee.
- [15] Mishra, D. K., Shinde, V., & Bharadwaj, S. K. (2022). A Convergence Study of Firefly Algorithm. *International Journal of Research in Science & Engineering (IJRISE)* ISSN: 2394-8299, 2(03), 17-25.
- [16] Yang, X. S. (2011). Optimization algorithms. *Computational optimization, methods and algorithms*, 13-31.
- [17] Haque, A. U., Mandal, P., Meng, J., & Pineda, R. L. (2012). Performance evaluation of different optimization algorithms for power demand forecasting applications in a smart grid environment. *Procedia Computer Science*, 12, 320-325.
- [18] Katoch, S., Chauhan, S. S., & Kumar, V. (2021). A review on genetic algorithm: past, present, and future. *Multimedia Tools and Applications*, 80, 8091-8126.
- [19] Muñoz, A., & Rubio, F. (2021). Evaluating genetic algorithms through the approximability hierarchy. *Journal of Computational Science*, 53, 101388.
- [20] Lavine, B. K., Rayens, W. S., Brown, S. D., Tauler, R., & Walczak, B. (2009). *Comprehensive Chemometrics*.