

طراحی مفهومی حامل فضایی سوخت مایع برمبنای قابلیت اطمینان RLVCD

مهران میرشمس (دانشیار)

حسن ناصح* (دانشجوی دکتری)

امیرهدهی اخلاقی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

سعید ایرانی (استادیار)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

مهندسی مکانیک شریف، بهار ۱۳۹۳ (۱۳۹۳)
دوری ۳-۳، شماره ۱، ص. ۱۹-۳۰

mirshams@kntu.ac.ir
naseh.hasan@gmail.com
akhlaqimahdi@gmail.com
irani@kntu.ac.ir

هدف این نوشتار ارائه‌ی روشی است برای طراحی مفهومی حامل فضایی برمبنای قابلیت اطمینان RLVCD، که در آن با در نظر گرفتن قابلیت اطمینان الزام شده از طرف کارفرما و نیز بهره‌گیری از روش طراحی مفهومی مدولار، قابلیت اطمینان حامل فضایی براساس معیارهای اصلی، تکنولوژی، پیچیدگی، زمان عملکرد و هزینه به زیرسامانه‌ها تخصیص داده می‌شود. قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های حامل به صورت بانک اطلاعاتی برای طراحی مدولار مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این روش قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های حامل فضایی با به‌کارگیری تحلیل سلسله‌مراتبی تخصیص می‌یابد و در نهایت، با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو صحت‌گذاری می‌شود. با توجه به محدودیت‌های دسترسی به تمامی زیرسامانه‌های حامل‌های فضایی فقط اثر تغییر موتور بر مشخصات بالستیکی و جرمی کارمایه‌ی^۱ حامل مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در پایان روش فوق برای حامل فضایی موجود با دو قابلیت اطمینان مختلف و زیرسامانه‌های موجود، ارزیابی و صحت‌گذاری خواهد شد.

واژگان کلیدی: قابلیت اطمینان، حامل فضایی، طراحی مفهومی، طراحی مدولار.

۱. مقدمه

بحث «قابلیت اطمینان»، به دلیل اهمیت‌اش در فعالیت‌های فضایی و پیچیده‌شدن ابزارهای الکترونیکی مورد استفاده در سلاح‌های نظامی، از سال ۱۹۵۰ میلادی در آمریکا شروع شد. در مهندسی، «قابلیت اطمینان» نشان‌گر توانایی یک سامانه یا جزء برای اجرای توابع مورد نیاز، تحت شرایط معین برای دوره زمانی خاص است.^[۱] به‌طور کلی می‌توان قابلیت اطمینان در دو شاخه قابل پیگیری است: ۱. بحث تحلیلی قابلیت اطمینان؛ ۲. طراحی بر پایه‌ی قابلیت اطمینان. در این نوشتار به مبحث دوم پرداخته شده است. طراحی برمبنای قابلیت اطمینان یعنی طراحی و انتخاب اجزا و زیرسامانه‌های یک سامانه، به طوری که محصول نهایی به قابلیت اطمینان مورد نظر دست یابد. بنابراین در ادامه به پیشینه‌ی پژوهش در زمینه‌ی طراحی برمبنای قابلیت اطمینان حامل فضایی خواهیم پرداخت.

۲. پیشینه‌ی پژوهش در خصوص طراحی برمبنای قابلیت اطمینان

موضوع قابلیت اطمینان در طراحی حامل‌های فضایی با شکست شاتل فضایی

* نویسنده مسئول

تاریخ دریافت: ۱۳۹۱/۲/۲۷، اصلاحیه ۱۳۹۱/۱۰/۲۷، پذیرش ۱۳۹۱/۱۱/۳۰.

چلنجر (سال ۱۹۸۶) به‌طور جدی در سامانه‌های حمل و نقل فضایی دنبال شد.^[۲] ارزیابی ریسک شکست حامل‌های فضایی کار بسیار دشواری است، به‌ویژه اگر این ارزیابی در فاز طراحی مفهومی باشد. دو رویکرد غالب -- در بین رویکردهای مختلف موجود برای ارزیابی -- در این زمینه عبارت‌اند از: ۱. تخمین قابلیت اطمینان از روی شکست‌های رخ داده و براین اساس تعیین احتمال شکست آنها. برای این نوع تحلیل دست‌کم یک سری جامعه‌ی آماری از پرتاب‌های قبلی وجود دارد. در این رویکرد از روش احتمال بیزی^۲ در منابع مختلف استفاده شده است.^[۳-۴] استفاده از روش بیزی موجد قابلیت به‌روزرسانی توزیع احتمال پیشین در تشخیص بهتر نرخ خرابی پرتاب‌های آینده است. ۲. ارزیابی احتمال خرابی حامل فضایی با استفاده از تحلیل ریسک احتمالی (PRA)^۳ که نیازمند تجزیه‌ی حامل فضایی به زیرسیستم و اجزاء است. رویکرد دوم به‌صورت ابزاری در حوزه‌ی هوافضا توسط محققین به کار گرفته شده است.^[۵-۷]

تخمین قابلیت اطمینان حامل فضایی به روش بیزی برای تخمین احتمال شکست طی مدت زمان عملکرد آن ارائه شد.^[۸] بدین منظور از روش احتمال بیزی با استفاده از دانش قابلیت اطمینان حامل‌های فضایی پیشین برای تخمین قابلیت اطمینان سیستم‌های پرتاب آینده استفاده شده است.

مسئله‌ی تعیین قابلیت اطمینان، برمبنای تحقیقات پیشین، در فازهای اولیه‌ی طراحی^۴ مورد استفاده قرار گرفته^[۹] و دو نوع دیدگاه ارائه شده است: ۱. تخمین

حاضر، با توجه به اهمیت طراحی مدولار در افزایش قابلیت اطمینان محصول و کاهش هزینه، از روش طراحی مدولار در طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان حامل استفاده شده است.

۴. روندنمای طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان

به طور کلی فرایند طراحی بر پایه قابلیت اطمینان از بخش های مختلفی تشکیل شده است. این بخش ها عبارت اند از:

- تعیین قابلیت اطمینان هدف؛
- تعیین حدس اولیه برای ساختار طرح؛
- تخصیص قابلیت اطمینان؛
- تحلیل قابلیت اطمینان؛
- بهبود قابلیت اطمینان.

قابلیت اطمینان هدف جزء الزاماتی است که در غالب نیازمندی های طراحی از طرف کارفرما (مشتری) تعیین می شود. ساختار اولیه طراحی باید مشخص شود و به عنوان حدس اولیه به روندنمای طراحی بر پایه قابلیت اطمینان داده شود. بدین منظور باید قابلیت اطمینان هدف با توجه به حدس اولیه از ساختار طرح به زیرسیستم هایی تخصیص یابد؛ سپس با برداشت پارامترهای انتخابی طراحی از میان بانک داده های آماری، طرح خروجی با توجه به قابلیت اطمینان استخراج شده برای زیرسیستم های آن تحلیل شود. خروجی این تحلیل حاکی از مقدار قابلیت اطمینان به دست آمده برای طرح خروجی از طراحی است. این مقدار با قابلیت اطمینان هدف مقایسه می شود و در صورت ارضا، به عنوان طرح نهایی برگزیده می شود. اگر مقدار به دست آمده کم تر از قابلیت اطمینان الزام شده برای سیستم بود باید به بهبود آن پرداخت.

برای بهبود قابلیت اطمینان طرح نهایی روش های گوناگونی وجود دارد که عبارت اند از:

- استفاده از افزونگی؛
- جایگزینی مؤلفه ها با مؤلفه های دارای نرخ خرابی کم تر؛
- تغییر در ساختار سیستمی؛
- تغییر در زمان مأموریت؛
- تغییر در تکنولوژی استفاده شده.

با استفاده از هر یک از روش های فوق می توان قابلیت اطمینان طرح را به میزان کافی بهبود بخشید و سپس مجدداً به تحلیل قابلیت اطمینان پرداخت. با تکرار این چرخه نهایتاً به طرح مطلوب خواهیم رسید (شکل ۲).

۵. تجزیه ی حامل فضایی

چنان که گفته شد، طراحی حامل های فضایی نسل جدید بر اساس روش طراحی مدولار صورت می پذیرد. همچنین در روش طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان حامل فضایی با تجزیه ی حامل به زیرسیستم ها و اجزاء، قابلیت اطمینان با فرض وجود داده های آزمون قبلی تخصیص می یابد. برای تخصیص قابلیت اطمینان به حامل

قابلیت اطمینان حامل فضایی در حالتی که تاکنون مورد آزمون قرار نگرفته یا به تعداد اندکی آزمون شده است؛ ۲. استدلال بیزی در تخمین قابلیت اطمینان سیستم کاربرد دارد.

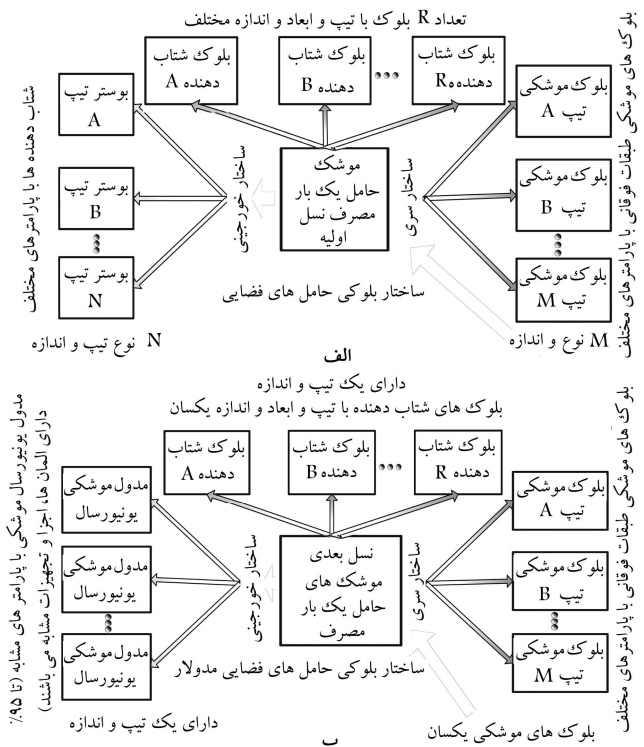
در سال ۱۳۸۶، نرم افزار طراحی مفهومی حامل فضایی سوخت مایع چندمرحله یی (LVCD) با نگرش چندپارامتری توسط نگارندگان ارائه شد. [۱۳] در این مرجع نرم افزار طراحی مفهومی حامل فضایی بدون در نظر گرفتن موضوع قابلیت اطمینان و تخصیص قابلیت اطمینان زیرسامانه ها ارائه شد.

در تمامی منابع یاد شده، روش های ارزیابی قابلیت اطمینان در حامل های فضایی ارائه شده، ولی در هیچ یک از آنها روش پیاده سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان حامل فضایی ذکر نشده است. در تحقیق حاضر، روش طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان با توجه به رویکردهای تحلیل ریسک احتمالی و تجزیه ی حامل به زیرسیستم ها و اجزاء، با فرض وجود داده های آزمون قبلی ارائه می شود.

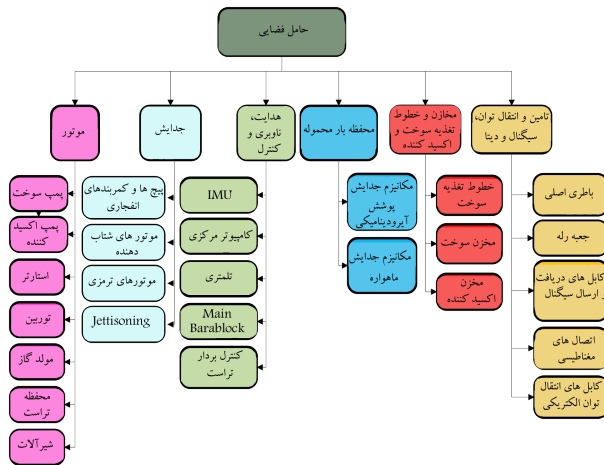
۳. طراحی مدولار حامل فضایی

محققین در روش متفاوت طراحی را در حامل های فضایی مذکور معرفی می کنند: [۱۴-۱۶]

۱. طراحی جدید حامل فضایی؛ ۲. طراحی حامل فضایی به صورت مدولار (بر اساس سیستم ها و بلوک های حامل های فضایی موجود). در شکل الف رویکرد طراحی جدید حامل های فضایی که در طراحی نسل اولیه ی حامل ها کاربرد گسترده یی داشت نشان داده شده است. در این نسل حامل های فضایی مشتمل بر بلوک های موشکی و بوسترهای مختلف بودند. در شکل ب اما، یک حامل از بوسترهای یکسان و مدول موشکی یونیورسال مورد استفاده قرار گرفته است. آنان همچنین نحوه ی پررنگ شدن قابلیت اطمینان در بازه زمانی ۱۹۶۱ تا ۲۰۰۷ را ارائه کرده اند. در نوشتار



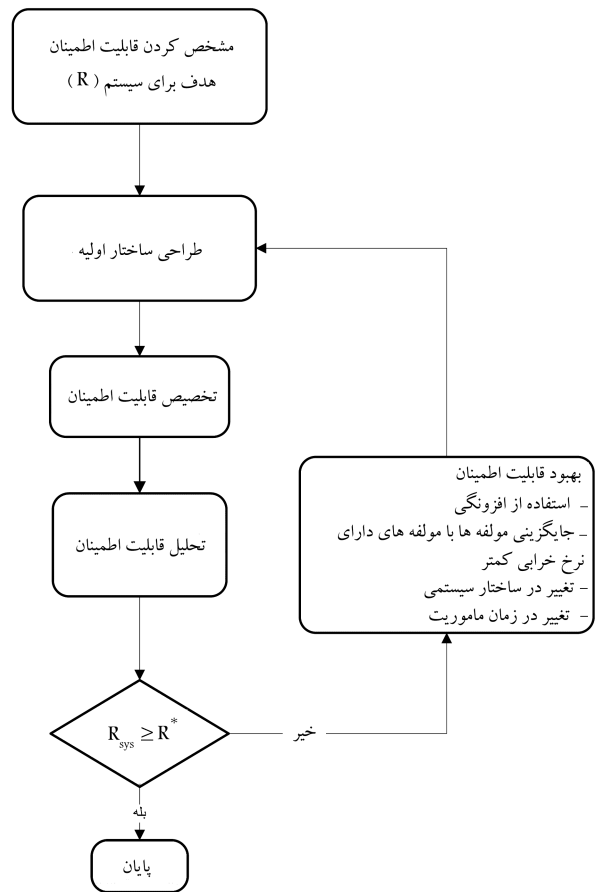
شکل ۱. طراحی حامل فضایی به دو روش طراحی جدید و مدولار. [۱۷]



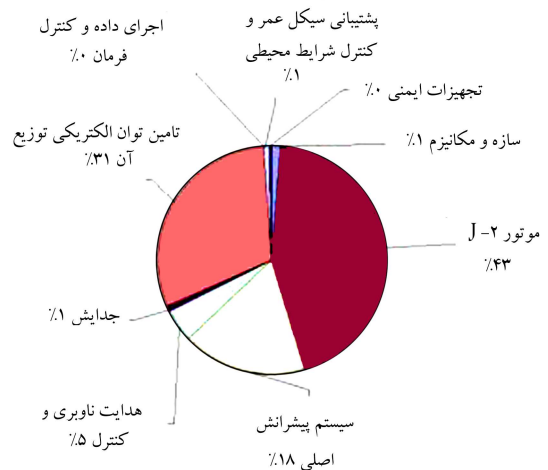
شکل ۴. تجزیه‌ی موشک حامل به دو سطح زیرسامانه‌ها و مؤلفه‌ها.

در نظر می‌گیرند اگرچه، موتور سهم عمده‌ی در خرابی‌ها و شکست‌های حامل فضایی دارد [۱۸]. براین اساس، زیرسامانه‌های در نظر گرفته شده در این نوشتار عبارت‌اند از: زیرسامانه‌ی موتور، زیرسامانه‌ی جدایش، زیرسامانه‌ی هدایت، ناوبری و کنترل، زیرسامانه‌ی بار محموله، زیرسامانه‌ی مخازن و خطوط تغذیه، زیرسامانه‌ی تأمین و انتقال توان، سیگنال و دیتا. با این تقسیم‌بندی نمودار تجزیه‌ی حامل فضایی به دو سطح زیرسامانه‌ها و مؤلفه‌ها مطابق شکل ۴ خواهد بود.

یادآور می‌شود بخش‌های زیرسامانه‌ی هدایت، ناوبری و کنترل که در شکل ۴ ارائه شده، فقط بخش‌های سخت‌افزاری و سازوکار کنترلی را شامل می‌شود، در حالی که روش‌های هدایت، ناوبری و کنترل نقش به‌سزائی در دقت حامل فضایی دارند و در صورت عدم سازگاری -- که در ادامه به آن خواهیم پرداخت -- بر قابلیت اطمینان بسیار تأثیرگذار خواهند بود. به‌عبارت دیگر، یکی از عوامل مؤثر بر قابلیت اطمینان حامل‌های فضایی، سازگاری نرم‌افزار و سخت‌افزار پرواز است؛ یعنی میزان حجم محاسبات زیرسیستم هدایت و کنترل با سرعت پردازش رایانه‌ی مرکزی سازگاری و هماهنگی دارد. نمونه‌ی بارز این ناسازگاری را می‌توان در حامل فضایی آریان ۵ مشاهده کرد. در طراحی این حامل فضایی به‌روش طراحی جدید (و نه طراحی مدولار)، تنها نرم‌افزار پرواز آن از حامل فضایی آریان ۴ اقتباس شده بود که به‌دلیل ناسازگاری سخت‌افزار و نرم‌افزار، اولین مأموریت آریان ۵ با شکست روبه‌رو شد. [۱۹] همچنین از یک سو باید حجم محاسبات و میزان تولید داده در روش‌های هدایت حامل فضایی با ساختار و سرعت پردازش رایانه‌ی پرواز سازگاری داشته باشد و از سوی دیگر، تصحیح مسیر حرکت و قرار گرفتن در مسیر نامی تا رسیدن به مدار مطلوب با الزامات زیرسامانه‌ی سازه و قابلیت سازوکارهای کنترلی (کورس زاویه‌ی مجاز برای جابه‌جایی بالک‌های گرافیتی یا موتورهای ورنیه) تناقضی نداشته باشد. برای این منظور روش‌های هدایت کاربردی به دو روش هدایت از پیش تنظیم شده در جو غلیظ -- به‌دلیل وجود محدودیت تغییرات زاویه‌ی حمله -- و هدایت قابل برنامه‌ریزی (فرمان‌پذیر) برای مراحل بیرون جو صورت می‌پذیرد. هدایت از پیش تنظیم شده در جو غلیظ به‌صورت علمی -- تجربی انجام می‌شود. انواع هدایت مورد استفاده در حامل‌های فضایی (و بعضاً موشک‌های بالیستیک) در فاز خارج از جو عبارت‌اند از: هدایت ترمینال، Q^* ، مود هدایت تکراری^۶ و مود هدایت تطبیقی مسیر تکراری^۷. برای کاهش حجم محاسبات در برخی از روش‌های فوق، از روش تلفیقی (روش‌های هدایت مذکور و روش هدایت از پیش



شکل ۲. فرایند عمومی طراحی بر پایه قابلیت اطمینان.



شکل ۳. سهم زیرسامانه‌ها در شکست مأموریت حامل‌های فضایی. [۱۸]

فضایی، ابتدا لازم است سامانه‌ی حامل فضایی را به زیرسامانه‌های آن تجزیه کرد. در اینجا ما مجموعه‌ی حامل فضایی را مطابق شکل ۳ به شش زیرسامانه‌ی اصلی تقسیم می‌کنیم که هرکدام شامل تعدادی مؤلفه است. معمولاً در مطالعات مربوط به عملکرد حامل فضایی، در تقسیم‌بندی حامل فضایی به زیرسامانه‌ها، زیرسامانه‌ی با نام پیش‌رانش -- شامل موتور، مخازن و خطوط تغذیه و شیرها --

تنظیم شده) در نرم افزار پرواز استفاده می شود. به هر حال هر یک از روش های هدایت مذکور، دقت های مختلف تزریق به مدار را نتیجه می دهد ولی اگر ناقص الزامات و قیود سازه و سازوکارهای کنترلی نباشد و حاشیه های امن ذخیره سازی و حجم محاسبات رعایت شود، بر قابلیت اطمینان حامل فضایی تأثیر چندانی نخواهد داشت.

روش های ناوبری نیز در زیرسامانه های هدایت، ناوبری و کنترل، به سه روش ناوبری رادیویی، ناوبری اینرسی و ناوبری تلفیقی امکان پذیر است. روش ناوبری رادیویی مبتنی است بر دریافت و ارسال امواج مخابراتی و استفاده از سیستم های موقعیت یاب جهانی (GPS, GLONAS, ...). روش ناوبری اینرسی نیز مبتنی است بر تعیین وضعیت حامل فضایی مستقل از محیط اطراف. تمایل ذاتی اجسام را برای حفظ موقعیت خود نسبت به تغییر سرعت انتقالی و چرخشی «اینرسی» می نامند (قانون اول نیوتن). از روش ناوبری تلفیقی، به منظور بهره گیری از مزایای هر دو روش ناوبری اینرسی (ایزوله بودن از محیط پرواز) و رادیویی (کاهش خطا با گذشت زمان) استفاده می شود. به کارگیری هر یک از روش های فوق بر دقت حامل فضایی شدیداً تأثیرگذار است ولی از نظر قابلیت اطمینان، در صورتی که روش های مورد استفاده (مثلاً برای روش ناوبری اینرسی هر یک از روش پلت فرم پایدار^۸ و بندی^۹) قابلیت اطمینان یکسانی داشته باشند، در قابلیت اطمینان نهایی حامل فضایی تأثیر چندانی نخواهد داشت.

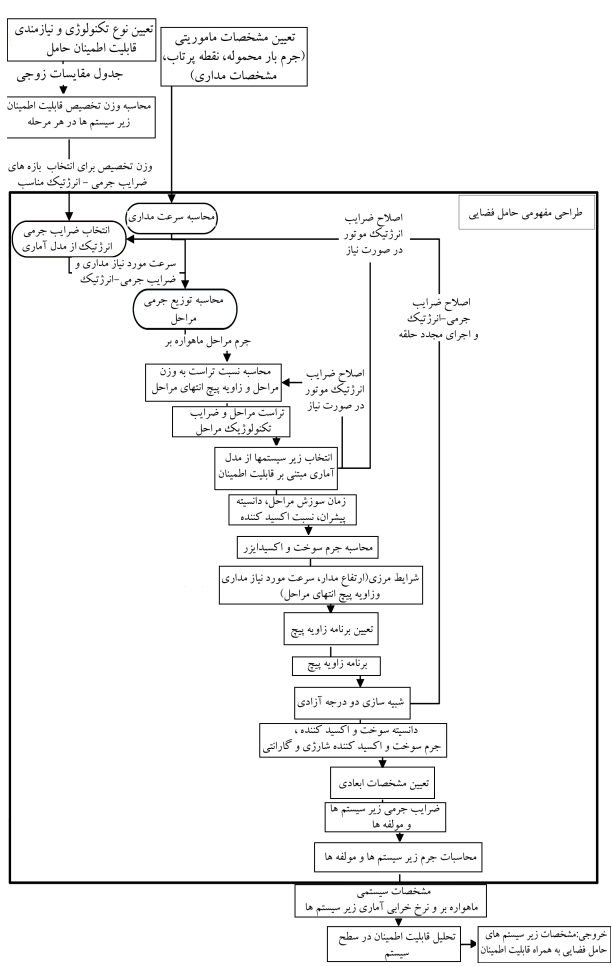
همچنین بخش کنترل (خودخلبان) در زیرسامانه های هدایت، ناوبری و کنترل، عهده دار پادارسازی حامل و کاهش خطای تعقیب مسیر حرکت است. عملاً از روش های کنترلی پیشرفته تی تطبیقی و مقاوم برای طراحی خودخلبان استفاده می شوند. به کارگیری روش مقاوم در طراحی خودخلبان، برای کل زمان هر مرحله پرواز حامل فضایی از یک تابع انتقال به عنوان کنترل گر استفاده می شود. این کنترل گر در برابر عدم قطعیت های موجود در پارامترهای متغیر با زمان دینامیک موشک در آن بازه مقاوم بوده و به ازای تغییرات در دینامیک، حامل را پایدار نگاه می دارد. از جمله شیوه های طراحی مقاوم که در حامل های فضایی (و بعضاً موشک های بالیستیک) مورد استفاده قرار گرفته، می توان به روش های طراحی فاکتورگیری (H_{∞})، سنتر μ و خاریتانونوف... اشاره کرد که هر یک از لحاظ مرتبه ی کنترل گر دارای ویژگی های خاص خود هستند. بنابراین بررسی تأثیر هر یک از روش های فوق در قابلیت اطمینان حامل فضایی، نیازمند در دسترس بودن مدل دینامیکی کامل و حتی مدل کشسان حامل فضایی و نیز مدل عدم قطعیت نیروهای آئرو دینامیک، تراست و اثر نویزهای ارتعاشی بر دقت حسگرهاست. در خودخلبان های تطبیقی با توجه به تغییر دینامیک حامل فضایی، در هر لحظه پارامترهای خودخلبان به طور مستقیم یا غیر مستقیم به هنگام می شوند. در روش غیرمستقیم ابتدا پارامترهای دینامیک حامل را تخمین می زنند و سپس، با استفاده از مدل تخمین زده شده پارامترهای کنترل گر محاسبه می شوند. در روش مستقیم کنترل گر با توجه به یک قانون تطبیقی و خروجی های جاپروها به هنگام می شود. اولین روش تطبیقی که برای طراحی خودخلبان مطرح شد روش جدول بندی بهره بود. در این روش برای نقاط کاری مختلف موشک کنترل گرهای متناسب با آن نقاط طراحی می شود. از نقاط قوت این روش، سادگی طراحی آن است اما هنگام کلیدزنی از یک کنترل گر به کنترل گر دیگر ممکن است اغتشاشات قابل توجهی بر حامل وارد شود. عمده ترین کاربرد این روش در کشتی ها و اجسام پرنده است. تغییرات سریع وزن، سرعت و ارتفاع در حامل های فضایی باعث تغییر در دینامیک آن می شود؛ از این رو دارای دینامیکی متغیر همراه با عدم قطعیت هستند. همچنین به دلیل عدم تطابق محیط اندازه گیری پارامترهای سیستمی و آئرو دینامیکی حامل با شرایط پرواز واقعی و ورود اغتشاش های ناخواسته بر آن یک عدم قطعیت ناشناخته بر

عدم قطعیت موجود (تغییرات وزن، سرعت و چگالی هوا) افزوده می شود. گاهی در عمل حوزه ی عدم قطعیت ناشناخته به قدری بزرگ است که خودخلبان مقاوم طراحی شده برای حوزه عدم قطعیت شناخته شده توانایی جبران سازی ندارد. همچنین زمانی که خطای تعقیب زاویه ی مسیر حرکت افزایش می یابد از دقت تزریق حامل فضایی کاسته می شود. از این رو استفاده از خودخلبان تطبیقی ضروری می شود. بنابراین روش های کنترلی نیز در صورتی که توان جبران سازی عدم قطعیت ها را داشته باشد علی رغم تأثیر زیاد بر دقت حامل فضایی، بر قابلیت اطمینان تأثیر چندانی نخواهد داشت.

در صورتی که قابلیت اطمینان حامل فضایی برای رسیدن به دقت تزریق در بازه مشخص مطرح شود، باید تمامی روش های هدایت، ناوبری و کنترل مورد بررسی قرار گیرد در غیر این صورت (دقت تزریق مطرح نباشد) تنها بررسی کارایی و سازگاری روش ها برای حامل فضایی کفایت می کند.

۶. روندنمای طراحی مفهومی حامل فضایی سوخت مایع بر مبنای قابلیت اطمینان (RLVCD)^{۱۰}

در این بخش روندنمای طراحی مفهومی حامل فضایی سوخت مایع بر مبنای قابلیت اطمینان با رویکرد طراحی مدولار ارائه می شود (شکل ۵). پیش از این، محققین



شکل ۵. روندنمای طراحی مفهومی حامل فضایی بر مبنای قابلیت اطمینان حامل فضایی.

و انتخاب، همواره معیارهای مختلفی وجود دارد که هرکدام به اندازه‌ی در انتخاب تأثیر داشته و البته وزن اثرگذاری تمام این معیارها هم لزوماً به یک اندازه نیست. از طرفی وجود گزینه‌های مختلف در تصمیم‌گیری باعث پیچیدگی بیشتر تصمیم‌گیری و انتخاب می‌شود، زیرا لزوم لحاظ کردن تمام معیارها برای تک‌تک گزینه‌ها و عدم وجود استاندارد برای معیارهای کیفی از سرعت و دقت تصمیم‌گیری به‌مقدار زیادی کاسته و باعث شده تا تصمیم‌گیری به‌مقدار زیادی به فرد تصمیم‌گیرنده وابسته باشد. به‌طور کلی سامانه‌ی تصمیم‌گیری چندمعیاره با دو مشکل اساسی مواجه است:

- فقدان استاندارد برای اندازه‌گیری معیارهای کیفی؛
- فقدان وجود پیمانه برای تبدیل تمام معیارها (اعم از کیفی و کمی) به یکدیگر.

برای حل مشکلات فوق فرایند تحلیل سلسله‌مراتبی پایه‌گذاری شده است. اصولاً فرایند تحلیل سلسله‌مراتبی را می‌توان در سه مرحله خلاصه کرد:

الف) تشکیل گراف سلسله‌مراتبی؛

ب) تشکیل ماتریس مقایسات زوجی؛

ج) و نهایتاً محاسبه‌ی وزن‌های نسبی نسبت به هدف.

۸. معیارهای تخصیص قابلیت اطمینان

تعیین معیارهایی برای تخصیص قابلیت اطمینان از این جهت دارای اهمیت است که ممکن است از نقطه‌نظر ریاضی تعداد نامحدودی از چیدمان زیرسامانه‌ها (مجموعه‌ها) بتوانند قابلیت اطمینان مطلوب حامل فضایی را ارضا کنند. واضح است که تمام این مجموعه‌ها مناسب نیستند و حتی برخی از آن‌ها اصلاً عملیاتی (قابل دست‌یابی) نیستند. برای مثال، برخی مجموعه‌ها اهداف قابلیت اطمینان بسیار بالایی را به مؤلفه‌های مشخص تکلیف می‌کنند که ممکن است از لحاظ اقتصادی یا تکنولوژیکی قابل دست‌یابی نباشند. از طرف دیگر برخی مجموعه‌ها ممکن است اهداف قابلیت اطمینانی پایینی را به مؤلفه‌های بحرانی تخصیص دهند که خراب شدن آن‌ها باعث بروز عواقب ایمنی، محیطی و قانونی نامطلوب شود. از این رو بسیار مهم است که معیارهای مناسبی برای موضوع قابلیت اطمینان در نظر گرفته شود؛ این معیارها ممکن است بسته به هر محصول متفاوت باشد. معیارهایی که در این مطالعه برای تخصیص قابلیت اطمینان به زیرسامانه‌های حامل فضایی در نظر گرفته‌ایم عبارت‌اند از تکنولوژی، پیچیدگی، هزینه و زمان عملیاتی که هرکدام در کاربردهای مختلف دارای تعریف و مفهوم خاص آن کاربرد است. اما برداشتهایی که در این مطالعه به صورت قراردادی از این معیارها مد نظر قرار گرفته عبارت است از:

الف) تکنولوژی. در بحث تکنولوژی، دو رویکرد اصلی مد نظر است: ۱. قابلیت ساخت هر محصول در داخل کشور؛ ۲. سهولت ساخت و تأمین امکانات آزمون مورد نیاز برای دست‌یابی به کیفیت مناسب محصول. به‌عنوان مثال، زیرسامانه‌ی پیش‌ران از زیرسامانه‌های حامل فضایی اگر غیر سرمازا باشد تکنولوژی آن قابل دست‌یابی است (تکنولوژی ساخت و آزمون آن در کشور موجود است)؛ در غیر این‌صورت تکنولوژی آن موجود نیست. همچنین در مورد قیاس دو تکنولوژی موجود در کشور، با توجه به رویکرد دوم تعریف تکنولوژی (سهولت ساخت، آزمون و دست‌یابی به کیفیت مناسب) زیرسامانه‌ها وزن‌دهی می‌شوند. نهایتاً در انجام مقایسه‌ی تکنولوژی‌ها باید این موضوع را در نظر داشت که با افزایش تکنولوژی

به‌طور مبسوط درباره‌ی روندنمای طراحی مفهومی حامل فضایی (LVCD)^{۱۱} و نرم‌افزار تدوین شده آن بحث کرده‌اند.^[۲۲-۲۱] تفاوت ورودی‌های در روندنمای طراحی مفهومی حامل فضایی سوخت مایع برمینای قابلیت اطمینان (RLVCD)، اضافه شدن قابلیت اطمینان حامل فضایی الزام شده از طرف کارفرما (مشتری) و نوع تکنولوژی‌های در دسترس برای طراحی مدولار است. بنابراین اولین گام پس از مشخص شدن قابلیت اطمینان حامل فضایی از طرف کارفرما (مشتری)، در روندنمای پیشنهادی RLVCD تخصیص قابلیت اطمینان به زیرسامانه‌های حامل فضایی (زیرسامانه‌ی موتور، زیرسامانه‌ی جدایش، زیرسامانه‌ی هدایت، ناوبری و کنترل، زیرسامانه‌ی بار محموله، زیرسامانه‌ی مخازن و خطوط تغذیه، و زیرسامانه‌ی تأمین و انتقال توان/سیگنال/دیتا) است. بنابراین در طراحی برمینای قابلیت اطمینان، در مراجع مختلف، روش‌های متفاوتی برای تخصیص قابلیت اطمینان مورد استفاده قرار گرفته که هر یک دارای مزایا و معایبی است. به‌عنوان مثال، تکنیک تخصیص تساوی، نظریه‌ی ارینک^{۱۲}، روش تخصیص آگری^{۱۳} و دیگر روش‌های متداول، هیچ‌کدام -- برخلاف سادگی اجرا -- محدودیت‌ها، معیارها و الزامات طراحی را در نظر نمی‌گیرند.^[۲۳] این در حالی است که تخصیص قابلیت اطمینان بدون در نظر گرفتن محدودیت‌ها منجر به عدم سازگاری و دوری از واقعیت زیرسامانه‌ها خواهد شد.

در تحقیق حاضر روش پیشنهادی (روش تحلیل سلسله‌مراتبی) با هدف در نظر گرفتن معیارهای اثرگذار (تکنولوژی، پیچیدگی، هزینه و زمان عملیاتی) بر تخصیص قابلیت اطمینان زیرسامانه‌ها برای افزایش قابلیت اطمینان حامل فضایی ارائه شده است. در این روش ضمن تشکیل ماتریس‌های زوجی معیارها، سازگاری با استفاده از روش بردارهای ویژه‌ی ماتریسی بررسی و وزن هر زیرسامانه در قابلیت اطمینان کل استخراج می‌شود.

با تخصیص قابلیت اطمینان به زیرسامانه‌های حامل فضایی در فرایند طراحی مفهومی ضمن بهینه‌سازی پارامترهای اصلی طراحی و توانمندی‌های تکنولوژیک، الزامات قابلیت اطمینان هر زیرسامانه مشخص می‌شود؛ به‌طوری که اگر طرح خروجی این الزامات را ارضا کند در نهایت سامانه‌ی حامل فضایی به قابلیت مورد نظر دست می‌یابد. البته بهینه‌سازی قابلیت اطمینان حامل فضایی تنها در صورتی معتبر است که تخصیص قابلیت اطمینان اجرای اصلی حامل فضایی دور از واقعیت نباشد. تخمین قابلیت اطمینان حامل فضایی در واقعیت، باید بر مبنای یک مدل سامانه، زیرسامانه‌ها، مؤلفه‌ها یا سطوح پایین‌تر انجام شود. با توجه به عدم وجود داده‌های آماری از آزمون مؤلفه‌ها و عدم مشخص بودن شمای دقیق طرح در فاز طراحی مفهومی، اغلب تخمین قابلیت اطمینان در سطح مؤلفه‌ها در فاز طراحی مفهومی دور از واقعیت است. بنابراین تخصیص قابلیت اطمینان در فاز طراحی مفهومی در سطح سامانه بسیار توجیه‌پذیر است.

لازمه‌ی تخصیص قابلیت اطمینان به زیرسامانه‌های حامل فضایی در فاز طراحی مفهومی، داشتن متدولوژی تصمیم‌گیری مناسب است، به‌طوری که ضمن در نظر گرفتن معیارهای طراحی، میزان اثرگذاری هر معیار بر تابع هدف (قابلیت اطمینان سامانه) و سازگاری مقادیر تخصیص‌یافته در هر سه سطح همزمان مورد بررسی قرار گیرند. بنابراین در روش پیشنهادی، انتخاب ضرایب جرمی-کارمایه‌ی و انتخاب زیرسیستم‌های مبتنی بر قابلیت براساس تکنولوژی‌های در دسترس صورت می‌پذیرد.

۷. فرایند تحلیل سلسله‌مراتبی (AHP)^{۱۴}

«تحلیل سلسله‌مراتبی» اولین بار در سال ۱۹۹۰، به‌عنوان یک مدل تصمیم‌گیری چندمعیاره مورد قبول محققین و دانشگاہیان قرار گرفت.^[۲۴-۲۶] در کار تصمیم‌گیری‌ها

جدول ۱. سطوح تکنولوژی قابل انتخاب برای طراح و کارفرما.

سطح تکنولوژی	موتور	جدایش	سازه	هدایت، ناوبری و کنترل	بارمحموله	توان
I	تغذیه فشاری	سرد	غیر کامپوزیتی	معلوم	غیرفعال	کابلی
II	تغذیه مولد گازی	سرد	غیر کامپوزیتی	معلوم	غیرفعال	کابلی
III	تغذیه مولد گازی	گرم	غیر کامپوزیتی	معلوم	غیرفعال	کابلی
IV	تغذیه فشاری	گرم	غیر کامپوزیتی	معلوم	غیرفعال	کابلی

۹. ترکیب‌های سازگار تکنولوژی

در این روش، تکنولوژی‌های در دسترس زیرسامانه‌های حامل فضایی به همراه بانک داده‌ها از مشخصات سیستمی و قابلیت اطمینان آنها تهیه می‌شود. برای سهولت کار و جهت دهی به انتخاب‌ها و همچنین در نظر گرفتن سازگاری میان انتخاب‌ها چند ترکیب از تکنولوژی‌های مختلف گردآوری شده است به نحوی که با یکدیگر سازگاری داشته باشند (جدول ۱). مهندس طراح می‌تواند برای آغاز سیکل طراحی یکی از این ترکیب‌ها را انتخاب یا آن را به عنوان الزام از کارفرما دریافت کند. با انتخاب یک ترکیب تکنولوژیک، سایر انتخاب‌ها و گزینش‌ها در مراحل بعدی طراحی به نحوی انجام خواهد شد که در چارچوب این ترکیب قرار بگیرد. ماتریس‌های مقایسه‌ی زوجی این ترکیب تکنولوژی‌ها براساس معیارهای تخصیص قابلیت اطمینان (تکنولوژی، پیچیدگی، هزینه و زمان عملیاتی) در یک صفحه‌ی نرم‌افزار EXCEL از پیش تعیین شده اجرا و قابلیت اطمینان به زیرسامانه‌های حامل فضایی تخصیص داده می‌شود.

۱۰. روش تخصیص قابلیت اطمینان در حامل فضایی

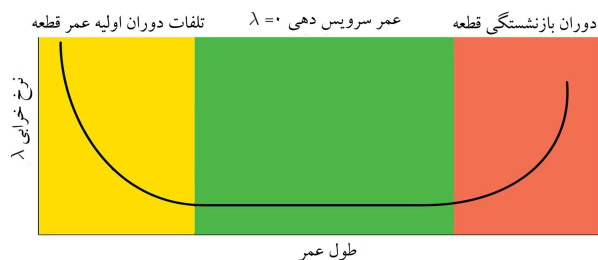
در این بخش به شرح یک فرایند از بالا به پایین پرداخته خواهد شد که در آن قابلیت اطمینان الزام شده از طرف کارفرما (مشتری) به سامانه‌ی حامل فضایی شکسته شده و به هریک از زیرسامانه‌ها تخصیص داده می‌شود، به طوری که وقتی قابلیت اطمینان مطلوب برای هریک از این مؤلفه‌ها تأمین شود، قابلیت اطمینان مطلوب هدف برای سامانه‌ی حامل فضایی تأمین شده است. در روش توسعه یافته در این مطالعه ابتدا ساخت نمودار سلسله‌مراتبی و تعیین هدف، معیارها و گزینش‌ها با به‌کارگیری فرایند تحلیل سلسله‌مراتبی انجام می‌شود. در اینجا هدف (سطح اول نمودار سلسله‌مراتبی) قابلیت اطمینان حامل فضایی است. همچنین معیارها (سطح دوم نمودار سلسله‌مراتبی) چنان که پیش‌تر گفته شد عبارت‌اند از: تکنولوژی، پیچیدگی، هزینه و زمان عملیاتی. گزینش‌ها (سطح سوم نمودار سلسله‌مراتبی) هم عبارت‌اند از زیرسامانه‌ی موتور، زیرسامانه‌ی جدایش، زیرسامانه‌ی هدایت، ناوبری و کنترل، زیرسامانه‌ی بار محموله، زیرسامانه‌ی مخازن و خطوط تغذیه، و زیرسامانه‌ی تأمین و انتقال توان/سیگنال/دیتا. بنابراین می‌توان نمودار سلسله‌مراتبی حامل فضایی را به صورت شکل ۸ رسم کرد. گام بعدی مقایسه‌ی زوجی (دو به دو) عناصر هر سطح از نمودار سلسله‌مراتبی، با توجه به هریک از عناصر سطح بالاتر است. در اینجا عناصر سطح دوم (معیارها) با توجه به تأثیر مثبتی که بر هدف (قابلیت اطمینان) دارند مقایسه می‌شوند. خروجی این گام برای بلوک‌های مختلف حامل فضایی، ماتریس‌های مقایسه‌ی زوجی سطح ۲ و ۳ مطابق با نمودار سلسله‌مراتبی (شکل ۸) می‌باشد. برای نمونه نسبت به یک معیار (تکنولوژی) در جداول ۲ و ۳ ترکیب‌های تکنولوژی مختلف در شیت‌های نرم‌افزار EXCEL آمده است. در نهایت، با فراخوانی هریک از جداول مذکور در کد MATLAB ضمن محاسبه‌ی نرخ ناسازگاری هر یک از ماتریس‌ها با استفاده

(به‌روزر بودن تکنولوژی) هر زیرسامانه‌ی حامل فضایی، قابلیت اطمینان به آن تکنولوژی کاهش می‌یابد.

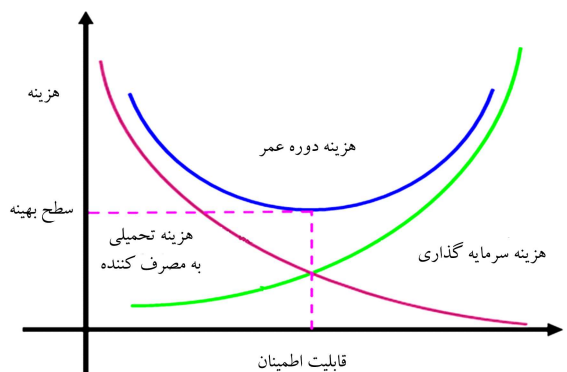
(ب) پیچیدگی. در مورد پیچیدگی محصول دو دیدگاه اصلی وجود دارد: ۱. پیچیدگی در ساخت و تولید محصول، که این دیدگاه در اینجا در بحث تکنولوژی پوشش داده می‌شود. ۲. شاخص تعداد مؤلفه‌های محصول که در مقوله‌ی قابلیت اطمینان بسیار حائز اهمیت است. به عبارت دیگر هرچه تعداد مؤلفه‌های یک زیرسامانه‌ی حامل فضایی بیشتر باشد باعث کاهش قابلیت اطمینان سامانه‌ی حامل فضایی خواهد شد. در مقایسه‌ی دو زیرسامانه با معیار پیچیدگی، زیرسامانه‌ی که مؤلفه‌های بیشتری دارد، پیچیده‌تر است.

(ج) زمان عملیاتی. با توجه به نموداروانی شکل (شکل ۶) سه بخش اصلی داریم. برای این معیار فرض می‌شود که هرچه زمان عملیاتی بیشتر شود قابلیت اطمینان پایین‌تر می‌آید.

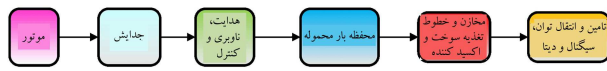
(د) هزینه. تغییرات قابلیت اطمینان نسبت به هزینه یک نقطه‌ی بهینه دارد (شکل ۷) که تا آن نقطه هر قدر برای کیفیت قطعات هزینه‌ی بیشتری بکنیم قابلیت اطمینان بالاتر می‌رود. [۲۷-۲۹] در اینجا فرض می‌شود ما در ناحیه‌ی صعودی تغییرات قابلیت اطمینان نسبت به هزینه هستیم؛ پس هرچه هزینه بیشتر شود قابلیت اطمینان افزایش می‌یابد.



شکل ۶. نموداروانی شکل.



شکل ۷. سطح بهینه‌ی قابلیت اطمینان و هزینه. [۳۰]



شکل ۹. بلوک نمودار قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های حامل فضایی.

و ارتباط کاری زیرسیستم‌ها برای انجام مأموریت در سطح سیستم مشخص شود. در اینجا براساس توزیع‌های خرابی موجود، توزیع احتمال خرابی برای زیرسیستم‌ها به صورت نمایی فرض می‌شود. همچنین به دلیل عدم وجود افزونگی در سطح سیستم در ساختمان حامل فضایی، در واقع یک سیستم سری از دیدگاه قابلیت اطمینانی در نظر گرفته می‌شود (شکل ۹)؛ بدین معنا که برای انجام موفق مأموریت عملکرد صحیح تمامی زیرسیستم‌ها الزامی است. [۳۱، ۳۲]

بنابراین با توجه به بلوک نمودار قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های حامل فضایی، شبیه‌سازی مونت‌کارلو در گام‌های زیر اجرا خواهد شد:

۱. جمع‌آوری اتفاقات مورد انتظار در محدوده‌ی زمانی عملکرد یک سیستم؛
۲. مشخص کردن شرایط وقوع هر اتفاق؛

-- نسبت‌دهی یک پارامتر معین برای وقوع اتفاق‌ها (برای مثال x):

-- مشخص کردن محدوده مقادیر پارامتر x در صورت بروز هر اتفاق برای مثال $\{x | x \in [x_i, x_{i+1}]\}$ برای اتفاق i ام؛

-- مشخص کردن مقادیر بیشینه و کمینه‌ی پارامتر x .

۳. اجرای شبیه‌سازی با تولید اعداد تصادفی در محدوده‌ی کمینه و بیشینه‌ی پارامتر x ؛

۴. ارائه‌ی نتایج حاصل از شبیه‌سازی:

-- وقوع اتفاق i ام در صورتی که عدد تصادفی در محدوده‌ی $[x_i, x_{i+1}]$ باشد؛

-- عدم وقوع اتفاق i ام در صورتی که عدد تصادفی خارج از محدوده‌ی $[x_i, x_{i+1}]$ باشد.

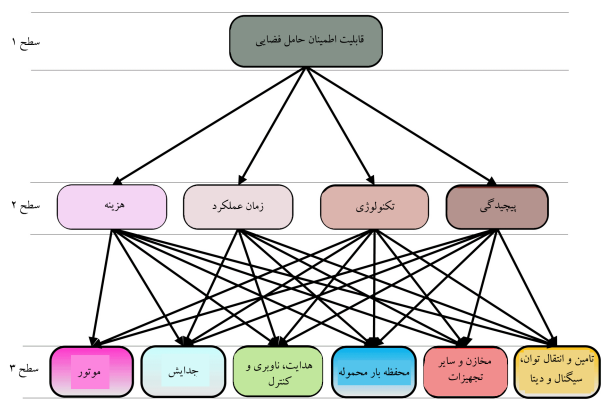
۵. تکرار گام‌های ۳ و ۴ به تعداد n مرتبه و سپس شمارش تعداد دفعاتی که اتفاق i ام به وقوع پیوسته (برای مثال m_i)؛

۶. محاسبه‌ی احتمال وقوع اتفاق i ام به صورت $Pr_i = \frac{m_i}{n}$.

۱۲. ارزیابی روندنمای طراحی مفهومی حامل فضایی

سوخت مایع برمبنای قابلیت اطمینان (RLVCD)

در این بخش روش ارائه شده برای طراحی مفهومی یک حامل فضایی چندمرحله‌ی موجود برمبنای قابلیت اطمینان، با در نظر گرفتن الزامات مختلف قابلیت اطمینان



شکل ۸. نمودار سلسله‌مراتبی حامل فضایی.

جدول ۲. ماتریس مقایسه‌ی زوجی عناصر سطح دوم نسبت به قابلیت اطمینان.

	تکنولوژی	پیچیدگی	زمان عملکرد	هزینه
تکنولوژی	۱	۵	۷	۳
پیچیدگی	۰/۲	۱	۳	۳
زمان عملکرد	۰/۲	۰/۱۴۲۸۵۷	۱	۰/۲۵
هزینه	۰/۳۳۳۳۳	۰/۳۳۳۳۳	۴	۱

از روش مقادیر ویژه و بردارهای ویژه، وزن هر معیار و گزینه به ترتیب در سطح دوم یا سوم محاسبه می‌شود. در ماتریس‌های سازگار نرخ ناسازگاری صفر بوده و مقدار وزن عناصر از طریق نرمالیزه کردن عناصر ستون‌ها به دست می‌آید، ولی در ماتریس‌های ناسازگار محاسبه وزن به سادگی ماتریس‌های سازگار نیست و باید با روش‌هایی که از سرعت و دقت مناسبی در محاسبات برخوردارند -- نظیر روش حداقل مربعات، روش حداقل مربعات لگاریتمی، روش بردار ویژه، روش‌های تقریبی و... -- استفاده کرد. در میان روش‌های فوق، فقط روش بردار ویژه از دقت مناسب برای رسیدن به جواب برخوردار است؛ در کد MATLAB از این روش برای محاسبه‌ی وزن زیرسامانه استفاده خواهد شد.

۱۱. تحلیل قابلیت اطمینان حامل فضایی

با مشخص شدن پارامترهای اصلی طراحی حامل فضایی (تعداد مراحل، زیرسیستم‌ها، نرخ خرابی و زمان کارکرد هر مرحله) در حلقه‌ی LVCDD می‌توان به اجرای شبیه‌سازی مونت‌کارلو برای حامل فضایی اقدام کرد. اما برای اجرای شبیه‌سازی باید نوع توزیع

جدول ۳. ماتریس مقایسه‌ی زوجی عناصر سطح سوم نسبت به معیار تکنولوژی.

W (سطح سوم)	موتور	هدایت، ناوبری و کنترل	جدایش	مخازن و خطوط تغذیه	تامین و انتقال توان سیگنال و دیتا	بار محموله
موتور	۰/۴۴	۰/۳۵	۰/۵۹	۰/۴۵	۰/۴۲	۰/۴۵
هدایت، ناوبری و کنترل	۰/۲۶	۰/۳۵	۰/۱۹	۰/۲۷	۰/۲۵	۰/۲۶
جدایش	۰/۰۹۵	۰/۱۱	۰/۰۳۹	۰/۰۹	۰/۰۸۴	۰/۱۳
مخازن و خطوط تغذیه	۰/۰۴۶	۰/۰۵۰	۰/۰۴۹	۰/۰۴۵	۰/۰۴۲	۰/۰۳۲
تامین و انتقال توان سیگنال و دیتا	۰/۰۷۸	۰/۰۷	۰/۰۶۶	۰/۰۹	۰/۰۸۴	۰/۰۴۹
بارمحموله	۰/۰۷۲	۰/۰۵۰	۰/۰۴۹	۰/۰۴۵	۰/۱۱	۰/۰۶۵

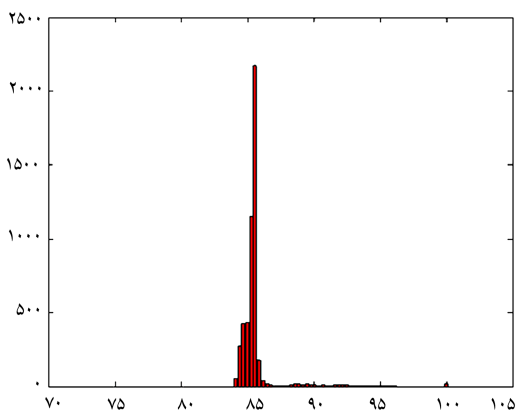
مورد استفاده قرار می‌گیرد. [۳۳،۳۴] چنان که گفته شد، رویکرد اصلی در این طراحی، طراحی مدولار است. ورودی‌های و الزامات اصلی روندنمای طراحی حامل فضایی برمبنای قابلیت اطمینان در جدول ۴ ارائه شده است. با توجه به محدودیت‌های دسترسی به بانک اطلاعاتی، طراحی حامل فضایی برمبنای قابلیت اطمینان انجام می‌گیرد ولی تحلیل نتایج از نظر تغییرات جرمی کارمایه‌یی، سازه و مشخصات بالیستیکی و ابعادی براساس تغییرات حاصله در زیرسامانه‌ی موتور است.

با اجرای روندنمای ارائه شده در شکل ۵، به‌اختصار نتایج طراحی در قالب چهار بودجه که عبارت‌اند از: بودجه‌ی جرمی، بودجه‌ی کارمایه‌یی، بودجه‌ی قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های حامل، بودجه‌ی ابعادی و مشخصات پروازی برای دو حالت قابلیت اطمینان الزام‌شده از طرف کارفرما در جدول ۵ ارائه شده است. در نهایت برای صحت‌گذاری بر دو حالت طراحی برمبنای قابلیت اطمینان، تحلیل قابلیت اطمینان صورت می‌پذیرد. نتایج تحلیل قابلیت اطمینان با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو و ترسیم هیستوگرام فراوانی احتمال ارائه شده در شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ مؤید دست‌یابی به قابلیت اطمینان‌های مدنظر است. همچنین قابلیت‌های بالیستیکی حامل برای دو قابلیت اطمینان ذکر شده در جدول ۴ در شکل‌های ۱۴ تا ۱۸ شبیه‌سازی صحت‌گذاری شده است.

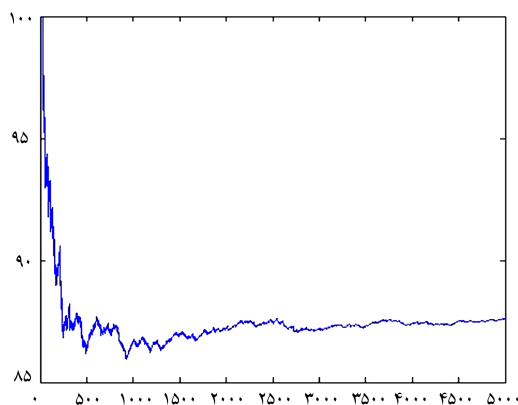
در جدول ۵، افزایش جرم اولیه‌ی حامل با افزایش قابلیت اطمینان در این مورد خاص بدان سبب است که موتور مرحله‌ی دوم قابلیت اطمینان ما را افزایش می‌دهد ولی ضربه‌ی ویژه‌ی موتور به کاهش راندمان موتور و نوع پیش‌ران مصرفی پایین‌تر است. به‌عبارت دیگر کاهش ضربه‌ی ویژه‌ی موتور مرحله‌ی دوم در حالت

جدول ۴. ورودی‌های و الزامات روندنمای طراحی برمبنای قابلیت اطمینان.

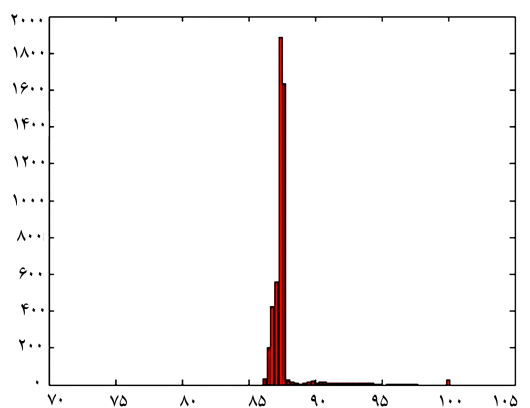
پارامتر	مقدار	واحد
۱ ارتفاع مداری	۲۴°	km
۲ اوج مدار	دایروی	-
۳ حضیض مدار	دایروی	-
۴ شیب مداری	۹۹	deg
۵ عرض جغرافیایی سایت پرتاب	۳۵	deg
۶ جرم بار محموله	۱۱۳۸°	kg
۷ قطر مراحل	۳٫۹	m
۸ قابلیت اطمینان مأموریت پرتاب	حالت اول ۰٫۸۴۸ حالت دوم ۰٫۸۷	-



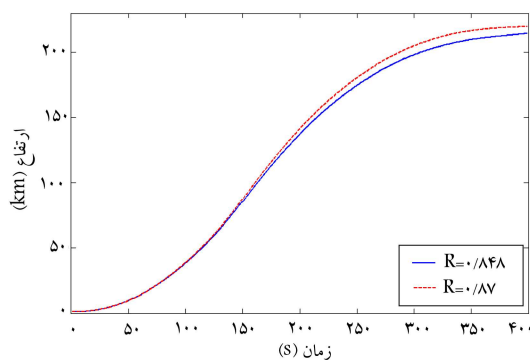
شکل ۱۱. هیستوگرام فراوانی احتمال برای حالت اول ($R=0.848$).



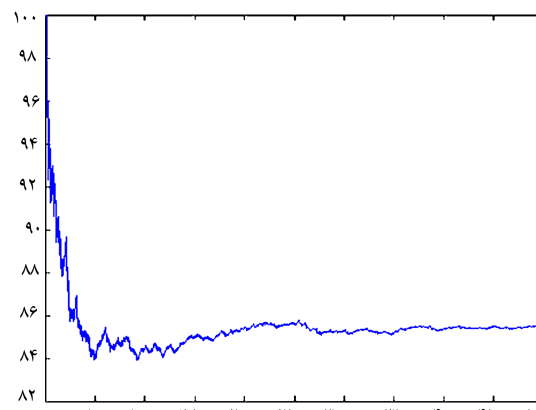
شکل ۱۲. نمودار تحلیل مونت‌کارلو برای حالت دوم ($R=0.87$).



شکل ۱۳. هیستوگرام فراوانی احتمال برای حالت دوم ($R=0.87$).



شکل ۱۴. تغییرات ارتفاع با زمان.



شکل ۱۵. نمودار تحلیل مونت‌کارلو برای حالت اول ($R=0.848$).

جدول ۵. پارامترهای نهایی موشک طراحی شده برای دو قابلیت اطمینان.

حالت دوم (R= ۰,۸۷)		حالت اول (R= ۰,۸۴۸)		واحد	نشانه	پارامتر	بودجه‌ها
مرحله اول	مرحله دوم	مرحله اول	مرحله دوم				
۱۱۲,۹	۴۶۸,۷	۱۰۱,۲۸	۴۵۵,۹	Ton	M_s	جرم اولیه	بودجه جرمی
۲۰,۱۵	۱۴۲,۳	۱۹,۷	۱۲۹,۸	Ton	M_F	جرم نهایی	
۹۳	۳۲۴,۵	۸۱,۳	۳۲۴,۲	Ton	M_P	جرم پیش‌ران	
۶۷۵	۹,۸۷۵	۱,۱۲۴	۹,۷۵۰	Ton	M_{Eng}	جرم موتور	
RD-۲۱۵	RD - ۱۷۱	RD-۱۲۰	RD - ۱۷۰	-	-	نام موتور	بودجه کارمایه‌بی
RD-۸		RD-۸					
Nitric acid/ UDMH	LOX/ kerosene	LOX/ kerosene	LOX/ kerosene	-	-	ترکیب پیش‌ران	
۸۶,۴	۷۳۹,۹	۸۵	۷۳۹,۹	tonf	Th	تراست	
۷,۹۹		۷,۹۹					بودجه ابعادی
۲۹۶,۹	۳۰۹	۳۵۰	۳۰۹	sec.	I_{Sp}	ضربه ویژه	
(۳۰۱,۵)۳۴۲		(۳۴۸)۳۴۲					
۵۳		۵۳		sec.	t_d	زمان بیشینه فشار دینامیکی	
۱۱,۳۵۰		۱۱,۳۵۰		Km	H_d	ارتفاع بیشینه فشار دینامیکی	بودجه قابلیت اطمینان
۴۱,۵		۴۱,۲۳		m	L_f	طول کل (بدون فیرینگ)	
۳,۹		۳,۹		m	D	بیشینه قطر	
۰,۹۶۶	۰,۹۷	۰,۹۳۷	۰,۹۶۵	%	R_{Eng}	موتور	
۰,۹۶۵	۰,۹۸۴	۰,۹۷۹	۰,۹۸۱	%	R_{GNC}	هدایت، ناوبری و کنترل	بودجه قابلیت اطمینان
۰,۹۸۴	۰,۹۹۴	۰,۹۹۴	۰,۹۹۳	%	R_{Sep}	جدایش	
۰,۹۹۴	۰,۹۹۶	۰,۹۹۳	۰,۹۹۵	%	R_T	مخازن و خطوط تغذیه	
۰,۹۸۸	۰,۹۹۳	۰,۹۹۲	۰,۹۹۲	%	R_{PS}	توان و سیگنال	
۰,۹۸۶	۰,۹۹۵	۰,۹۹۲	۰,۹۹۴	%	R_{PL}	محفظه بار محموله	مشخصات پروازی
دایروی		دایروی		km	H_a	ارتفاع اوج	
دایروی		دایروی		km	H_P	ارتفاع حوضیض	

در مورد زمان سوزش در دو مرحله‌ی هر حامل فضایی نیز نکاتی همچون ضربه‌ی ویژه، مقدار تراست و نسبت جرم نهایی به جرم اولیه (مقدار جرم پیش‌ران) حائز اهمیت است که علی‌رغم افزایش جرم پیش‌ران در مرحله‌ی دوم، زمان سوزش بدون تغییر مانده است. علت این امر افزایش دبی مصرفی (به دلیل افزایش تراست و کاهش ضربه‌ی ویژه) در این مرحله است.

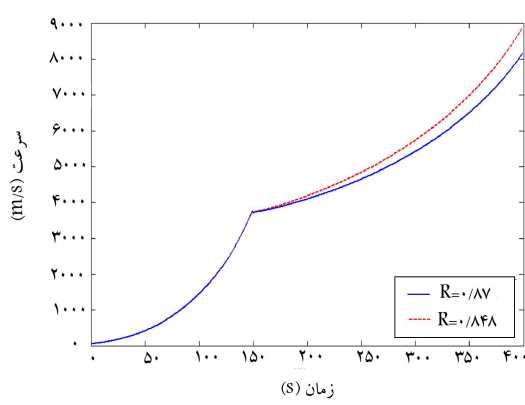
در این مثال، طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان یک مأموریت حامل فضایی خاص، با توجه به این که موتور مرحله‌ی دوم انتخابی دارای ضربه‌ی ویژه پایین‌تر و کارایی کم‌تر و قابلیت اطمینان بالاتر است که باید جرم پیش‌ران بیشتری برای انجام

دوم سبب افزایش پیش‌ران مصرفی خواهد شد که مقداری از افزایش جرم به دلیل بالاتر بودن چگالی اکسیدکننده‌ی اسیدنیتریکی ($\rho_{Nitric} = ۱۵۱۰ \frac{kg}{m^3}$) نسبت به اکسیدکننده‌ی اکسیژن مایع ($\rho_{O_2} = ۱۱۴۱ \frac{kg}{m^3}$) و کاهش مخازن حمل اکسیدکننده‌ی آن در مرحله‌ی دوم جبران می‌شود. چگالی سوخت در دو موتور تقریباً یکسان است. لازم به ذکر است که به دلیل نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت بالاتر از ۲ معمولاً اثر تغییرات چگالی اکسیدکننده بیشتر است. همچنین در جدول ۵ تخصیص قابلیت اطمینان برای زیرسیستم‌های مختلف برای دو قابلیت اطمینان ارائه شده است.

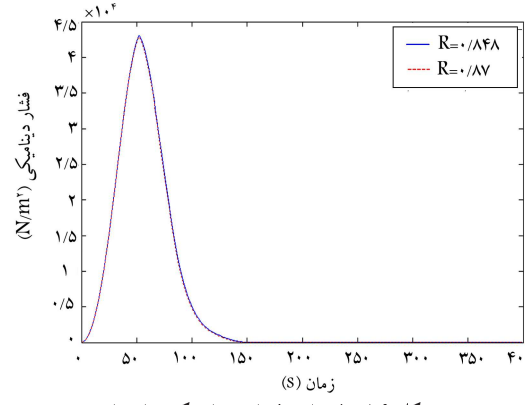
مأموریت مشخص شده حمل شود؛ این امر سبب افزایش وزن بلوک مرحله‌ی دوم می‌شود. دلیل بالابودن قابلیت اطمینان در موتورهایی با کارایی پایین‌تر را می‌توان کاهش پیچیدگی‌های ساختی و نوع سیکل‌های موتور (مثلاً سیکل باز) دانست. برای صحت‌گذاری بر این موضوع می‌توان موتورهای روسی $RD-107$ ، $RD-108$ دهه‌ی ۵۰ میلادی را که در سه حامل وستوک، مولنیا و سایوز مورد استفاده قرار گرفته است نام برد که دارای قابلیت اطمینان ۹۹/۹ درصد هستند و تاکنون هیچ‌گونه شکستی در مأموریت‌های خود نداشته‌اند. اما سیکل کاری موتورهای مذکور، علی‌رغم موتورهای مدرن، باز است (گازهای خروجی توربین بدون استفاده به فضا تخلیه می‌شوند) و درصد قابل توجهی از کارایی (ضرره‌ی ویژه) موتور را کاهش می‌دهد.

۱۳. نتیجه‌گیری

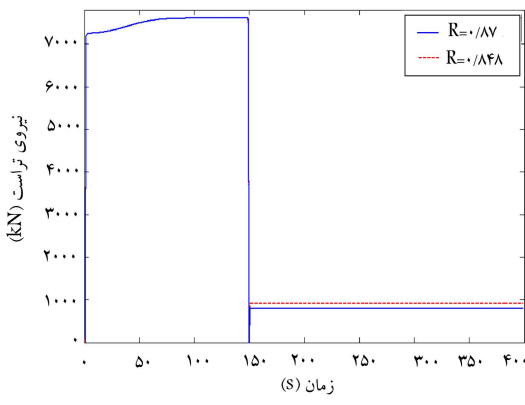
در این نوشتار روش جدید طراحی مفهومی حامل‌های فضایی برمبنای قابلیت اطمینان با رویکرد طراحی مدولار ارائه شد (شکل ۵). ارزیابی روش فوق برای حامل فضایی موجود (زنیت ۲) مورد استفاده قرار گرفت و با ویرایش قابلیت اطمینان افزایش یافته آن مورد بررسی قرار گرفت (جدول ۵ و شکل‌های ۱۰ تا ۱۸). [۳۴،۳۳،۱۱] چنانچه ذکر شد به دلیل محدودیت‌های دسترسی به اطلاعات دقیق زیرسامانه‌ها در این مورد خاص تغییرات اثر قابلیت اطمینان موتور بر مشخصات جرمی - کارمابه‌یی و ابعادی حامل فضایی مد نظر قرار می‌گیرد، درحالی که با داشتن اطلاعات دقیق از زیرسامانه‌های دیگر می‌توان اثرات تغییر قابلیت اطمینان را بر مشخصات سیستمی حامل تحلیل کرد. در این روش برای تخصیص قابلیت اطمینان به زیرسامانه‌های حامل فضایی از روش تحلیل سلسله‌مراتبی در فاز طراحی مفهومی استفاده می‌شود. مزیت استفاده از روش تحلیل سلسله‌مراتبی، استفاده از تخصیص قابلیت اطمینان زیرسامانه‌های حامل فضایی در فاز طراحی مفهومی ضمن در نظر گرفتن سازگاری زیرسامانه‌هاست. در این روش، با توجه به تعریف معیارها، جدول ۲ به‌عنوان مقایسه‌ی زوجی معیارها (سطح دوم) محاسبه می‌شود. در حین مقایسه‌ی زوجی با لینکی که بین نرم‌افزار EXCEL و کد MATLAB وجود دارد، سازگاری مقایسه صحت‌سنجی می‌شود. در جدول ۳ به‌عنوان نمونه‌ی مقایسه‌ی زوجی (سطح سوم نسبت به معیار تکنولوژی) زیرسامانه‌های مختلف حامل فضایی برای هر یک از معیارها صورت پذیرفته و سازگاری نیز مورد بررسی قرار می‌گیرد. با استفاده از نتایج به دست آمده در نهایت قابلیت اطمینان تخصیص یافته به هر زیرسامانه‌ی حامل فضایی زنیت ۲ یک‌بار با قابلیت اطمینان ۸۴/۸٪ و بار دیگر با قابلیت اطمینان ۸۷٪ در سطر بودجه قابلیت اطمینان جدول ۵ ارائه شده است. صحت‌گذاری بر روش طراحی حامل فضایی برمبنای قابلیت اطمینان -- ارائه شده در بخش قابلیت اطمینان -- با استفاده از شبیه‌سازی مونت‌کارلو و ترسیم هیستوگرام در شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ صورت می‌پذیرد؛ و در بخش مشخصات بالیستیکی با استفاده از شبیه‌سازی‌های انجام شده در شکل‌های ۱۴ تا ۱۷ و نتایج درج شده در جدول ۵ صورت پذیرفته است. براساس نتایج به دست آمده در نمودارها و جدول ۵، برای افزایش ۲/۲ درصد قابلیت اطمینان، جرم استارتی حامل ۱۲/۸ تن افزایش خواهد یافت؛ دلیل این امر انتخاب موتور مرحله‌ی دوم با قابلیت اطمینان بالاتر و کارایی کم‌تر (ضرره ویژه پایین‌تر) است که با توجه به وابستگی شدید قابلیت اطمینان با نوع سیکل (باز یا بسته) موتور سوخت مایع، نتیجه‌ی طراحی صحیح است. بنابراین با توجه به شبیه‌سازی‌های مونت‌کارلو و بالیستیکی، و نمودارهای ارائه شده روش فوق یک روش کاربردی در فاز طراحی مفهومی حامل‌های فضایی است.



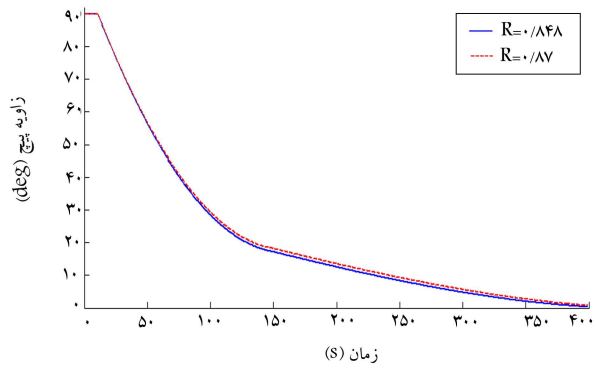
شکل ۱۵. تغییرات سرعت با زمان.



شکل ۱۶. تغییرات فشار دینامیکی با زمان.



شکل ۱۷. تغییرات تراست با زمان.



شکل ۱۸. تغییرات برنامه‌ی زاویه پیچ با زمان.

پانوشته‌ها

1. energetic
2. Bayesian probability
3. probabilistic risk analysis (PRA)
4. infancy problem
5. redundancy
6. iterative guidance mode (IGM)
7. iterative path adaptive guidance mode (IPAGM)
8. stable platform
9. strap down
10. reliability based launch vehicle conceptual design (RLVCD)
11. launch vehicle conceptual design (LVCD)
12. Arink
13. Agree
14. analytical hierarchy process (AHP)

منابع (References)

1. Akhlaghi, A.M., Mirshams, M. and Naseh, H. "Expendable launch vehicle reliability modeling by using stochastic method", 1st Conference of Aerospace System Reliability, (2009) (in persian).
2. Chang, I. "Investigation of space launch vehicle catastrophic failures", *Journal of Spacecraft and Rockets*, **33**(2), pp. 198-205 (1996).
3. Savage, L.J., *The Foundations of Statistics*, Wiley, New York (1954).
4. Raiffa, H. and Schlaifer, R., *Applied Statistical Decision Theory*, MIT Press, Boston (1968).
5. Gallagher, M.A., Weir, J.D. and True, W.D. "Relating weapon system test sizes to war. getting capability", *Military Operations Research*, **3**(3), pp. 5-12 (1992).
6. Fries, A. and Easterling, R.G. "Annual testing of strategic missile systems", *Proceedings of the American Statistical Association Section on Physical and Engineering Sciences*, American Statistical Association, Alexandria, VA, pp. 132-134 (1999).
7. Guarro, S., Bream, B., Rudolph, L.K. and Mulvihill, R.J. "The cassini mission risk assessment framework and application techniques", *Reliability Engineering and System Safety*, **49**(3), pp. 293-302 (1995).
8. Pate-Cornell, M.E. and Fischbeck, P.S. "PRA as a management tool: Organizational factors and risk-based priorities for the maintenance of the tiles of the space shuttle orbiter", *Reliability Engineering and System Safety*, **40**(3), pp. 239-257 (1993).
9. Bulfin R.L. and Liu, C.Y. "Optimal allocation of redundancy components for large systems", *IEEE Trans. Rel.*, **34**, pp. 241-247 (Aug. 1985).
10. Misra, K. and Sharma, U. "An effective approach for multiple criteria redundancy optimization problems", *Microelectron. Reliab*, **31**(2/3), pp. 303-321 (1991).
11. Seth, D. and Guikema, M. "Elisabeth pate'-cornell, bayesian analysis of launch vehicle success rates", *Journal of Spacecraft and Rockets*, **41**(1), pp. 93-102 (2004).
12. Seth, D. and Guikema, M. and Pate'-Cornell, E. "Probability of infancy problems for space launch vehicles", *Reliability Engineering and System Safety*, **87**, pp. 304-314 (2005).
13. Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H. "Multi-stage liquid propellant launch vehicle conceptual design (LVCD) software based on combinatorial optimization of major design parameters", 7th International Conference of Iranian Society of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Best Paper (2007) (in persian).
14. Fragola, J. "Risk management in US manned spacecraft: From Apollo to Alpha and beyond", ESA, Product Assurance Symposium and Software Product Assurance Workshop (Mar. 1996).
15. Pate-Cornell, E. and Dillon, R. "Probabilistic risk analysis for the NASA space shuttle: a brief history and current work", *Reliability Engineering and System Safety*, **74**(3), pp. 345-352 (Dec. 2001).
16. Supplementary Text Prepared by the Defense Acquisition University press, Virginia 22060-5565 "Systems engineering fundamentals", Department of Defense (Jan. 2001).
17. Kobolov, V.N. and Milovanov, A.G., *Space Vehicle Transportation Systems*, Moscow, Restart Publication, (2009) (In Russia).
18. Krevor, Z.C. and Wilhite, A. "An approach for calculating the cost of launch vehicle reliability", AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition, Long Beach, California (18-20 September 2007).
19. Robinson, K. "ARIANE 5 flight 501 failure-a case study of errors", University of New South Wales, Technical Report (2012).
20. Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H. "Multi-stage liquid propellant launch vehicle conceptual design based on combinatorial optimization of major design parameters", *Journal of Space, Science and Technology (JSST)*, **1**(1), (Fall 2008) (in persian).
21. Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H. "Multi-stage liquid propellant launch vehicle conceptual design (LVCD) software", *Journal of (Fall 2008) (in persian). Space, Science and Technology (JSST)*, **1**(2)
22. Mahyari, M.N., Karimi, H., Naseh, H. and Mirshams M. "Numerical and experimental investigation of vortex breaker effectiveness on the improvement in launch vehicle ballistic parameters", *Journal of Mechanical Science and Technology*, **24**(10) KSME & Springer, (2010).
23. Guangbin, Y., *Life Cycle Reliability Engineering*, John Wiley & Snnns, INC. (2007).
24. Saaty, T.L., *The Analytic Hierarchy Process*, Mc Graw-Hill, New York (1980).
25. Saaty, T.L. "Eigenvector and logarithmic least squares", *European Journal of Operational Research*, **48**, pp. 156-160 (1990).
26. Naseh, H., Akhlaghi, A.M., Mirshams, M. and Irani, S. "An analytic hierarchy process based reliability allocation method (ARAM)", *International Symposium on the Analytic Hierarchy Process*, Italy, Sorrento (2011).
27. AGREE, *Reliability of Military Electronic Equipment*, Office of the Assistant Secretary of Defense Research and Engineering, Advisory Group of Reliability of Electronic Equipment, Washington, DC (1957).

28. Villeneuve, F., Dimitri, N. and Mavris, A. "Method for concept and technology exploration of aerospace architectures", Ph.D. Thesis, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology (August 2007).

29. Ghare, P.M. and Taylor, R.E. "Optimal redundancy for reliability in series system", *Oper. Res.*, **17**, pp. 838-847 (Sept. 1969).

30. Akhlaghi, A.M. "Consideration of cost estimation and reliability assessment models in space system design", Msc. Lecture, Aerospace Faculty, K. N. Toosi University of Technology, (Fall 2008) (in persian)

31. Naseh, H., Akhlaghi, A., Mirshams, M. and Irani, S., *A Bayesian Networks Approach to Reliability Analysis of a Launch Vehicle GN&C*, Metu, Ankara Turkey (14-16 September 2011).

32. Akhlaghi, A.M., Naseh, H., Mirshams, M. and Irani, S. "A bayesian networks approach to reliability analysis of a launch vehicle liquid propellant engine", *Submitted and Primary Accepted in Journal of Aerospace and Technology (JAST)* **8**(2), pp .107-117, Summer-Fall (2011).

33. Isakowitz, S.J., Hopkins, J.B. and Hopkins JR, J.P., *International Reference Guide to Space Launch Vehicle Systems*, Published by AIAA (2004).

34. Akhlaghi, A.M. "Space vehicle reliability based conceptual design", Msc. Thesis, Aerospace Faculty, K. N. Toosi University of Technology, (Summer 2011) (in persian).