

۱۴۲۲.۵



دانشگاه شهید بهشتی
دانشکده مهندسی انرژی و فن آوری‌های نوین
گروه مهندسی فضایی

پایان نامه کارشناسی ارشد
مهندسی هوافضا - مهندسی فضایی

عنوان
طراحی ماهواره بر به روش بهینه‌سازی چندموضوعی

دانشجو
سید مجید حسینی

اساتید راهنما
آقای دکتر علیرضا طلوعی
آقای دکتر مهران نصرت‌الهی

۱۳۸۹ / ۷ / ۲۴

استاد مشاور
آقای دکتر محمد نوابی

کتابخانه مرکزی
سازمان اسناد و کتابخانه ملی

بهار ۱۳۸۹

۱۴۲۲۰۵

تشکر و قدردانی

خداوند متعال را شکر گزارم که همه‌ی توفیق خود را مدیون لطف و توجه او می‌دانم. همچنین وظیفه خود می‌دانم از همه کسانی که در تألیف این پایان‌نامه مرا یاری نموده‌اند تشکر و قدردانی نمایم. از پدر و مادرم که هر چه دارم از آن‌هاست و از اساتید و دوستانی که از آن‌ها آموخته‌ام. خصوصاً از راهنمایی‌ها و مشاوره‌های آقایان دکتر طلوعی، دکتر نصرت‌الهی و دکتر نوایی - اساتید راهنما و مشاور این پروژه - و دوست بسیار عزیزم امیرحسین آدمی کمال سپاسگذاری را دارم.

کلیه حقوق مادی مترتب بر نتایج مطالعات،
ابتکارات و نوآوریهای ناشی از تحقیق موضوع
این پایان نامه متعلق به دانشگاه شهید بهشتی
می‌باشد.

به نام خدا


نام و نام خانوادگی: سید مجید حسینی

عنوان پایان نامه: طراحی ماهواره بر به روش بهینه‌سازی چندموضوعی
استاد/اساتید راهنما: آقای دکتر علیرضا طلوعی و آقای دکتر مهران نصرت‌الهی

اینجانب سید مجید حسینی تهیه کننده پایان نامه کارشناسی ارشد/دکتری حاضر خود را ملزم به حفظ امانت داری و قدردانی از زحمات سایر محققین و نویسندگان بنا بر قانون حق انحصاری (Copyright) می دانم. بدین وسیله اعلام می نمایم که مسئولیت کلیه مطالب درج شده با اینجانب می باشد و در صورت استفاده از اشکال؛ جداول، و مطالب سایر منابع، بلافاصله مرجع آن ذکر شده و سایر مطالب از کار تحقیقاتی اینجانب استخراج گشته است و امانتداری را به صورت کامل رعایت نموده ام. در صورتی که خلاف این مطلب ثابت شود، مسئولیت کلیه عواقب قانونی با شخص اینجانب می باشد.

نام و نام خانوادگی دانشجو: سید مجید حسینی

امضاء و تاریخ:



۸۹،۳/۲۱

فهرست مطالب

فصل ۱ : مقدمه	۱
فصل ۲ : طراحی به روش بهینه‌سازی چند موضوعی	۱۲
بخش ۱-۲ : روش‌های MDO یک‌سطحی	۱۸
بخش ۱-۱-۲ : تکرار نقطه ثابت (FPI)	۱۸
بخش ۲-۱-۲ : همه با هم (AAO)	۱۹
بخش ۳-۱-۲ : امکان‌پذیری چندموضوعی (MDF)	۲۱
بخش ۲-۲ : روش‌های MDO چندسطحی	۲۲
بخش ۱-۲-۲ : بهینه‌سازی ترکیبی (CO)	۲۲
بخش ۲-۲-۲ : تلفیق سیستم یکپارچه دوسطحی (BLISS)	۲۳
فصل ۳ : الگوریتم طراحی	۲۵
بخش ۱-۳ زیرالگوریتم‌های طراحی	۲۵
بخش ۱-۱-۳ : تعیین مأموریت	۲۶
بخش ۲-۱-۳ : جمع‌آوری اطلاعات آماری	۲۹
بخش ۳-۱-۳ : سائزینگ	۳۵
بخش ۴-۱-۳ : سیستم پیشرانس	۴۶
بخش ۵-۱-۳ : آیرودینامیک	۴۸
بخش ۶-۱-۳ : سازه	۵۳
بخش ۷-۱-۳ : زاویه پیچ و شبیه‌سازی حرکت (مسیر)	۵۶
بخش ۲-۳ : طراحی در قالب FPI	۷۱
بخش ۳-۳ : طراحی در قالب روشی برگرفته از BLISS	۷۳

بخش ۳-۴: طراحی در قالب CO.....	۷۴
فصل ۴: پیاده‌سازی الگوریتم و مقایسه نتایج.....	۷۶
بخش ۴-۱: نتایج طراحی در قالب FPI.....	۷۹
بخش ۴-۲: نتایج طراحی در قالب روشی برگرفته از BLISS.....	۹۴
بخش ۴-۳: نتایج طراحی در قالب CO.....	۱۰۳
بخش ۴-۴: مقایسه نتایج طراحی.....	۱۱۲
فصل ۵: جمع‌بندی و پیشنهادات.....	۱۱۸
مقالات مستخرج از پایان‌نامه.....	۱۲۰
منابع و مراجع.....	۱۲۱

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱ : دیاگرام بلوکی روند طراحی موشک حامل ۴
- شکل ۱-۲ : سیستم HD ۱۴
- شکل ۲-۲ : سیستم NHD ۱۵
- شکل ۳-۲ : فلوچارت روش FPI ۱۹
- شکل ۴-۲ : فلوچارت روش AAO ۲۰
- شکل ۵-۲ : فلوچارت روش MDF ۲۱
- شکل ۶-۲ : فلوچارت روش CO ۲۳
- شکل ۷-۲ : فلوچارت روش BLISS ۲۴
- شکل ۱-۳ : سرعت مورد نیاز موشک حامل با در نظر گرفتن چرخش زمین برای رسیدن به سرعت
مداری ۲۸
- شکل ۲-۳ : روند انجام محاسبات در زیرالگوریتم تعیین مأموریت ۲۹
- شکل ۳-۳ : نسبت تراست به وزن کل بر حسب وزن کل ۳۳
- شکل ۴-۳ : نسبت وزن بار محموله به وزن کل بر حسب وزن کل ۳۴
- شکل ۵-۳ : طبقه و مرحله موشکی ۳۵
- شکل ۶-۳ : روند انجام محاسبات در زیرالگوریتم سایزینگ ۴۵
- شکل ۷-۳ : معرفی پارامترهای هندسی ۴۹
- شکل ۸-۳ : شکل هندسی بهینه در شرایط پروازی مادون صوت (بصورت نمونه) ۵۲
- شکل ۹-۳ : شکل هندسی بهینه در شرایط پروازی مافوق صوت (بصورت نمونه) ۵۲
- شکل ۱۰-۳ : روند انجام محاسبات در زیرالگوریتم آیرودینامیک ۵۳
- شکل ۱۱-۳ : دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز (۱) ۵۷
- شکل ۱۲-۳ : دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز (۲) ۵۸
- شکل ۱۳-۳ : دستگاه مختصات اینرسی زمین مرکز ۵۹
- شکل ۱۴-۳ : دستگاه مختصات استارت ۶۰
- شکل ۱۵-۳ : تعریف افق محلی ۶۱
- شکل ۱۶-۳ : دستگاه مختصات بدنه ۶۳
- شکل ۱۷-۳ : اتمسفر زمین ۶۵
- شکل ۱۸-۳ : تغییرات دما و ارتفاع ۶۶
- شکل ۱۹-۳ : روند انجام محاسبات در زیرالگوریتم مسیر ۷۰
- شکل ۲۰-۳ : الگوریتم طراحی موشک حامل در قالب FPI ۷۲

- شکل ۳-۲۱: فلوجارت طراحی موشک حامل در قالب CO ۷۵
- شکل ۴-۱: شمای صفحه اصلی کد (تعیین ورودی‌ها) ۷۷
- شکل ۴-۲: موشک حامل KOSMOS ۷۸
- شکل ۴-۳: نمای موشک حامل KOSMOS ۷۹
- شکل ۴-۴: شکل موشک حامل طراحی شده در قالب FPI ۸۲
- شکل ۴-۵: سرعت بر حسب زمان بدون احتساب چرخش زمین (FPI) ۸۳
- شکل ۴-۶: سرعت بر حسب زمان با احتساب چرخش زمین (FPI) ۸۳
- شکل ۴-۷: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب زمان (FPI) ۸۴
- شکل ۴-۸: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب مسافت طی شده (FPI) ۸۴
- شکل ۴-۹: ارتفاع نسبت به افق استارت بر حسب مسافت طی شده (FPI) ۸۵
- شکل ۴-۱۰: زاویه سرعت نسبت به افق محلی (زاویه مسیر) بر حسب زمان (FPI) ۸۵
- شکل ۴-۱۱: فشار دینامیکی بر حسب زمان (FPI) ۸۶
- شکل ۴-۱۲: ماخ بر حسب زمان (FPI) ۸۶
- شکل ۴-۱۳: شکل موشک حامل طراحی شده در قالب FPI (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۰
- شکل ۴-۱۴: سرعت بر حسب زمان بدون احتساب چرخش زمین (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۰
- شکل ۴-۱۵: سرعت بر حسب زمان با احتساب چرخش زمین (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۱
- شکل ۴-۱۶: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب زمان (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۱
- شکل ۴-۱۷: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب مسافت طی شده (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۲
- شکل ۴-۱۸: ارتفاع نسبت به افق استارت بر حسب مسافت طی شده (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۲
- شکل ۴-۱۹: زاویه سرعت نسبت به افق محلی (زاویه مسیر) بر حسب زمان (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۳
- شکل ۴-۲۰: فشار دینامیکی بر حسب زمان (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۳
- شکل ۴-۲۱: ماخ بر حسب زمان (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۹۴
- شکل ۴-۲۲: شکل موشک حامل طراحی شده در قالب BLISS ۹۷
- شکل ۴-۲۳: سرعت بر حسب زمان بدون احتساب چرخش زمین (BLISS) ۹۷
- شکل ۴-۲۴: سرعت بر حسب زمان با احتساب چرخش زمین (BLISS) ۹۸
- شکل ۴-۲۵: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب زمان (BLISS) ۹۸

- شکل ۴-۲۶: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب مسافت طی شده (BLISS)..... ۹۹
- شکل ۴-۲۷: ارتفاع نسبت به افق استارت بر حسب مسافت طی شده (BLISS)..... ۹۹
- شکل ۴-۲۸: زاویه سرعت نسبت به افق محلی (زاویه مسیر) بر حسب زمان (BLISS)..... ۱۰۰
- شکل ۴-۲۹: فشار دینامیکی بر حسب زمان (BLISS)..... ۱۰۰
- شکل ۴-۳۰: ماخ بر حسب زمان (BLISS)..... ۱۰۱
- شکل ۴-۳۱: جرم کل موشک حامل بر حسب $\text{Log}(W_1)$ ۱۰۲
- شکل ۴-۳۲: جرم کل موشک حامل بر حسب ضریب پسا (BLISS)..... ۱۰۲
- شکل ۴-۳۳: جرم کل موشک حامل بر حسب سطح جانبی کل موشک حامل (BLISS)..... ۱۰۳
- شکل ۴-۳۴: شکل موشک حامل طراحی شده در قالب CO..... ۱۰۶
- شکل ۴-۳۵: سرعت بر حسب زمان بدون احتساب چرخش زمین (CO)..... ۱۰۶
- شکل ۴-۳۶: سرعت بر حسب زمان با احتساب چرخش زمین (CO)..... ۱۰۷
- شکل ۴-۳۷: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب زمان (CO)..... ۱۰۷
- شکل ۴-۳۸: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب مسافت طی شده (CO)..... ۱۰۸
- شکل ۴-۳۹: ارتفاع نسبت به افق استارت بر حسب مسافت طی شده (CO)..... ۱۰۸
- شکل ۴-۴۰: زاویه سرعت نسبت به افق محلی (زاویه مسیر) بر حسب زمان (CO)..... ۱۰۹
- شکل ۴-۴۱: فشار دینامیکی بر حسب زمان (CO)..... ۱۰۹
- شکل ۴-۴۲: ماخ بر حسب زمان (CO)..... ۱۱۰
- شکل ۴-۴۳: جرم کل موشک حامل بر حسب ضریب پسا (CO)..... ۱۱۱
- شکل ۴-۴۴: جرم کل موشک حامل بر حسب سطح جانبی کل موشک حامل (CO)..... ۱۱۱
- شکل ۴-۴۵: مقایسه جرم کل موشک‌های حامل طراحی شده..... ۱۱۲
- شکل ۴-۴۶: مقایسه جرم کل موشک‌های حامل طراحی شده با KOSMOS..... ۱۱۳
- شکل ۴-۴۷: سرعت بر حسب زمان با احتساب چرخش زمین..... ۱۱۴
- شکل ۴-۴۸: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب زمان..... ۱۱۴
- شکل ۴-۴۹: ارتفاع نسبت به افق محلی بر حسب مسافت طی شده..... ۱۱۵
- شکل ۴-۵۰: زاویه سرعت نسبت به افق محلی (زاویه مسیر) بر حسب زمان..... ۱۱۵
- شکل ۴-۵۱: مقایسه شکل هندسی موشک‌های حامل طراحی شده با KOSMOS..... ۱۱۶

فهرست جداول

- جدول ۱-۲ : انواع مختلف مسائل بهینه‌سازی طراحی ۱۷
- جدول ۱-۳ : مشخصات برخی موشک‌های حامل موجود ۳۰
- جدول ۲-۳ : مشخصات طبقات موشک‌های حامل جدول ۱-۳ ۳۱
- جدول ۳-۳ : مشخصات طبقات موشک‌های حامل جدول ۱-۳ ۳۲
- جدول ۴-۳ : مشخصات موتورهای موجود جهت استفاده در زیرالگوریتم پیشرانس ۴۷
- جدول ۵-۳ : مشخصات موتورهای موجود جهت استفاده در زیرالگوریتم پیشرانس ۴۷
- جدول ۶-۳ : بازه‌های مجاز طول به قطر مراحل موشک حامل ۵۱
- جدول ۷-۳ : الگوریتم طراحی موشک حامل در قالب FPI ۷۱
- جدول ۱-۴ : مشخصات موشک حامل KOSMOS ۷۸
- جدول ۲-۴ : مشخصات طبقات موشک حامل KOSMOS ۷۸
- جدول ۳-۴ : نتایج جرمی-انرژی‌تیک طراحی موشک حامل در قالب FPI ۸۰
- جدول ۴-۴ : نتایج هندسی طراحی موشک حامل در قالب FPI ۸۱
- جدول ۵-۴ : نتایج نهایی شبیه‌سازی حرکت موشک حامل طراحی شده در قالب FPI ۸۲
- جدول ۶-۴ : نتایج جرمی-انرژی‌تیک طراحی موشک حامل در قالب FPI (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۸۷
- جدول ۷-۴ : نتایج هندسی طراحی موشک حامل در قالب FPI (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۸۹
- جدول ۸-۴ : نتایج نهایی شبیه‌سازی حرکت موشک حامل در قالب FPI (با استفاده از موتورهای KOSMOS) ۸۹
- جدول ۹-۴ : نتایج جرمی-انرژی‌تیک طراحی موشک حامل در قالب BLISS ۹۴
- جدول ۱۰-۴ : نتایج هندسی طراحی موشک حامل در قالب BLISS ۹۶
- جدول ۱۱-۴ : نتایج نهایی شبیه‌سازی حرکت موشک حامل طراحی شده در قالب BLISS ۹۶
- جدول ۱۲-۴ : نتایج جرمی-انرژی‌تیک طراحی موشک حامل در قالب CO ۱۰۳
- جدول ۱۳-۴ : نتایج هندسی طراحی موشک حامل در قالب CO ۱۰۵
- جدول ۱۴-۴ : نتایج نهایی شبیه‌سازی حرکت موشک حامل طراحی شده در قالب CO ۱۰۵
- جدول ۱۵-۴ : مقایسه نتایج طراحی موشک حامل در قالب‌های مختلف ۱۱۲

فهرست علائم

All At Once (روش همه با هم)	AAO
ضریب ثابت (نسبت جرم اجزا سیستم هدایت و کنترل طبقه λ ام به جرم طبقه λ ام)	a_{csi}
ضریب ثابت (نسبت جرم پیشران طبقه λ ام به جرم باک سوخت طبقه λ ام)	a_{pci}
ضریب ثابت (نسبت جرم سایر اجزا طبقه λ ام به جرم طبقه λ ام)	$a_{\sigma i}$
زاویه بین سرعت مماسی زمین و سرعت مداری در عرض جغرافیایی پرتاب	β
Bi-Level Inegrated System Synthesis (تلفیق سیستم یکپارچه دوسطحی)	BLISS
سرعت خروج محصولات احتراق در خلاء	C
ضریب پسا	C_D
Collaborative (بهینه‌سازی ترکیبی)	CO
عرض جغرافیایی نقطه پرتاب	ϕ
Fixed Point Iteration (تکرار نقطه ثابت)	FPI
ضریب ثابت (نسبت وزن موتور طبقه λ ام به تراست طبقه λ ام)	γ_{psi}
ارتفاع مدار در نقطه اوج از سطح زمین	H_a
Hierarchical Decomposition (تجزیه مرتبه‌ای)	HD
ارتفاع مدار در نقطه حضيض از سطح زمین	H_p
زاویه انحراف مدار	i
Individual Discipline Feasibility (امکان‌پذیری موضوع‌های منفرد)	IDF
ضربه ویژه موتور	I_{sp}
نسبت ترکیب اکسیدایزر به سوخت	K_i
ضریب نامشخص لاگرانژ	λ
جرم طبقه‌ی λ ام	m_{0i}
جرم مرحله‌ی λ ام	M_{0i}
نسبت وزن بار محموله به وزن کل	μ_{PL}
نسبت جرمی بار محموله مرحله λ ام	μ_{PLi}
نسبت جرمی نهایی مرحله λ ام	μ_{ei}
Multidisciplinary Feasibility (امکان‌پذیری چندموضوعی)	MDF
Multidisciplinary Design Optimization (طراحی بهینه چندموضوعی)	MDO
Multidisciplinary System Design Optimization (طراحی سیستمی بهینه چندموضوعی)	MSDO

جرم پیشران طبقه λ_m	m_{pi}
جرم باک‌های سوخت طبقه λ_m	m_{pci}
جرم سازه باک	m_{pci}^{str}
جرم پیشران اضافی	m_{pci}^{resi}
جرم گازهای متراکم‌کننده	m_{igi}
جرم سیستم پیشران‌ش و تجهیزات آن	m_{psi}
سایر اجزا طبقه λ_m مانند پوسته، رنگ، سیستم جدایش و ...	$m_{\sigma i}$
جرم اجزا سیستم هدایت و کنترل	m_{csi}
جرم طبقه فوقانی موشک حامل که شامل بار محموله و فیرینگ	$m_{upper-stage}$
تعداد مراحل موشک حامل	N
Non-Hierarchical Decomposition (تجزیه غیرمرتب‌بندی)	NHD
ضریب بار مرحله λ_m	n_i
فشار محیط در ارتفاع H	P_H
تراست طبقه λ_m	P_i
تراست در خلاء	P_v
فشار دینامیکی	q
شعاع زمین	R
سطح خروجی نازل	S_a
Design Simultaneous Analysis and (طراحی همزمان)	SAND
سطح جانبی طبقه λ_m	S_i
سطح مرجع موشک حامل	S_M
زاویه بردار تراست با محور x (زاویه پیچ)	θ
سرعت مشخصه	V_{char}
سرعت مماسی زمین	V_{earth}
افت‌های سرعت	V_{Lost}
سرعت مورد نیاز مداری	V_R
سرعت چرخش زمین	ω_E

چکیده

هدف از انجام این پروژه ارائه الگوریتم طراحی موشک حامل سوخت مایع یکبار مصرف با ساختار سری به منظور قرار دادن یک محموله مشخص در مدار ارتفاع پایین می‌باشد. جهت طراحی یک ماهواره‌بر، موضوعات و پارامترهای بسیار با پیچیدگی‌ها و کوپل‌های فراوان دخیل هستند، از این رو طراحی ماهواره‌بر به روش بهینه‌سازی چندموضوعی انجام پذیرفته است. برای این منظور ابتدا الگوریتم طراحی معرفی می‌شود که زیرالگوریتم‌های آن عبارتند از: تعیین مأموریت - جمع‌آوری اطلاعات آماری - سایزینگ - سیستم پیشرانش - آیرودینامیک - سازه - زاویه پیچ و شبیه‌سازی حرکت (مسیر).

سپس با استفاده از سه قالب طراحی^۱ (FPI^۲ و CO^۳ و روشی برگرفته از BLISS^۴) به پیاده‌سازی الگوریتم پرداخته می‌شود و نتایج آنها مورد بررسی و مقایسه قرار می‌گیرند. قالب طراحی FPI یک روش سنتی طراحی می‌باشد و جزء روش‌های بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی محسوب نمی‌شود اما CO و BLISS قالب‌های طراحی^۵ MDO و مناسب برای مسائل بزرگی چون طراحی مفهومی ماهواره‌بر می‌باشد. در این پروژه در قالب طراحی MDO، بهینه‌سازی موضوع‌های سایزینگ، پیشرانش، آیرودینامیک، سازه و مسیر برای رسیدن به حداقل وزن به صورت همزمان انجام شده است. لازم به ذکر است که حداقل وزن معادل حداقل هزینه فرض می‌شود.

کلمات کلیدی: طراحی سیستمی، طراحی مفهومی، ماهواره‌بر، بهینه‌سازی چندموضوعی،

الگوریتم ژنتیک، MDO.

-
- 1 : Frame work
 - 2 : Fixed Point Iteration
 - 3 : Collaborative
 - 4 : Bi-Level Integrated System Synthesis
 - 5 : Multidisciplinary Design Optimization

فصل ۱ : مقدمه

طراحی ترکیبی از علم، تکنیک و هنر است. طراح باید علاوه بر داشتن دانش فنی کافی در زمینه علوم مورد نیاز و علاوه بر داشتن مهارت در استفاده از تکنیک‌های مختلف و قدرت خلاقیت، باید یک هنرمند باشد. طراحی هنر تصمیم‌گیری است. دو بخش اصلی طراحی عبارتند از:

- کوچک‌سازی مسئله: عبارت است از تقسیم مسئله و طرح به قسمت‌های کوچکتر به گونه‌ای که قابل بررسی مجزا بوده و هر کدام نقشی جداگانه داشته باشد.
- تلفیق و ترکیب: عکس بخش اول بوده و عبارت است از ترکیب کردن اجزا مختلف و در نظر گرفتن آن بصورت یک مجموعه واحد یا مأموریت واحد.

یکی از نکات مهم در روند طراحی، انتخاب معیارهاست. روش طراحی با توجه به معیارهای طراحی و اولویت‌بندی این معیارها تعیین می‌شود. قبل از شروع طراحی، طراح باید اولویت‌ها را تعیین نماید. نمونه‌ای از معیارهای مهم عبارتند از:

۱. هزینه
۲. کیفیت
۳. زمان انجام پروژه
۴. زیبایی

علاوه بر تعیین اولویت‌بندی معیارها، درصد سهم هر اولویت نیز بایستی تعیین گردد. پروسه طراحی دارای ماهیت سعی و خطاست و اصولاً یک سیکل است. بدین معنا که ابتدا حدس‌هایی که به نظر مناسب می‌باشند زده می‌شود و در سیکل طراحی با توجه به نتایج طرح اصلاح می‌گردند. در این سلسله تکرارها، هر بار باید چک شود که آیا این طرح از طرح قبلی بهتر است یا

خیر؟

مراحل اصلی طراحی:

طراحی ماهواره بر را به سه مرحله کلی می‌توان تقسیم نمود:

۱. طراحی مفهومی

در این مرحله به سؤالات اصلی طراحی در مورد ترکیب‌بندی، ابعاد کلی، توزیع وزنی و عملکرد ماهواره بر پاسخ داده می‌شود. طراحی مفهومی پروسه بسیار پویایی می‌باشد و هر چه مراحل آن به جلو تر می‌رود ایده‌ها و راه‌حل‌های جدیدی مطرح می‌گردد. پس از انجام هر گام از طراحی مفهومی ممکن است نیاز به بازنگری در کلیه محاسبات باشد.

۲. طراحی اولیه

آغاز این مرحله، پایان جواب دادن به سؤالات اصلی در مرحله طراحی مفهومی می‌باشد. در مراحل پایانی طراحی مقدماتی، ترکیب‌بندی نهایی می‌شود. در مرحله طراحی مقدماتی متخصصان بخش‌های مختلف مانند سازه و سیستم‌های کنترل، به طراحی و تحلیل جزئی زیرسیستم‌های خود می‌پردازند و تست‌های اولیه‌ای در زمینه‌های آیرودینامیک، پیش‌رانش، سازه، پایداری و کنترل انجام می‌شود و در انتهای این بخش مدل نمونه ماهواره بر ساخته خواهد شد.

۳. طراحی جزئی

این مرحله آغاز توسعه و ساخت نمونه واقعی ماهواره بر می‌باشد و طی آن تک‌تک قطعات ماهواره بر طراحی می‌شوند. به طور مثال در مراحل طراحی مفهومی و طراحی مقدماتی، موتور ماهواره بر به صورت یک مجموعه کامل و مجزا مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد. اما در مرحله طراحی جزئی، طراحی نازل به طراحی دیواره، عایق، پروفیل و قسمت‌های دیگر تقسیم می‌شود که هر یک به طور جداگانه طراحی می‌شوند.

قسمت دیگر طراحی جزئی، طراحی به قصد تولید می‌باشد. طراحان این بخش چگونگی پروسه ساخت کلیه قطعات از کوچکترین آن‌ها گرفته تا قطعات اصلی ماهواره‌بر را مشخص می‌کنند. معمولاً این امر با در نظر گرفتن سادگی ساخت همراه خواهد بود و پیشنهادات جدیدی مطرح می‌شود که در توزیع وزنی و عملکرد ماهواره‌بر تأثیر خواهد داشت اما به طور کلی باید نیازمندی‌های اولیه طراحی برآورده شود. همچنین مرحله طراحی جزئی شامل تست‌های مختلف می‌باشد. جالب است به این نکته اشاره شود که در روسیه طراحی مفهومی و طراحی مقدماتی توسط یک تیم و طراحی جزئی به طور کامل توسط تیمی دیگر انجام می‌شود.

در ادامه جزئیات بیشتری از طراحی مفهومی که مورد نظر این پروژه می‌باشد بیان می‌گردد. الگوریتم مورد استفاده جهت بهینه‌سازی پارامترهای اصلی در فاز طراحی مفهومی موشک حامل، در انتخاب طرح نهایی بسیار مؤثر است. در ابتدا لازم است تا با پارامترهای اصلی طراحی و سپس جایگاه طراحی مفهومی در فرآیند طراحی (از پیشنهاد اولیه تا مرحله تولید) آشنا شد. پارامترهای اصلی طراحی به پارامترهایی گفته می‌شود که دارای سه ویژگی باشند:

۱. مستقل از یکدیگر باشند.

۲. بایستی بر نیازهای مأموریتی تعریف شده تأثیرگذار باشند.

۳. تأثیر مستقیم بر معیار طراحی داشته باشند.

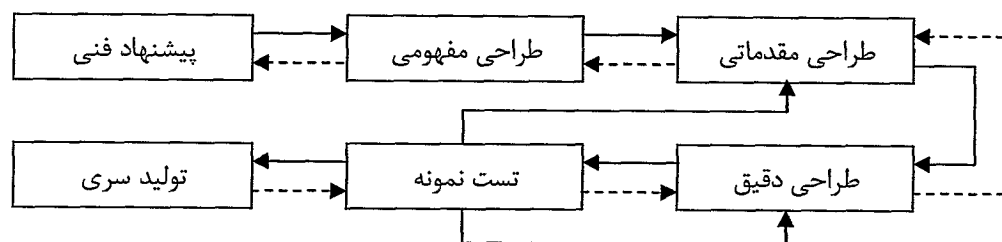
برخی از پارامترهای اصلی طراحی عبارتند از: نسبت تراست به وزن مراحل، نسبت جرم نهایی به

جرم اولیه مراحل، زاویه پیچ انتهای مراحل و ...

جایگاه طراحی مفهومی در فرآیند تولید موشک حامل به صورت دیاگرام بلوکی در شکل ۱-۱

آورده شده است. پس از مشخص شدن پیشنهاد فنی، مرحله طراحی مفهومی موشک حامل آغاز می‌گردد. در این مرحله مشخصات عمومی طرح با استفاده از مدل‌های کاربردی و عمدتاً مبتنی بر

اطلاعات آماری، محاسبه و تعیین می‌گردند. فرآیند طراحی مفهومی در مراکز طراحی بدلیل مشخص نبودن بسیاری از نیازها و محدودیت‌ها در مراحل اولیه طراحی، از یک طرف و تعداد پارامترهای تأثیرگذار از طرف دیگر، فرآیند پیچیده و هزینه‌بر چه از لحاظ زمانی و چه از لحاظ نیروی انسانی می‌باشد. از این رو در دست داشتن یک روش مشخص که قابلیت مدل‌سازی مسئله را در قالب کدهای نرم‌افزاری فراهم آورد، این فرآیند را کوتاه و مؤثر می‌نماید.



شکل ۱-۱: دیاگرام بلوکی روند طراحی موشک حامل

بررسی مراجع مرتبط:

در مراجع [۸-۱]، الگوریتم‌های مختلف محاسبه توزیع جرم بهینه مراحل موشک حامل مورد بررسی قرار گرفته‌اند و میزان دقت و سرعت همگرایی هر روش مورد بررسی و ارزیابی واقع شده است. در فرآیند طراحی موشک‌های حامل سوخت مایع، محاسبه توزیع جرمی بین مراحل موجب کاهش وزن اولیه و به تبع آن کاهش هزینه و افزایش کارایی موشک می‌شود.

در سال ۱۹۵۸ جان بیسل (John R. Beisel) و مارتین بالتیمور (Martin Baltimore)، روش ورتیج (Vertregt) را که در سال ۱۹۵۵ در *Journal of British Interplanetary Society* چاپ شده بود، توسعه دادند. روش توسعه داده شده دارای ویژگی‌های محاسبه سریع وزن ناخالص موشک حامل، تعیین تعداد مراحل مورد نیاز برای انجام مأموریت با کمترین وزن، تعیین و مقایسه وزن و ابعاد موشک حامل با ترکیب سوخت‌های مختلف، تعیین وزن مورد نیاز هر مرحله برای سازه، موتور و زیرسیستم هدایت و غیره می‌باشد [۶].

در سال ۱۹۶۴ گلن ریتز (Glenn R.Reitz) و دنور کلرادو (Denver Colorado) روشی را برای تخمین وزن طراحی‌های پیشرفته مورد بررسی قرار دادند که قادر است وزن مراحل را برای چیدمانی‌های مختلف بوسترها بررسی نماید. این روش برای مرحله طراحی دقیق قابل استفاده می‌باشد (پس از تعیین شمای مخزن سوخت و اکسیدایزر و همچنین مشخص بودن انواع چیدمانی بوستر) [۷].

در سال ۱۹۶۷ دونالد پنس (Donald R.Pence) روشی را مورد بررسی قرار داد که مبنای معادلات آن گراف‌های تجربی می‌باشد. روش مذکور قابلیت محاسبه وزن مراحل را برای هر نوع ترکیب سوخت و اکسیدایزر و با هر نسبت ترکیب، با دقت قابل قبولی دارد. این روش در مرحله اولیه طراحی و پس از مشخص شدن نوع سیستم سوخت رسانی و پمپاژ قابل استفاده می‌باشد [۸].

همچنین در مراجع [۲] و [۹-۱۵]، الگوریتم‌های مختلف تعیین برنامه زاویه پیچ مورد بررسی قرار گرفته‌اند و الگوریتم بهینه تعیین برنامه زاویه پیچ پیشنهاد گردیده است.

در مراجع [۲]، [۹]، [۱۰] و [۱۳]، الگوریتم زاویه پیچ موشک حامل به صورت سهمی ارائه شده است. در مراجع [۱۱] و [۱۲]، روش اچتیمیسکی (D.E.Ochotsitmsky) و انیو (T.M.Eneev) به بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ پرداخته شده است. در مرجع [۱۴] محسن آقاجان و ابوالقاسم نقاش بهینه‌سازی مسیر پرتاب را برای موشک اروپای ۲ با هدف رسیدن به حداکثر ارتفاع انجام داده‌اند که مبنای این بهینه‌سازی حساب تغییرات با ارضای قیود حرارتی و شرایط مرزی بوده است. در مرجع [۱۵] نیز بر مبنای روش کنترل بهینه و تجربی، برنامه زاویه پیچ موشک حامل به صورت سهمی برای مرحله اول و به صورت معکوس سینوس برای مرحله دوم به بعد ارائه شده است. لازم به ذکر است که در مرجع [۹]، الگوریتم تلفیقی از الگوریتم‌های موجود با توجه به مزایای هر روش و برطرف نمودن معایب هر روش ارائه شده است.

در مرجع [۱۶]، لوئیس (Mark J. Lewis) و رایس (Tharen Rice) یک موشک دانشگاهی با قابلیت حمل محموله ۱۰۰ تا ۲۰۰ کیلوگرم به مدار ۲۰۰ کیلومتر طراحی نموده‌اند. در این مرجع بهینه‌سازی در طراحی موشک حامل صورت پذیرفته است و اساس کار طراحی مدل‌های آماری بوده است. در مرجع [۱۶]، دانشگاه پردو موشک‌های حامل کلاس سبک با قابلیت حمل محموله ۱۰ پوندی به مدار ۲۰۰ کیلومتر طراحی نموده است که در این طراحی هدف استفاده از سیستم‌های راکت کاوش در این موشک حامل می‌باشد. در مرجع [۱۷]، گیتایکریشنان (C. Geethaikrishnan) در اولین گزارش سمینار پیشرفت رساله دکترای خود، استراتژی بهینه‌سازی طراحی چندمنظوره را در فاز طراحی مفهومی موشک حامل چند مرحله‌ای مورد استفاده قرار داده است. سه استراتژی بهینه‌سازی در این مرجع بررسی شده است و مزایا و معایب هر سه روش ارائه گردیده است ولی روش بهینه‌سازی برای طراحی مفهومی موشک حامل کاربردی نشده است.

در مرجع [۱۸]، ناسا به دنبال بر طرف نمودن مشکلات طراحی موشک حامل در حین استفاده شبکه‌ای کاربران از نرم‌افزار محیط مهندسی پیشرفته به کمک توسعه این نرم‌افزار بوده است. همچنین در این مرجع روش‌های بهینه‌سازی چندمنظوره مورد بررسی قرار گرفته‌اند.

در مرجع [۱۹]، وحید بلوچستانی و مهران نصرت‌الهی به طراحی ماهواره‌بر سوخت مایع با بوسترهای استرپ-آن سوخت جامد برای حمل محموله‌های سبک به مدار لئو پرداخته‌اند. در این پروژه طراحی ماهواره‌بر با توجه به بلوک‌های موشکی موجود و جهت استفاده بیشتر از امکانات در دسترس انجام می‌گیرد. استفاده از بلوک‌های موشکی موجود عدم لزوم طراحی مجدد موتور و سازه و سایر سیستم‌ها را در بر خواهد داشت و تنها در صورت لزوم با تغییرات جزئی در سیستم‌ها و افزایش یا کاهش طول سازه، با توجه به پارامترهای طراحی سازه‌ای، می‌توان از یک بلوک موشکی به عنوان یکی از طبقات ماهواره‌بر استفاده نمود. همچنین در این پروژه به بررسی الگوریتمی، جهت افزایش قابلیت عملکرد یک ماهواره‌بر به وسیله بوسترهای سوخت جامد پرداخته شده است.