



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
تاسیس ۱۳۲۷

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

گرایش مهندسی فضایی

الگوریتم طراحی ماهواره نمونه با احتساب عدم قطعیت

استاد راهنما :

آقای دکتر مهران میرشمس

استاد مشاور :

آقای مهندس علی جعفر صالحی

دانشجو :

اسد صاغری

۸۸۰۳۹۹۴

بهمن ۱۳۹۰

به نام آنکه مردمان در بُتها، آتش و باد و الهه‌ها

خورشید و ماه و ستاره‌ها،

در عمق دریاها و پهنای صحراها می‌جویند

به نام حافظِ آخرین منجی...

بِه نَامِ
اللَّهُ
(جَلَّ جَلَالُهُ)

تمام خوبی‌های این اثر به طور عام تقدیم به

مکتبم

وطنم

و همه آنانی که در این خاک، سقف معیشتشان را بر ستون شریعتشان بنا
نهادند...

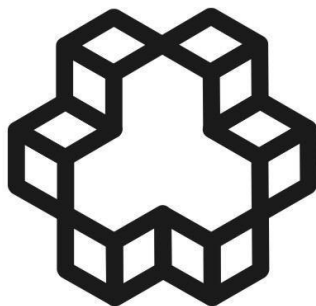
و به طور خاص تقدیم به

مادرم پدرم

و

آن فرشتگانی از جانب خدا که، آنچه را سال‌ها وهم داشتش را داشتم به من
هدیه دادند...

هادیان من از بی راهه به راه... .



دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

تاسیس ۱۳۰۷

دانشکده مهندسی هوا فضا

هیئت داوران پس از مطالعه ی پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تهیه شده تحت عنوان:
(الگوریتم طراحی ماهواره نمونه با احتساب عدم قطعیت)) ، توسط اسد صاغری صحت و کفایت
تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه ی کارشناسی ارشد در رشته ی مهندسی هوافضا گرایش
مهندسی فضایی مورد تایید قرار می دهد.

- | | |
|-----------------|-----------------------------------|
| ۱. استاد راهنما | آقای دکتر مهران میرشمس |
| ۲. استاد مشاور | آقای مهندس علی جعفر صالحی |
| ۳. ممتحن داخلی | آقای دکتر علیرضا باصحبیت نوینزاده |
| ۴. ممتحن خارجی | آقای دکتر نوربخش فولادی |

موضوع پایان نامه: *الگوریتم طراحی ماهواره نمونه با احتساب عدم قطعیت*

استاد راهنما: آقای دکتر مهران میرشمس

دانشجو: اسد صاغری

شماره ی دانشجویی: ۸۸۰۳۹۹۴

اینجانب اسد صاغری دانشجوی دوره ی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا گرایش مهندسی فضایی دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی گواهی می نمایم که تحقیقات ارائه شده در این پایان نامه توسط شخص اینجانب انجام شده و صحت و اصالت مطالب نگارش شده مورد تایید می باشد و در مورد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است.

به علاوه گواهی می نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون برای دریافت هیچ مدرکی یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری در هیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان نامه چارچوب مطلوب دانشگاه به طور کامل رعایت شده است.

سلام حق بر آن کس که طریق هدایت را پیروی می کند.

اسد صاغری

حق چاپ، تکثیر و مالکیت برنتایج

۱. حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هر گونه کپی برداری به صورت کل پایان نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مهندسی هوا فضا دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی مجاز می باشد. ضمناً متن این صفحه باید در نسخه تکثیر شده وجود داشته باشد.

۲. کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی خواجه نصیر الدین طوسی می باشد و بدون اجازه کتبی دانشگاه به شخص ثالث قابل واگذاری نیست.

همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج این پایان نامه منوط به موافقت نویسنده و ارجاع به پایان نامه در متن مورد استفاده می باشد.

قدردانی و تشکر

لازم می دانم در اینجا از تمامی اساتید و دوستانم که مرا در حرکت در مسیر پیشرفت همراهی نمودند تشکر کنم، بی تردید در نبود آنها گام نهادن در مسیر پیشرفت و ترقی بسیار مشکل می نمود.

مخصوصاً از اساتید خوبم در دوره کارشناسی ارشد، آقایان دکتر مهران میرشمس، دکتر علیرضا باصحبت نوین زاده، دکتر نوربخش فولادی، دکتر امیرعلی نیکخواه، دکتر حسن کریمی، دکتر جعفر روشنیان و مهندس علی جعفرصالحی که بسیاری از دانسته‌هایم را وامدارشان هستم.

و همه دوستان خوبم در آزمایشگاه تحقیقات فضایی و پژوهشکده سامانه‌های پرتاب فضایی، مخصوصاً آقایان، احسان ذبیحیان، علی بطالبلو، مسعود ابراهیمی، ابولفضل شیرازی و امید بصیری که مرا در تدوین این کار همراهی نمودند.

چکیده

هدف از این پایان‌نامه تدوین الگوریتم طراحی مفهومی فضاپیما و تحلیل اثر عدم قطعیت‌ها در آن است. در تدوین الگوریتم طراحی با در نظر گرفتن فلسفه طراحی "بهتر، سریعتر، ارزانتر" تلاش بر این بوده که از فناوری‌های روز و همچنین نظر کارشناسان خبره استفاده شود. مزیت اصلی الگوریتم ارائه شده نسبت به نمونه‌های متداول، استفاده از روش‌های شبیه‌سازی دقیقتر و مدل‌های به روزتر در روند طراحی زیرسیستم‌ها است. پس از تدوین مدل طراحی اقدام به شناسایی و وارد کردن عدم قطعیت‌ها در روند طراحی می‌کنیم.

در تحلیل اثرات عدم قطعیت‌ها، تمرکز بیشتر روی عدم قطعیت در پارامترهای ورودی طراحی بوده است، این پارامترها عموماً در نقش رابط بین محیط عملکردی و دیگر سگمنت‌های سیستم فضایی با فضاپیما هستند. تحلیل عدم قطعیت‌ها در روند طراحی مفهومی یک رویکرد هوشمندانه برای رسیدن به یک طرح بهینه با کمترین هزینه تحمیلی برای افزایش ایمنی و قابلیت اطمینان طرح است.

نتایج حاصل از تحلیل عدم قطعیت نشان می‌دهد که در برخی موارد همچون زمان در سایه بودن مدار، زمان ملاقات مجدد، توان مورد نیاز فضاپیما و وزن زیرسیستم تامین توان تغییرات کاملاً غیر قابل پیش‌بینی است، به طوری که با جود عدم قطعیت ورودی با توزیع نرمال، شاهد خروجی‌هایی با توزیع متفاوت هستیم. همچنین در مورد دامنه تغییرات، با در نظر گرفتن معیار سه سیگما، شاهد حدود ۲۰٪ انحراف مقادیر خروجی از مقدار حل بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت هستیم.

نتایج حاصل از این تحلیل به عنوان ورودی الگوریتم‌های بهینه‌سازی و طراحی بر پایه عدم قطعیت برای رسیدن به یک طراحی بهینه مقاوم یا قابل اطمینان مورد استفاده قرار می‌گیرد.

کلید واژه: الگوریتم طراحی مفهومی، فضاپیما، ماهواره، عدم قطعیت، طراحی بهینه بر پایه عدم قطعیت،

شبیه‌سازی مونت کارلو

 فهرست مطالب

فصل ۱) مقدمه	۱
۱-۱) جایگاه طراحی سیستمی در فرایند طراحی و توسعه سامانه فضایی	۴
۲-۱) جایگاه مهندسی سیستم در فرایند طراحی	۶
۳-۱) روش مهندسی سیستم در طراحی سیستم‌های فضایی	۸
۴-۱) کارهای انجام شده تا کنون	۱۳
۵-۱) تعریف اهداف و چهارچوب کار	۱۴
فصل ۲) تولید مدل ریاضی طراحی مفهومی و ارائه الگوریتم طراحی	۱۶
۱-۲) مدار	۱۷
۱-۱-۲) محاسبه پارامترهای مدار	۱۹
۲-۱-۲) محاسبه زمان در سایه بودن	۲۱
۳-۱-۲) محاسبه زاویه تابش خورشید	۲۶
۴-۱-۲) مدت زمان لینک پایین	۲۹
۵-۱-۲) پوشش زمینی	۳۱
۲-۲) بار محموله	۳۲
۱-۲-۲) محاسبه مشخصات ابعادی عملکردی بار محموله	۳۹
۲-۲-۲) محاسبه نرخ اطلاعات بارمحموله	۴۴
۳-۲-۲) محاسبه زمان ملاقات مجدد	۴۴
۳-۲) زیر سیستم های پشتیبانی	۴۵
۱-۳-۲) سازه	۴۵

۵۱ زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (۲-۳-۲)
۶۵ زیرسیستم ارتباطات (۳-۳-۲)
۷۳ زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات (۴-۳-۲)
۷۷ زیرسیستم تامین توان الکتریکی (۵-۳-۲)
۸۷ زیرسیستم کنترل دما (۶-۳-۲)
۹۷ جمع بندی (۴-۲)
۱۰۲ فصل ۳) اهمیت پرداختن به عدم قطعیت ها در مراحل اولیه طراحی (۳-۳-۲)
۱۰۶ (۱-۳) تعریف، شناسایی و دسته بندی عدم قطعیت ها (۳-۳-۲)
۱۰۸ (۱-۱-۳) تعریف عدم قطعیت (۳-۳-۲)
۱۱۷ (۲-۱-۳) انتشار و تحلیل عدم قطعیت (۳-۳-۲)
۱۲۱ (۳-۱-۳) بررسی کلی روش های طراحی بر مبنای عدم قطعیت در دسترس (۳-۳-۲)
۱۲۶ فصل ۴) توسعه الگوریتم طراحی مفهومی با احتساب عدم قطعیت در پارامترها (۳-۳-۲)
۱۲۸ (۱-۴) انتشار و تحلیل عدم قطعیت (۳-۳-۲)
۱۲۹ (۲-۴) عدم قطعیت در ساختار مدل (۳-۳-۲)
۱۳۲ (۳-۴) عدم قطعیت در پارامتر (۳-۳-۲)
۱۳۸ فصل ۵) نتایج حاصل از تحلیل عدم قطعیت ها (۳-۳-۲)
 فصل ۶) مقایسه بین خروجی های الگوریتم طراحی در دو حالت بدون احتساب عدم قطعیت و با
۱۵۲ احتساب عدم قطعیت (۳-۳-۲)
۱۵۷ (۱-۶) پیشنهاد برای ادامه کار (۳-۳-۲)
۱۵۸ مراجع منتخب (۳-۳-۲)

فهرست شکل‌ها

- شکل (۱-۱) نسبت زمانی هر یک از فازهای طراحی (با توجه به میزان دانش و آزادی طراح در هر فاز) ۵
- شکل (۲-۱) زمان انجام شده در مقابل بودجه مصرفی برای پروژه فضایی نوعی ۵
- شکل (۳-۱) اثر الاکننگی فاز طراحی مفهومی ۶
- شکل (۴-۱) فرایند کلی طراحی مهندسی ۷
- شکل (۱-۲) روند انجام محاسبات، ورودی‌ها و ارتباط طراحی ماموریت با دیگر زیرسیستم‌ها ۱۸
- شکل (۲-۲) دو نمونه مدار خورشیدآهنگ ۲۰
- شکل (۳-۲) بیشترین برد مایل دید ۲۱
- شکل (۴-۲) نرخ تغییرات موقعیت زاویه ای زمین نسبت به خورشید ۲۳
- شکل (۵-۲) زاویه بتای مدار ۲۴
- شکل (۶-۲) مدت زمان در سایه بودن مدار در طول پنج سال برای سه مدار نمونه ۲۵
- شکل (۷-۲) زاویه فراز و آزمون وجه های ماهواره ۲۷
- شکل (۸-۲) زاویه سطوح جانبی یک ماهواره شش ضلعی با خورشید در طول یک دوره مداری ۲۹
- شکل (۹-۲) زاویه سطوح جانبی یک ماهواره شش ضلعی با خورشید بر حسب دوره مداری و روزهای سال ۲۹
- شکل (۱۰-۲) مناطق مختلف پوشش مداری ۳۱
- شکل (۱۱-۲) نمایش گستره دید کلی و گستره دیدی لحظه‌ای ۳۴
- شکل (۱۲-۲) دسته بندی انواع محموله های ماهواره های سنجش از دور ۳۵
- شکل (۱۳-۲) مفهوم سنجنده پیمایشی ۳۶
- شکل (۱۴-۲) مفهوم سنجنده غیر پیمایشی ۳۶
- شکل (۱۵-۲) دسته بندی طول موج‌های مختلف بر اساس محدوده طیفی ۳۷
- شکل (۱۶-۲) روند انجام محاسبات، ورودی‌ها و ارتباط بار محموله با دیگر زیرسیستم‌ها ۳۸
- شکل (۱۷-۲) تعداد پیکسل‌ها در یک گستره دیدی لحظه‌ای و در کل ناحیه جاروب شده ۴۱
- شکل (۱۸-۲) پیکربندی های متداول تلسکوپ‌های فضایی ۴۲
- شکل (۱۹-۲) نسبت فاصله کانونی و فاصله کانونی موثر ۴۳
- شکل (۲۰-۲) روند انجام محاسبات، ورودی‌ها و ارتباط سازه با دیگر زیرسیستم‌ها ۴۶
- شکل (۲۱-۲) روند انجام محاسبات، ورودی‌ها و ارتباط ADCS با دیگر زیرسیستم‌ها ۵۳

- شکل (۲-۲۲) تغییرات میدان مغناطیسی زمین و چگالی اتمسفر ۶۱
- شکل (۲-۲۳) تغییرات گشتاورهای اغتشاشی خارجی با ارتفاع مداری ۶۲
- شکل (۲-۲۴) روند انجام محاسبات، ورودی ها و ارتباط زیرسیستم ارتباطات با دیگر زیرسیستم ها ۶۷
- شکل (۲-۲۵) مقدار سیگنال به نویز برحسب نوع مدولاسیون و نرخ خطای بیت ۶۸
- شکل (۲-۲۶) منابع تولید نویز ۷۰
- شکل (۲-۲۷) دمای نویز ناشی از منابع مختلف ۷۱
- شکل (۲-۲۸) روند انجام محاسبات، ورودی ها و ارتباط زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات با دیگر زیرسیستم ها ۷۴
- شکل (۲-۲۹) روند انجام محاسبات، ورودی ها و ارتباط زیرسیستم تامین توان با دیگر زیرسیستم ها ۷۸
- شکل (۲-۳۰) میزان تولید انرژی توسط هر یک از آرایه های نصب شده روی سطح جانبی ماهواره.. ۸۲
- شکل (۲-۳۱) میزان انرژی تولیدی کل در شروع و پایان ماموریت در یک روز خاص از سال ۸۲
- شکل (۲-۳۲) میزان انرژی تولیدی کل در طول دوران ماموریت ۸۳
- شکل (۲-۳۳) بارهای خارجی وارد بر ماهواره ۸۹
- شکل (۲-۳۴) روند انجام محاسبات، ورودی ها و ارتباط زیرسیستم کنترل دما با دیگر زیرسیستم ها ۹۱
- شکل (۲-۳۵) الگوریتم طراحی مفهومی ماهواره ۹۸
- شکل (۲-۳۶) دسته بندی انواع متغیرهای موثر در روند طراحی ۱۰۱
- شکل (۳-۱) روند مدلسازی و حل یک پدیده واقعی ۱۰۳
- شکل (۳-۲) توصیف عدم قطعیت ۱۱۶
- شکل (۳-۳) حوزه کاربرد مسائل طراحی مقاوم و طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان ۱۲۳
- شکل (۳-۴) روش ضریب اطمینان ۱۲۴
- شکل (۳-۵) روش طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان ۱۲۵
- شکل (۴-۱) مقایسه نقطه بهینه طراحی در حالت قطعی و غیر قطعی ۱۲۶
- شکل (۴-۲) روند کامل یک فرایند بهینه سازی تحت عدم قطعیت ۱۲۷
- شکل (۴-۳) مقایسه بین مدل های ارائه شده برای محاسبه شار موثر خورشید ۱۳۰
- شکل (۴-۴) میزان اختلاف شار موثر خورشید بین مدل اولیه و مدل پیشنهادی ۱۳۰
- شکل (۴-۵) میزان انرژی تولیدی در طول یک دوره مداری در یک روز مشخص از سال حاصل از مدل اولیه و مدل پیشنهادی جدید را برای آرایه هایی از نوع (گالیم-آرسناید) ۱۳۱

- شکل (۴-۶) اختلاف میزان انرژی تولیدی در طول یک دوره مداری در یک روز مشخص از سال ... ۱۳۱
- شکل (۴-۷) الگوریتم طراحی با در نظر گرفتن عدم قطعیت ۱۳۴
- شکل (۴-۸) روند وارد کردن عدم قطعیت های پارامتری با استفاده از روش شبیه سازی مونت کارلو ۱۳۶
- شکل (۵-۱) توزیع احتمال نرمال عدم قطعیت های ورودی در ارتفاع، شیب و زاویه فراز ۱۴۰
- شکل (۵-۲) توزیع احتمال نرمال عدم قطعیت های ورودی در شار تابشی خورشید و ضریب افت ذاتی آرایه ها ۱۴۰
- شکل (۵-۳) توزیع احتمال خروجی های مدار به ترتیب شامل، دوره مداری، میانگین زمان در سایه بودن، بیشترین زمان دید ایستگاه زمینی و بیشترین برد مایل ۱۴۲
- شکل (۵-۴) توزیع احتمال جرم و توان مورد نیاز بارمحموله ۱۴۳
- شکل (۵-۵) توزیع احتمال زمان ملاقات مجدد و دقت نشانه روی ۱۴۴
- شکل (۵-۶) توزیع احتمال وزن سازه، جرم زیرسیستم ADCS و توان زیرسیستم ADCS ۱۴۵
- شکل (۵-۷) توزیع احتمال نرخ انتقال اطلاعات، جرم زیرسیستم ارتباطات و توان زیرسیستم ارتباطات ۱۴۶
- شکل (۵-۸) توزیع احتمال جرم و توان مورد نیاز زیرسیستم فرمان و مدیریت اطلاعات ۱۴۷
- شکل (۵-۹) توزیع احتمال توان مورد نیاز تولیدی، توان قابل تولید در انتهای ماموریت و سطح آرایه های خورشیدی ۱۴۸
- شکل (۵-۱۰) توزیع احتمال جرم باتری ها، جرم زیرسیستم تامین توان و جرم زیرسیستم کنترل دما ۱۴۹
- شکل (۵-۱۱) توزیع احتمال جرم نهایی فضاپیما، توان مورد نیاز فضاپیما در روز مداری و توان مورد نیاز فضاپیما در شب مداری ۱۵۰

جدول‌ها

- جدول (۱-۲) مشخصات چند نمونه پرتابگر ۴۸
- جدول (۲-۲) مقادیر و مفاهیم حاشیه اطمینان ۵۰
- جدول (۳-۲) حسگرهای متداول و محدوده دقت ۵۵
- جدول (۴-۲) روش های پایدارسازی و دقت های قابل حصول ۵۷
- جدول (۵-۲) انواع و مشخصات عملگرها ۵۸
- جدول (۶-۲) ترکیبات مختلف استفاده از گشتاوردهنده مغناطیسی و چرخ عکس‌العملی ۵۸
- جدول (۷-۲) بسته‌های پیشنهادی برای ADCS ۵۹
- جدول (۸-۲) مشخصه های آنتن های مختلف ۶۹
- جدول (۹-۲) مقدار راندمان انتقال برحسب روش رگولاسیون ۷۹
- جدول (۱۰-۲) مشخصات عملکردی آرایه های خورشیدی ۸۰
- جدول (۱۱-۲) مقایسه بین باتریهای متداول فضایی ۸۵
- جدول (۱۲-۲) مشخصات عملکردی باطری های ثانویه ۸۶
- جدول (۱۳-۲) تصمیم مناسب برای سیستم کنترل دما با توجه به شرایط دمایی ۹۵
- جدول (۱-۵) مشخصات ماموریتی ۱۳۸
- جدول (۱-۶) مشخصه های قطعی و احتمالی پارامترهای ورودی انتخاب شده برای اعمال عدم قطعیت ۱۵۲
- جدول (۲-۶) مشخصه های قطعی و احتمالی پارامترهای خروجی الگوریتم طراحی ۱۵۳
- جدول (۳-۶) میزان اختلاف ایجاد شده ناشی از اعمال عدم قطعیت ها ۱۵۶

لیست نشانه‌ها

a	(km)	نیم قطر بزرگ
α	(deg)	موقعیت زاویه ای زمین نسبت به نقطه اعتدال بهاری
β	(deg)	زاویه بتای مدار
δ	(deg)	زاویه انحراف صفحه استوای خورشید نسبت به صفحه استوای زمین
e		خروج از مرکزیت مدار
ε	(deg)	زاویه فراز
ε_C	(deg)	زاویه فراز لینک مخابراتی
ε_p	(deg)	زاویه فراز دید بار محموله
Az_p	(deg)	زاویه آزیموت وجه ماهواره
El_p	(deg)	زاویه فراز وجه ماهواره
\emptyset	(deg)	زاویه چرخش
η	(deg)	زاویه ندیر
H	(km)	ارتفاع مداری
i	(deg)	شیب مداری
j_2		ضریب پهن شدگی زمین
λ	(deg)	زاویه از مرکز زمین
μ	(km ³ /sec ²)	ثابت جاذبه زمین
P	(min)	دوره تناوب مداری
ρ	(deg)	شعاع زاویه ای زمین
R_E	(km)	شعاع متوسط زمین
T_e	(min)	مدت زمان در سایه بودن مدار
θ	(deg)	زاویه تابش خورشید
ω	(deg)	چرخش زاویه ای
Ω	(deg)	موقعیت زاویه ای گره صعودی مدار نسبت به راستای اعتدال بهاری
V_{SC}	(km/sec)	سرعت مداری ماهواره
V_E	(km/sec)	سرعت چرخ زمین
V_{trace}	(km/sec)	سرعت رد زمینی ماهواره
C_d		ضریب درگ اتمسفر
A_a	(m ²)	سطح عمود به بردار سرعت ماهواره
$M_{initial}$	(kg)	بیشترین وزن قابل حمل برای پرتابگر
$B.C$	(deg)	ضریب بالستیکی
T_B	(year)	عمر بالستیکی
ρ_a	(kg/m ³)	چگالی هوا
D	(km)	برد مایل ماهواره
D_0	(m)	قطر روزنه سنجنده

ϑ	(m)	طول موج
θ_r	(deg)	حداقل زاویه تفکیک پذیری
R_{Ground}		
n_x		تعداد پیکسل در عرض یک واحد تفکیک پذیری زمینی
n_y		تعداد پیکسل در طول یک واحد تفکیک پذیری زمینی
ε_x	%	هم پوشانی عرضی
ε_y	%	هم پوشانی طولی
N_x		تعداد پیکسل در عرض یک ناحیه جاروب شده
N_y		تعداد پیکسل در طول یک ناحیه جاروب شده
t_d	(sec)	زمان مورد نیاز برای آشکارسازی
f	(m)	فاصله کانونی
p_x	(m)	اندازه پیکسل
f_{eff}	(m)	فاصله کانونی موثر
B		تعداد بیت به ازای هر پیکسل
E_{frame}	%	راندمان فریم
RT	(day)	زمان ملاقات مجدد
f_{nat}	(Hz)	فرکانس طبیعی پرتابگر
k	$\left(\frac{kg}{s^2}\right)$	ثابت فنریت
L	(m)	طول محفظه فیرینگ
A	(m ²)	مساحت سطح مقطع سازه
σ	$\left(\frac{N}{m^2}\right)$	تنش
F_S		ضریب اطمینان سازه
M_S		حاشیه اطمینان سازه
F_{axial}	(N)	نیروی محوری
M	(N.m)	گشتاور خمشی
t	(m)	ضخامت پوسته
$\sigma_{allowable}$	$\left(\frac{N}{m^2}\right)$	بیشترین تنش قابل قبول
σ_{actual}	$\left(\frac{N}{m^2}\right)$	تنش اعمالی
ν	%	ضریب پواسون
σ_{ben}	$\left(\frac{N}{m^2}\right)$	تنش خمشی
n		تعداد وجه های ماهواره
R	(m)	شعاع داخلی محفظه فیرینگ
A_n	(m ²)	مساحت خارجی هر یک از وجه های ماهواره
V_{inner}	(m ³)	حجم داخلی سازه ماهواره
T_g	(N.m)	گشتاور اغتشاشی ناشی از گرادیان جاذبه زمین
I_z	(kg.m ²)	ممان اینرسی حول محور Z

I_y	$(kg.m^2)$	ممان اینرسی حول محور Y
ϵ	(deg)	زاویه انحراف از راستای محور ندیر
T_s	$(N.m)$	گشتاور اغتشاشی ناشی از تشعاعات خورشید
φ	$\left(\frac{W}{m^2}\right)$	شار تابشی خورشید
C	(m/sec)	سرعت نور
A_s	(m^2)	سطح رو به تشعاع خورشید
q		فاکتور تابش
C_{ps}	(m)	مرکز اثر فشار خورشید
C_g	(m)	مرکز ثقل ماهواره
ι	(deg)	زاویه تابش خورشید با بردار نرمال سطح رو به خورشید
T_m	$(N.m)$	گشتاور اغتشاشی ناشی از میدان مغناطیسی زمین
D_m	$(A.m^2)$	دی پل مغناطیسی ماهواره
B	$(tesla)$	میدان مغناطیسی زمین در ارتفاع مداری
T_a	$(N.m)$	گشتاور اغتشاشی ناشی از اثرات آیرودینامیکی اتمسفر زمین
C_{pa}	(m)	مرکز اثر نیروی آیرودینامیکی
m_f		ضریب اطمینان برای گشتاورهای کنترلی
L_B	(m)	طول بوم گرادیان جاذبه
m_B	(kg)	جرم بوم گرادیان جاذبه
DR_t	$\left(\frac{Mb}{sec}\right)$	نرخ اطلاعات انتقالی توسط فرستنده
T_{act}	(sec)	مدت زمان فعال بودن سنجنده
T_{view}	(sec)	مدت زمان عبور از روی ایستگاه زمینی
DC	(Gb)	ظرفیت ذخیره ساز اطلاعات
φ_{eff}	$\left(\frac{W}{m^2}\right)$	شار موثر تابش خورشید
C_b	$(W.hr)$	ظرفیت الکتریکی باتری
NOC		تعداد سیکل شارژ و دشارژ در طول ماموریت ماهواره
r_{sphere}	(m)	شعاع کره معادل
ξ		ضریب صدور سطح
α		ضریب جذب سطح
$A_{coating}$	(m^2)	مساحت عایق و پوشش حرارتی

فصل (۱) مقدمه

پس از پرتاب ماهواره اسپوتنیک^۱ توسط اتحادیه جماهیر شوروی در سال ۱۹۵۷ و در ادامه ۴ سال بعد با سفر حیوانات به مدار اطراف زمین که زمینه‌ساز سفر بشر (Yuri Gagarin) شد، اکتشاف فضا توسط انسان عملاً^۲ پایه‌ریزی گردید. ایالات متحده امریکا نیز با ورود به فضا در ۲۰ فوریه ۱۹۶۲ به فضای رقابتی دستیابی به فضا وارد شد. برنامه‌های اکتشافی فضا نه تنها با اهداف علمی بلکه به منظور ایجاد پرستیژ ملی و سیاسی طرح ریزی می‌گردید. در طول این سالها (تا سال ۱۹۹۰) شرایط سیاسی و اقتصادی، اهداف ماموریتی و ماموریت‌های فضایی را به شدت تحت تاثیر قرار می‌داد. این شرایط سبب گردید تا فرایند طراحی با رویکردهای متنوعی دنبال شود که از مهمترین آنها می‌توان به طراحی برمبنای عملکرد، طراحی برمبنای هزینه و طراحی با ویژگی‌های "بهتر، ارزانتر و سریعتر"^۳ اشاره نمود [1].

با یک نگاه کلی به عصر فضا سه فلسفه عمده در طراحی سیستم های فضایی قابل شناسایی است، که در این بخش به تعریف آنها می پردازیم.

۱. طراحی بر مبنای عملکرد^۲

۲. طراحی بر مبنای هزینه^۳

۳. "سریعتر، بهتر، ارزانتر"^۴ که منجر به "فضاپیمای کوچک، هزینه پایین" شد.

• طراحی برمبنای عملکرد

در تمام دوران اولیه تحقیقات فضایی، طراحی سیستم های فضایی بر پایه مفهوم افزونه کردن عملکرد ماموریت فضایی تحت محدودیت های ضعیف زمان و هزینه (که اغلب از قید هزینه صرف نظر می‌شد) ولی با محدودیت های ریسک تکنولوژی کاملاً محافظه کارانه انجام می‌شد.

فلسفه طراحی بر مبنای عملکرد تلاش می‌کند که مجموعه ای از الزامات عملکردی از پیش تعریف شده را با کمترین ریسک و هزینه برآورده سازد، (اول عملکرد و بعد هزینه).

¹SPUTNIK

² Design-to-Performance

³ Design-to-Cost

⁴ Faster, Better, Cheaper

ما می توانیم پیشاپیش هزینه را تخمین بزنیم، ولی در اکثر موارد، تا بعد از ساخته شدن فضاپیما ما نمی توانیم مقدار درست هزینه را بدانیم. طراحی بر پایه عملکرد یک رویکرد سنتی در طراحی محسوب می شود که اغلب برای ماموریت های نظامی و ماموریت های دشوار علمی جدید مورد استفاده قرار می گیرد. و نتیجه آن بسیار پرهزینه ولی با عملکرد ماموریتی بالا است [2].

البته با نگاهی به دوران اوج این فلسفه نمی توان از تاثیر سیاست های جاه طلبانه و اقتدار گرایانه دولت ها در پیشبرد این سبک از طراحی چشم پوشی کرد [نویسنده].

طراحی سیستم فضایی برمبنای عملکرد، به تولید فضاپیمایی با تکنولوژی پیچیده تر، جرم بیشتر و گرانیقیمت تر متمایل است. این سیستم معمولاً از آغاز ماموریت تا پرتاب ۸ تا ۱۰ سال زمان می برد با توجه به اینکه تلاش می شود تمامی ابزار مورد نیاز روی یک پلت فرم قرار گرفته و عملکرد با توجه به هزینه تقویت شود [2] [3].

• طراحی برمبنای هزینه

بحث طراحی برمبنای هزینه، به هزینه بعنوان یک قید نگاه می کند. بدین مفهوم که طراحان بایستی با استفاده از خلق تکنولوژیهای جدید و به چالش کشیدن هر نیازمندی که هزینه غیر ضروری بالایی را تحمیل می کند، در قالب یک بودجه مشخص و کم مطالبات سیستم را ارضا کنند. با این فلسفه طراحی، طراحی سیستم فضایی به یک مسئله دشوار برای مدل کردن در محیطی جدید و پر تنش تبدیل می شود. هدف از طراحی سیستم اکنون بیشینه کردن اهداف ماموریتی تحت قیود مختلف ماموریتی بویژه قیود هزینه و زمانبندی با پذیرش ریسک تکنولوژی معقول و به عبارتی حداکثر ماموریت فضایی در واحد هزینه است.

این فلسفه جدید عامل ایجاد برنامه های اکتشاف فضایی با ماهواره کوچکتر، تعداد پروازهای بیشتر تحت هزینه کمتر برای هر پرواز (اول هزینه و بعد عملکرد)، برنامه زمانبندی کوتاه تر و تمرکز ماموریتی بیشتر گردید [4].

• "سریعتر، بهتر، ارزانتر"

بعد از پایان جنگ سرد (حدود ۱۹۹۰) بودجه فدرال ایالات متحده برای برنامه های تحقیقاتی فضایی سرنشین دار و کاوشگرهای علمی کاهش یافت، در واقع ماموریت های مخابراتی و تجاری مهمتر از سیاست شدند. اگر هزینه ها همچنان بالا می ماند، باید برنامه های تحقیقاتی فضایی تعطیل می شد.

تحت تاثیر این فضای جدید، ناسا^۱ الگوی جدید طراحی سیستم های فضایی " سریعتر، بهتر، ارزانتر " را که فلسفه طراحی " فضاییهای کوچک، هزینه پایین " را معرفی کرد توسعه داد. این فلسفه طراحی توسط یکی از مدیران ناسا به نام " دن گلدین"^۲ در سال ۱۹۹۰ معرفی شد. هدف از این فلسفه طراحی، تمرکز ناسا بر بکارگیری تکنولوژی های نوین با در نظر گرفتن ریسک قابل قبول و تلاش برای کاهش هزینه و زمان تولید در عین بهبود عملکرد ماموریت های تحقیقاتی فضایی ناسا بود.

ماموریت های ارزان قیمت که تمایل به پرتاب با نرخ هر ۱۲ تا ۱۸ ماه یک پرتاب دارند، بطور قابل ملاحظه ای با اشتباه کمتری نسبت به پروژه های اکتشافی پیشین مدیریت خواهند شد. دلیل این ماموریت های ارزان قیمت افزایش تعداد فرصت ها برای تعریف، توسعه پرتاب و عملکرد ماموریت های علمی با کیفیت بالا و بنابراین ایجاد فرصت های بیشتر برای پر کردن خلا موجود برنامه های علمی آژانس های فضایی می باشد. یک ماهواره کوچک به هر فضایی با وزن کمتر از ۴۰۰ کیلوگرم شامل سوخت اطلاق می شود. ماموریت های فضایی ماهواره های کوچک با مشخصات: هزینه پایین، ماموریت با تعداد دفعات بیشتر، دانش بیشتر در واحد هزینه، آموزش بهتر برای دانشمندان جوان و غیره، شناخته می شوند. چنین ماموریت هایی دارای ویژگی هایی چون، زمان اجرای کوتاه، پیچیدگی کمتر، هزینه پایین، بهره وری بالا از منظر فنی و دانشی، استفاده از آخرین فناوری ها در صورت امکان و نیز قطعات تجاری می باشند [4]. اگرچه بایستی به این نکته توجه داشت که ماهواره کوچک الزاما ارزان نیست و ماهواره ارزان الزاما کوچک نیست [5].

¹ NASA

² Dan Goldin