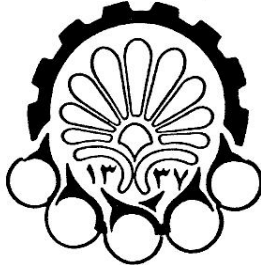


بنام خدا
بنام خدا



دانشگاه صنعتی امیر کبیر

(پلی تکنیک تهران)

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

عنوان:

دینامیک و کنترل وضعیت دورانی ماهواره

نگارش:

روزبه نیک بین

استاد راهنما:

دکتر ابوالقاسم نقاش

استاد مشاور:

دکتر مهدی مرتضوی

تابستان ۱۳۸۶



تاریخ :

شماره:

معاونت پژوهشی
فرم پروژه تحصیلات تکمیلی

فرم اطلاعات پایان نامه
کارشناسی ارشد و دکترا

۷

۱- مشخصات دانشجو :

معادل

سیه

دانشجوی

نام و نام خانوادگی: روزبه نیک بین

شماره دانشجویی : ۸۳۱۲۹۱۱۱ دانشکده : هوافضا رشته تحصیلی : هوافضا (دینامیک پرواز و کنترل)

نام و نام خانوادگی استاد راهنما : دکتر ابوالقاسم نقاش

عنوان به فارسی : دینامیک و کنترل وضعیت دورانی ماهواره LEO

Title: Attitude Dynamics and control for a LEO Satellite

نظری

توری

بی

کاربردی

نوع پروژه:

تعداد واحد : ۶

تاریخ خاتمه : ۸۶/۵/۷

تاریخ شروع : ۸۴/۷/۲۵

سازمان تأمین کننده اعتبار :

واژه های کلید به فارسی :

گشتاورهای محیطی، دینامیک دورانی ماهواره، معادلات اویلر، پایدارسازی وضعیت، پایدارسازی غیرفعال، پایدار سازی فعال

واژه های کلیدی به انگلیسی :

Environmental torques, angular dynamics of satellite, Euler equations, stabilization of attitude, passive stabilization, active stabilization

چکیده:

دینامیک ماهواره، شامل دو بحث اصلی بررسی حرکت انتقالی ماهواره روی مدار و بررسی حرکت دورانی ماهواره می باشد. پایدارسازی وضعیت، ثابت نگه داشتن وضعیت ماهواره نسبت به یک دستگاه مختصات، مثل دستگاه مختصات مرجع مداری می باشد. بمنظور طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره، بدست آوردن مدلی مناسب برای نیروها و گشتاورهایی که از طرف محیط به ماهواره اعمال می شوند، امری اجتناب ناپذیر می باشد. اهم این گشتاورها عبارتند از: گشتاور گرادیان جاذبه، گشتاور آیرودینامیکی، گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی و گشتاور مغناطیسی. در این پروژه، پس از بدست آوردن مدل ریاضی این گشتاورها، دینامیک دورانی ماهواره مورد بررسی قرار خواهد گرفت. سپس مدل خطی ماهواره های ترکیبی (ماهواره های مجهز به ابزار تبادل مومنتوم) بدست آورده می شود. روشهای کنترل وضعیت به دو دسته فعال و غیر فعال تقسیم می شوند. در سیستمهای کنترل فعال از اجزاء تولید کننده گشتاور، یا محرکه هایی که نیاز مند توان می باشند، استفاده می شود. در حالیکه در سیستمهای کنترل غیر فعال، گشتاور از طریق محیط، مانند میدان مغناطیسی زمین و یا گرادیان جاذبه تولید می گردد. چون ماهواره مورد بررسی، ماهواره مدار پایین می باشد، لذا از گشتاور گرادیان جاذبه برای بهبود وضعیت آن استفاده خواهد شد. در نهایت از روشهای کنترل فعال، که شامل استفاده از چرخ مومنتوم معلق یا چرخ عکس العملی می باشد، بمنظور کنترل وضعیت ماهواره استفاده خواهد شد.

کلید واژه ها: گشتاورهای محیطی، دینامیک دورانی ماهواره، معادلات اویلر، پایدارسازی وضعیت،

پایدارسازی غیرفعال، پایدار سازی فعال

فهرست مطالب

صفحه	عنوان
۱	فصل اول: مقدمه
۹	فصل دوم: مدلسازی گشتاورهای محیطی
۹	۱-۲- مقدمه
۱۰	۲-۲- گشتاورگرادیان جاذبه
۱۰	۱-۲-۲- مقدمه
۱۲	۲-۲-۲- مدلسازی
۱۷	۳-۲- گشتاور آیرودینامیکی
۱۷	۱-۳-۲- مقدمه
۱۸	۲-۳-۲- مدلسازی
۱۸	۱-۲-۳-۲- مدل دانسیته اتمسفر فوقانی زمین
۲۶	۴-۲- گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی
۲۶	۱-۴-۲- مقدمه
۲۸	۲-۴-۲- مدلسازی
۳۵	۵-۲- گشتاور مغناطیسی
۳۵	۱-۵-۲- مقدمه
۳۵	۲-۵-۲- مدلسازی
۳۶	۱-۲-۵-۲- میدان مغناطیسی زمین
۴۲	۶-۲- خلاصه
۴۷	فصل سوم: دینامیک ماهواره
۴۷	۱-۳- مقدمه
۵۰	۲-۳- معادلات حرکت
۵۱	۳-۳- ماهواره های غیر چرخان
۵۲	۴-۳- ماهواره های چرخان
۵۲	۵-۳- ماهواره های ترکیبی
۵۴	۶-۳- سینماتیک ماهواره
۵۴	۱-۶-۳- مقدمه
۵۵	۲-۶-۳- انتخاب دستگاههای مختصات موردنیاز
۵۵	۳-۶-۳- سرعت زاویه ای یک دستگاه چرخان
۵۶	۴-۶-۳- سرعت زاویه ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات مرجع مداری ($\vec{\omega}_{BR}$)

۵۷	-----	۳-۶-۵- سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات مرجع‌مداری نسبت به دستگاه مختصات اینرسی ($\bar{\omega}_{RIB}$)
۵۹	-----	۳-۷- معادلات خطی شده دینامیکی وضعیت ماهواره
۶۲	-----	فصل چهارم: طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره به روش گرادیان جاذبه
۶۲	-----	۴-۱- مقدمه
۶۶	-----	۴-۲- بدست آوردن شرایط پایداری
۶۷	-----	۴-۲-۱- شرایط پایداری حول محور Y_B
۶۸	-----	۴-۲-۲- شرایط پایداری در صفحه X_B-Z_B
۷۲	-----	۴-۳- پاسخ زمانی ماهواره
۷۲	-----	۴-۳-۱- پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_B
۷۳	-----	۴-۳-۱-۱- پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_B ، به ازاء شرایط اولیه صفر و گشتار اغتشاشی پله‌ای
۷۶	-----	۴-۳-۱-۲- پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_B ، در حالت کلی
۷۶	-----	۴-۳-۱-۳- الف- پاسخ زمانی ماهواره بدون بوم مکانیکی حول محور Y_B ، در حالت کلی
۷۷	-----	۴-۳-۱-۳- ب- پاسخ زمانی ماهواره بهبود یافته حول محور Y_B در حالت کلی
۷۸	-----	۴-۳-۲- پاسخ زمانی ماهواره حول محورهای X_B و Z_B
۸۰	-----	۴-۳-۲-۱- پاسخ زمانی ماهواره حول محورهای X_B-Z_B به شرایط اولیه غیر صفر ($\psi(0)$)
۸۴	-----	۴-۳-۲-۲- پاسخ زمانی ماهواره حول محورهای X_B-Z_B به گشتاورهای اغتشاشی T_{dx} و T_{dz}
۸۸	-----	۴-۴- طراحی دمپر
۹۵	-----	۴-۵- مقایسه مدل‌های خطی و غیرخطی
۱۱۲	-----	فصل پنجم: طراحی سیستم کنترل وضعیت فعال
۱۱۲	-----	۵-۱- مقدمه
۱۱۵	-----	۵-۲- سروموتورهای dc
۱۱۹	-----	۵-۳- طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از چرخ مومنتوم
۱۲۱	-----	۵-۳-۱- طراحی سیستم کنترل خودکار زاویه پیچ
۱۳۰	-----	۵-۳-۲- کنترل محورهای رول و یاو
۱۳۰	-----	۵-۳-۲-۱- پایداری سازی ماهواره (ψ, ϕ) بصورت غیرفعال
۱۳۸	-----	۵-۳-۲-۲- پایداری سازی فعال ماهواره (ψ, ϕ)
۱۳۸	-----	۵-۳-۲-۳- الف- پایدارسازی فعال ماهواره (ψ, ϕ) با استفاده از یک چرخ مومنتوم تعادلی
۱۵۲	-----	۵-۳-۲-۳- ب- پایدارسازی فعال ماهواره (ψ, ϕ) با استفاده از یک چرخ مومنتوم و دو چرخ واکنشی
۱۵۷	-----	فصل ششم: نتیجه گیری

فهرست اشکال

عنوان	صفحه
فصل اول:	
شکل ۱_۱ ماهواره واقع در مدار در جهت صحیح و غیر صحیح	۵
شکل ۲_۱ نمودار بلوکی سیستم کنترل وضعیت	۷
شکل ۳_۱ شکل هندسی ماهواره مورد بررسی	۸
فصل دوم:	
شکل ۱_۲ دستگاه مختصات مرجع مداری و بدنی	۱۲
شکل ۲_۲ عدم انطباق مرکز جرم و مرکز هندسی ماهواره	۱۳
شکل ۳_۲ نیروها و گشتاور آیرودینامیکی اعمالی به ماهواره	۱۷
شکل ۴_۲ میانگین فاصله آزاد ملکولهای هوا بر حسب ارتفاع	۲۰
شکل ۵_۲ دمای اتمسفر بر حسب ارتفاع	۲۱
شکل ۶_۲ توزیع اجزاء اتمسفر بر حسب ارتفاع	۲۲
شکل ۷_۲ تغییرات دانسیته بر حسب ارتفاع	۲۲
شکل ۸_۲ جذب و بازتابش تشعشعات برخوردی با سطح ماهواره	۲۹
شکل ۹_۲ نیروی تشعشع خورشیدی بر یک سطح	۳۰
شکل ۱۰_۲ زاویه انحراف صفحه استوا با صفحه مداری زمین	۳۱
شکل ۱۱_۲ ماهواره واقع در مدار و فوتونهای برخوردی با آن	۳۲
شکل ۱۲_۲ شدت میدان مغناطیسی در صفحه استوای مغناطیسی بر حسب ارتفاع	۳۷
شکل ۱۳_۲ پارامترهای مداری	۴۱
فصل سوم:	
شکل ۱_۳ دستگاه مختصات مرجع مداری و بدنی	۵۵
شکل ۲_۳ دستگاه مختصات مرجع مداری و اینرسی	۵۷
شکل ۳_۳ پاسخ سیستم (مدل خطی) به گشتاورهای اغتشاشی	۶۱
فصل چهارم:	
شکل ۱_۴ صفحه $\sigma_x - \sigma_z$	۷۰
شکل ۲_۴ حرکت نوسانی ماهواره حول محور Y_B	۷۵
شکل ۳_۴ حرکت نوسانی ماهواره حول محور Y_B بازاها ممانهای اینرسی بهبود یافته	۷۶
شکل ۴_۴ حرکت نوسانی ماهواره حول محور Y_B بازاها $\theta(0) = 5^\circ$	۷۶
شکل ۵_۴ حرکت نوسانی ماهواره حول محور Y_B بازاها $\theta(0) = 5^\circ$ و $T_{dy} = 10^{-3} N - m$	۷۷
شکل ۶_۴ حرکت نوسانی ماهواره بهبود یافته حول محور Y_B بازاها $\theta(0) = 5^\circ$	۷۷
شکل ۷_۴ حرکت نوسانی ماهواره بهبود یافته حول محور Y_B بازاها $\theta(0) = 5^\circ$ و $T_{dy} = 10^{-3} N - m$	۷۷

- شکل ۸_۴ حرکت نوسانی ماهواره بدون بوم بازاء $\psi(0) = 5^\circ$ ----- ۸۲
- شکل ۹_۴ حرکت نوسانی ماهواره مجهز به بوم بازاء، $\psi(0) = 5^\circ$ ----- ۸۳
- شکل ۱۰_۴ حرکت نوسانی ماهواره بدون بوم بازاء، $T_{dx} = 10^{-3} N - m$ ----- ۸۵
- شکل ۱۱_۴ حرکت نوسانی ماهواره بدون بوم بازاء، $T_{dz} = 10^{-3} N - m$ ----- ۸۶
- شکل ۱۲_۴ حرکت نوسانی ماهواره مجهز به بوم بازاء، $T_{dx} = 10^{-3} N - m$ ----- ۸۷
- شکل ۱۳_۴ حرکت نوسانی ماهواره مجهز به بوم بازاء، $T_{dz} = 10^{-3} N - m$ ----- ۸۸
- شکل ۱۴_۴ مکان هندسی ریشه‌ها بازاء تغییرات D ----- ۹۲
- شکل ۱۵_۴ قسمت فوقانی مکان هندسی ریشه‌ها بازاء تغییرات D ----- ۹۲
- شکل ۱۶_۴ صفحه مختلط ----- ۹۳
- شکل ۱۷_۴ بیشترین دمپینگ حاصله بازاء تغییرات k ----- ۹۳
- شکل ۱۸_۴ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_B ، بازاء $\theta(0) = 5^\circ$ ، $T_{dy} = 10^{-3} N - m$ به‌همراه دمپینگ ----- ۹۴
- شکل ۱۹_۴ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_B ، بازاء $\theta(0) = 5^\circ$ ، $T_{dy} = 10^{-3} N - m$ به‌همراه دمپینگ ----- ۹۴
- شکل ۲۰_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dx} = 10^{-3} N - m$ (غیرخطی) ----- ۹۶
- شکل ۲۱_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dx} = 10^{-3} N - m$ (خطی) ----- ۹۶
- شکل ۲۲_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dy} = 1/5 \times 10^{-3} N - m$ (غیرخطی) ----- ۹۷
- شکل ۲۳_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dy} = 1/5 \times 10^{-3} N - m$ (خطی) ----- ۹۷
- شکل ۲۴_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 10^{-3} N - m$ (غیرخطی) ----- ۹۸
- شکل ۲۵_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 10^{-3} N - m$ (خطی) ----- ۹۸
- شکل ۲۶_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 8 \times 10^{-7} (N - m)$ (غیرخطی) ----- ۹۹
- شکل ۲۷_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 8 \times 10^{-7} (N - m)$ (خطی) ----- ۹۹
- شکل ۲۸_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 7 \times 10^{-7} (N - m)$ (غیرخطی) ----- ۱۰۰
- شکل ۲۹_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 7 \times 10^{-7} (N - m)$ (خطی) ----- ۱۰۰
- شکل ۳۰_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 7 \times 10^{-7} (N - m)$ (غیرخطی) ----- ۱۰۱
- شکل ۳۱_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 7 \times 10^{-7} (N - m)$ (خطی) ----- ۱۰۱
- شکل ۳۲_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 10^{-7} N - m$ (غیرخطی) ----- ۱۰۲
- شکل ۳۳_۴ پاسخ زمانی ماهواره بازاء $T_{dz} = 10^{-7} N - m$ (خطی) ----- ۱۰۲
- شکل ۳۴_۴ مولفه‌های گشتاور آیرودینامیکی در دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۰۳
- شکل ۳۵_۴ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاور آیرودینامیکی (غیرخطی) ----- ۱۰۴
- شکل ۳۶_۴ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاور آیرودینامیکی (خطی) ----- ۱۰۴
- شکل ۳۷_۴ مولفه‌های گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی در دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۰۵
- شکل ۳۸_۴ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی (غیرخطی) ----- ۱۰۶
- شکل ۳۹_۴ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی (خطی) ----- ۱۰۶
- شکل ۴۰_۴ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی (غیرخطی) ----- ۱۰۷
- شکل ۴۱_۴ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی (خطی) ----- ۱۰۷

- شکل ۴_۴۲ مولفه های گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی در دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۰۸
- شکل ۴_۴۳ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای محیطی (غیرخطی) ----- ۱۰۹
- شکل ۴_۴۴ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای محیطی (خطی) ----- ۱۰۹
- شکل ۴_۴۵ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای محیطی (غیرخطی) ----- ۱۱۰
- شکل ۴_۴۶ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای محیطی (خطی) ----- ۱۱۰
- شکل ۴_۴۷ مولفه های گشتاورهای محیطی در دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۱۱

فصل پنجم:

- شکل ۵_۱ دیاگرام بلوکی موتور الکتریکی ----- ۱۱۵
- شکل ۵_۲ دیاگرام بلوکی موتور الکتریکی ----- ۱۱۷
- شکل ۵_۳ موقعیت مومنتوم زاویه ای چرخ نسبت به دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۱۹
- شکل ۵_۴ مولفه های مومنتوم زاویه ای چرخ در دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۱۹
- شکل ۵_۵ دیاگرام بلوکی سیستم کنترل زاویه پیچ ----- ۱۲۱
- شکل ۵_۶ دیاگرام بلوکی سیستم کنترل زاویه پیچ ----- ۱۲۳
- شکل ۵_۷ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_b بازا $K_0|_{\min}$ و $\tau_0 = 62/207$ (sec) ----- ۱۲۵
- شکل ۵_۸ مکان هندسی ریشه ها بازا $\tau_0 = 60$ sec ----- ۱۲۶
- شکل ۵_۹ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_b بازا $\tau_0 = 60$ sec ----- ۱۲۶
- شکل ۵_۱۰ مکان هندسی ریشه ها بازا $\tau_0 = 55$ sec ----- ۱۲۷
- شکل ۵_۱۱ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_b بازا $\tau_0 = 55$ sec ----- ۱۲۷
- شکل ۵_۱۲ مکان هندسی ریشه ها بازا $\tau_0 = 50$ sec ----- ۱۲۸
- شکل ۵_۱۳ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_b بازا $\tau_0 = 50$ sec ----- ۱۲۸
- شکل ۵_۱۴ مکان هندسی ریشه ها بازا $\tau_0 = 45$ sec ----- ۱۲۸
- شکل ۵_۱۵ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Y_b بازا $\tau_0 = 45$ sec ----- ۱۲۹
- شکل ۵_۱۶ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Z_b در ۴ ثانیه اول حرکت ----- ۱۳۵
- شکل ۵_۱۷ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Z_b ----- ۱۳۵
- شکل ۵_۱۸ پاسخ زمانی ماهواره حول محور X_b ناشی از $T_{dz} = 1/5 \times 10^{-7} (N-m)$ ----- ۱۳۶
- شکل ۵_۱۹ پاسخ زمانی ماهواره حول محور X_b ناشی از $T_{dx} = 10^{-3} (N-m)$ ----- ۱۳۶
- شکل ۵_۲۰ پاسخ زمانی ماهواره حول محور X_b در ۴ ثانیه اول حرکت ----- ۱۳۷
- شکل ۵_۲۱ پاسخ زمانی ماهواره حول محور Z_b ناشی از $T_{dx} = 10^{-3} (N-m)$ ----- ۱۳۷
- شکل ۵_۲۲ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای اغتشاشی ----- ۱۳۷
- شکل ۵_۲۳ خطای زوایای رول و یاو ----- ۱۳۸
- شکل ۵_۲۴ دیاگرام بلوکی محاسبه زوایای تعادلی ----- ۱۴۱
- شکل ۵_۲۵ مکان هندسی ریشه های سیستم ----- ۱۴۵
- شکل ۵_۲۶ مکان هندسی ریشه های $\Delta'(s)$ ----- ۱۴۵

- شکل ۲۷_۵ مکان هندسی ریشه های $\Delta(s)$ ----- ۱۴۶
- شکل ۲۸_۵ پاسخ زمانی سیستم به گشتاور های اغتشاشی پله ای $T_{dx} = 10^{-3} (N-m)$ و $T_{dz} = 1/5 \times 10^{-3} (N-m)$ ----- ۱۴۷
- شکل ۲۹_۵ نمودار زوایای تعادلی δ و γ بر حسب زمان ----- ۱۴۷
- شکل ۳۰_۵ پاسخ زمانی سیستم به گشتاور های اغتشاشی ----- ۱۴۷
- شکل ۳۱_۵ پاسخ زمانی سیستم به گشتاور های اغتشاشی ----- ۱۴۸
- شکل ۳۲_۵ مولفه های گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی در دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۴۸
- شکل ۳۳_۵ مولفه های گشتاور آیرودینامیکی در دستگاه مختصات بدنی ----- ۱۴۹
- شکل ۳۴_۵ تغییرات زوایای تعادلی بر حسب زمان ----- ۱۴۹
- شکل ۳۵_۵ تغییرات مومنتوم زاویه ای چرخ ناشی از گشتاور تشعشعات خورشیدی ----- ۱۵۱
- شکل ۳۶_۵ تغییرات مومنتوم زاویه ای چرخ ناشی از گشتاور آیرودینامیکی ----- ۱۵۲
- شکل ۳۷_۵ تغییرات مومنتوم زاویه ای چرخ ناشی از گشتاورهای محیطی ----- ۱۵۲
- شکل ۳۸_۵ مکان هندسی ریشه های سیستم ----- ۱۵۵
- شکل ۳۹_۵ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای اغتشاشی پله ای $T_{dx} = 10^{-3} (N-m)$ و $T_{dz} = 1/5 \times 10^{-3} (N-m)$ ----- ۱۵۶
- ۱۵۶
- شکل ۴۰_۵ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای اغتشاشی ----- ۱۵۶

فصل ششم:

- شکل ۱_۶ پاسخ سیستم (مدل خطی) به گشتاورهای اغتشاشی ----- ۱۵۷
- شکل ۲_۶ پاسخ زمانی مدل خطی ماهواره به گشتاورهای اغتشاشی ----- ۱۵۸
- شکل ۳_۶ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاور های اغتشاشی ----- ۱۵۹
- شکل ۴_۶ پاسخ زمانی سیستم به گشتاور های اغتشاشی ----- ۱۶۰
- شکل ۵_۶ پاسخ زمانی ماهواره به گشتاورهای اغتشاشی ----- ۱۶۰

فهرست جداول

صفحه	عنوان
	فصل اول:
۴۵	جدول ۱_۲ ارتفاع مرجع، دانسیته و دمای اتمسفر بر حسب ارتفاع
۲۳	جدول ۲_۲ نیروی آیرودینامیکی برای برخی اشکال هندسی منظم
۲۷	جدول ۳_۲ مقادیر میانگین شار انرژی خورشیدی (F_p)
۴۶	جدول ۴_۲ مقادیر ضرائب گوسی بر حسب nT
	فصل ششم:
۱۵۸	جدول ۱_۶ بررسی اثرات افزودن بوم مکانیکی به ماهواره

فهرست علائم

- φ : زاویه رول
 θ : زاویه پیچ
 ψ : زاویه یاو
 ω : آرگومان نشیب
 Ω : زاویه صعود از راست
 ω_0 : سرعت زاویه ای مداری ماهواره
 $\bar{\omega}$: بردار سرعت زاویه ای ماهواره نسبت به دستگاه اینرسی
 γ, δ : زوایای تعادلی چرخ مومتوم
 μ : ثابت جاذبه زمین
 ρ : دانسیته اتمسفر
 \bar{p} : بردار واصل مرکز هندسی و مرکز جرم ماهواره
 θ : زاویه بین \hat{n} و \hat{s}
 δ : زاویه انحراف خورشید
 θ : متمم عرض جغرافیایی
 φ : طول جغرافیایی
 θ'_m : زاویه ارتفاع دو قطبی
 φ'_m : زاویه طول شرقی دو قطبی
 α_G : زاویه صعود از راست از نصف النهار گرینویچ در زمانهای مرجع
 $\bar{\Omega}$: بردار سرعت زاویه ای محورهای مرجع نسبت به اینرسی
 $\bar{\omega}_{BR}$: بردار سرعت زاویه ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات مرجع مداری
 $\bar{\omega}_{BI}$: بردار سرعت زاویه ای دستگاه مختصات مرجع مداری نسبت به دستگاه مختصات اینرسی
 $\bar{\omega}_{RIB}$: بردار سرعت زاویه ای دستگاه مختصات مرجع مداری نسبت به دستگاه مختصات بدنی
 ω_w : سرعت زاویه ای چرخ دمپر نسبت به دستگاه اینرسی
 τ : زمان مشتق
 ξ : ضریب میرایی
 ω : فرکانس طبیعی سیستم
 1_ξ : بردار یکه در امتداد بردار سرعت زاویه ای ماهواره نسبت به اینرسی
 $\hat{1}_x, \hat{1}_y$ و $\hat{1}_z$: بردارهای یکه در امتداد محورهای دستگاه مختصات مرجع مداری
 a : شعاع استوایی کره زمین
 a_x, a_y و a_z : کسینوسهای هادی بردار 1_ξ
 $A(s)$: مانریس تبدیل
 B : ضریب میرایی لزجی موتور

\vec{B} : بردار میدان مغناطیسی زمین

c : سرعت نور در خلاء

C : ظرفیت خازن

C_a : ضریب جذب

C_d : ضریب انکسار

C_D : ضریب درگ

C_s : ضریب انعکاس

D : ضریب دمپینگ

dA : المان سطح ماهواره

df_{absorbed} : نیروی ناشی از تشعشعات خورشیدی وارد بر المان سطح ماهواره

df_{specular} : نیروی ناشی از تشعشعات خورشیدی وارد بر المان سطح ماهواره

df_{diffuse} : نیروی ناشی از تشعشعات خورشیدی وارد بر المان سطح ماهواره

dm_i : المان جرم ماهواره

\vec{F} : نیرو

F_e : شار انرژی خورشیدی

g : شتاب جاذبه زمین

h_n^m و g_n^m : ضرائب گوسی

h : ارتفاع مرجع

h : ارتفاع ماهواره

h_n : مومنتوم زاویه ای نامی چرخ مومنتوم

\vec{h}_w : بردار مومنتوم زاویه ای چرخهای واکنشی

\vec{H}_c : بردار مومنتوم زاویه ای ماهواره نسبت به مرکز جرمش

\vec{H}_w : بردار مومنتوم زاویه ای وسایل تبادل مومنتوم نسبت به دستگاه اینرسی در دستگاه مختصات بدنی

i : شیب مدار

i_M : جریان آرمیچر

I : تانسور ممان اینرسی ماهواره

I_x, I_y, I_z : ممانهای اینرسی ماهواره نسبت به محورهای دستگاه مختصات بدنی

I_w : ممان اینرسی چرخ واکنشی

K : بهره تناسبی

K_d : بهره مشتقی

K_i : بهره انتگرالی

K_M : ضریب گشتاور موتور

K_p : بهره تناسبی

m : شدت دو قطبی مغناطیسی زمین
 M : جرم ملکولی گاز
 M_E : جرم زمین
 \vec{M}_{sb} : بردار گشتاور فشار تشعشعات خورشیدی در دستگاه مختصات بدنی
 \hat{n} : بردار یکه عمود بر سطح
 \vec{N}_{Aero} : بردار گشتاور آیرودینامیکی در دستگاه مختصات بدنی
 \vec{N}_{GG} : بردار گشتاور گرادیان جاذبه در دستگاه مختصات بدنی
 p : پریود مداری ماهواره
 q و x : مولفه های سرعت زاویه ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات مرجع مداری در دستگاه بدنی
 P : دوره تناوب مداری ماهواره
 P : فشار اتمسفر
 P : فشار تشعشعات خورشیدی
 (P_n^m) : توابع لژاندر
 r_0 : فاصله مرکز جرم ماهواره تا مرکز زمین
 $\vec{r}_1, \vec{r}_2, \vec{r}_3$: بردارهای اصل مرکز فشار سطوح ماهواره با مرکز جرم ماهواره
 \vec{r}_{cp} : بردار اصل مرکز جرم و مرکز فشار تشعشعاتی
 \vec{r}' : بردار اصل مرکز جرم و المان جرم ماهواره
 \vec{r}_s : بردار اصل مرکز جرم ماهواره و مرکز المان سطح ماهواره
 R : ثابت جهانی گازها
 \vec{R} : بردار اصل مرکز زمین و مرکز جرم ماهواره
 \vec{R}_i : بردار موقعیت المان جرم ماهواره
 R_M : مقاومت الکتریکی موتور آرمیچر
 \vec{R}_s : بردار موقعیت مرکز هندسی ماهواره
 s : متغیر مختلط
 \hat{s} : بردار یکه از المان سطح به سمت مرکز خورشید
 t : زمان
 T : دمای اتمسفر
 \vec{T} : بردار برآیند گشتاورهای اعمالی به ماهواره
 \vec{T}_B : بردار گشتاور مغناطیسی در دستگاه مختصات بدنی
 \vec{T}_c : بردار گشتاورهای کنترلی اعمالی به ماهواره
 \vec{T}_d : بردار گشتاورهای محیطی اعمالی به ماهواره
 T_f : اصطکاک کولمبی
 T_{rot} : انرژی جنبشی دورانی ماهواره

$U(s)$: بردار ورودی

V : ولتاژ ورودی به موتور الکتریکی

V_M : ولتاژ مرجع

\bar{V}_s : سرعت خطی ماهواره

$Y(s)$: بردار خروجی

اندیسیها:

Absorbed: فوتونهای جذب شده

Diffuse: فوتونهای انکسار یافته

Specular: فوتونهای بازتابیده شده

Aero: آیرودینامیکی

av: میانگین

B: بدنی

GG: گرادیان جاذبه

I: اینرسی

n: نامی

R: مرجع

ss: حالت ماندگار

فصل اول

مقدمه

آرزوی انسان برای سفر به آسمانها از دیر باز وجود داشته و امروزه عملاً به تهیه مقدمات تسخیر منظومه شمسی انجامیده است. فعالیتهای خاور زمین در این زمینه، بویژه در ستاره شناسی از زمانهای قدیم اهمیت خاصی داشته و رصدخانه های ایران از شهرت ویژه ای برخوردار بوده اند. اما متأسفانه مدتهاست که توجه اصولی به این علم و فن آوری صورت نگرفته است. با توجه به اهمیت این موضوع، ضرورت دارد با برنامه ای منسجم نسبت به جذب این فن آوری و بکارگیری آن اقدام شود. پیشرفت تکنولوژی در بهبود سطح کیفی زندگی بشر تأثیر بسزایی داشته و تکنولوژی فضایی با توجه به گرایشهای متفاوت علمی که در آن در گیر می باشند، یک تکنولوژی پیشرو بوده و با پیشرفت آن، بقیه صنایع کشور متحول می شود. ماهواره ها امروز به جزء لاینفکی از زندگی نوین تبدیل شده اند. دانشمندان اتحاد جماهیر شوروی سابق در چهارم اکتبر ۱۹۵۷ (۱۲ مهر ۱۳۳۶) توانستند یک ماهواره

۹۲ کیلوگرمی به نام اسپوتنیک ۱ را در مداری به دور زمین قرار دهند و عصر سفرهای فضایی را عملاً آغاز نمودند. از آن تاریخ، تلاش دانشمندان کشورهای مختلف جهان، پای انسان را به فضاها دور دست گشوده است. علاوه بر پرتاب اولین ماهواره به فضا، آنها موفق شده بودند اولین انسان، یوری گاگارین، را به فضا فرستاده و اولین راهپیمایی فضایی را نیز بوسیله آلکسی لئونوف در سال ۱۹۶۵ میلادی انجام دهند. با وجود این هر چه دهه ۱۹۶۰ میلادی به پایان خود نزدیکتر می‌شد، آمریکاییها برتری خود را بیشتر نشان می‌دادند. در ژوئیه ۱۹۶۹، آمریکاییها تاریخ ساز شدند. در این تاریخ، آنها نیل آرمسترانگ و ادوین آلدین را به ماه فرستادند. پس از این، روسیه تلاشهای خود را بیشتر صرف ساختن ایستگاههای فضایی در مدار زمین کرد.

در جهان، ماموریت های فضایی بطور متعارف برنامه هایی عظیم و پرهزینه بوده اند که سالها بطول می انجامیدند و محدود به دولتهای ثروتمند و بزرگ یا آژانسهای بین المللی می شدند. امروزه دیگر این چنین نیست. پیشرفتهای میکرو الکترونیک، دستیابی به ماموریت های فضایی در مقیاس کوچک را میسر نموده اند، ضمن اینکه نتایج ارزشمند و موثری را نیز فراهم می کنند. توسعه فضاپیما های بهتر، ارزانتر، سریعتر و کوچکتر، ساخت و پرتاب و فعال کردن ماهواره های کوچک را در مدارها برای هر کشوری میسر کرده است و در نتیجه دسترسی مستقیم به مزیت های فضا را برای آنها به ارمغان آورده است. میکرو ماهواره ها با وجود اینکه خیلی کوچک هستند، اما کامل بوده و تمامی مشخصات ماهواره های بزرگ را به نمایش می گذارند.

پایه های اساسی ماهواره از دو بخش تشکیل می گردند:

الف _ بخش فضایی

ب _ بخش زمینی

سیگنال حاوی اطلاعات متفاوت از ایستگاهی در زمین به ماهواره فرستاده می شود. این سیگنال اکثر توان خود را در طول مسیر از دست داده و لذا توسط تقویت کننده هایی درون ماهواره تقویت شده و مجدداً به یک ایستگاه زمینی ارسال می شوند.

در واقع کار بخش فضایی یعنی ماهواره برای کاربردهای مختلف، دریافت، تقویت، پردازش و ارسال سیگنال است. بخش زمینی یا ایستگاه زمینی، سیگنال را برای ماهواره ارسال نموده، ماهواره را ردیابی می نماید. دریافت سیگنال، استخراج و نمایش اطلاعات بطوری که بتواند در اختیار استفاده کننده قرار گیرد، از دیگر وظایف بخش زمینی است.

معمولاً برای ماهواره، چهار مدار اصلی استفاده می شود که هر کدام معایب و محاسن خودشان را دارند. این چهار مدار اصلی عبارتند از: مدارهای Molniya, Low, Geostationary, Geosynchronous. اما مداری که بیش از همه برای ماهواره استفاده می شود، مدار Geosynchronous است که تقریباً ۴۲ درصد کل زمین در دید ماهواره ای که در این مدار قرار دارد، می باشد. در این مدار وقتی از زمین به ماهواره نگاه می شود، ثابت به نظر آمده و در نتیجه اغلب، ایستگاههای زمینی از آنتن ثابت استفاده می نمایند. البته همانطور که گفته شد، هر کدام از مدارها مزایا و معایب خودشان را دارند و با توجه به این نکته و همچنین مأموریت تعیین شده برای ماهواره و بودجه و محدودیتهای دیگر، مدار مورد نظر انتخاب می شود. مزایای مدارهای ارتفاع پایین^۱ را می توان بدین صورت بیان کرد:

۱_ نیاز به توان کمتری برای قرار دادن ماهواره در مدار دارد، پرتاب چند مرحله ای نیاز ندارد.

۲_ در ارتفاع پایین به بهره آنتن کمتری نیاز است.

۳_ برای مخابرات صدا، مساله اکوها کمتر است، چون تاخیرها کمتر است.

۴_ هزینه ساخت و پرتاب کمتر است و تکنولوژی پیشرفته نمی خواهد.

۵_ در مدت زمان کوتاهی قابل ساخت و پرتاب است.

از معایب آن نیز می توان گفت:

۱_ چون ماهواره در مدت قابل توجهی خارج از دید است، لذا با یک ماهواره نمی توان مخابرات بلادرنگ صددرصد انجام داد.

^۱ Low earth orbit

۲_ چون ماهواره در هر روز بوسیله زمین تحت کسوف می رود، لذا باید از یک جعبه باتری قابل شارژ روی ماهواره استفاده کرد.

ماهواره ها را می توان بر اساس وزن به صورت زیر تقسیم بندی نمود:

- ۱_ ماهواره های بزرگ بیش از ۱۰۰۰ کیلوگرم
- ۲_ ماهواره های متوسط بین ۵۰۰ تا ۱۰۰۰ کیلوگرم
- ۳_ ماهواره های کوچک بین ۱۰۰ تا ۵۰۰ کیلوگرم
- ۴_ ماهواره های خیلی کوچک بین ۱۰ تا ۱۰۰ کیلوگرم
- ۵_ ماهواره های ریز (نانو) کمتر از ۱۰ کیلوگرم
- ۶_ ماهواره های خیلی ریز کمتر از ۱ کیلوگرم

در حال حاضر پیشرفتهای میکرو الکترونیک، مأموریتهای فضایی در مقیاس کوچک را قابل حصول کرده و ماهواره های کوچک، نتایج بسیار ارزشمند و موثری را به ارمغان آورده اند و به این ترتیب کشورها حتی به سمت طراحی و ساخت ماهواره های ریز ترغیب شده اند.

یکی دیگر از انواع تقسیم بندی ها برای ماهواره که متداول است، تقسیم بندی بر اساس مأموریت تعریف شده برای آن و کاربرد آن می باشد. بر اساس این نوع تقسیم بندی، انواع ماهواره ها عبارتند از:

- ۱_ ماهواره های مخابراتی
- ۲_ ماهواره های ناوبری و هدایت
- ۳_ ماهواره های نقشه برداری و عکس برداری
- ۴_ ماهواره های تصویری
- ۵_ ماهواره های هواشناسی
- ۶_ ماهواره های تجسسی
- ۷_ ماهواره های چند منظوره و ...

تقسیم بندی های دیگری نیز برای ماهواره ها وجود دارد که البته متداولترین نوع تقسیم بندی، سه مورد ذکر شده در بالا می باشند.

ماهواره ها باید جهت دورانی خود را در فضا حفظ کنند. این موضوع ضروری است، چرا که اگر آرایه های خورشیدی به طرف خورشید جهت گیری نشده باشند، نمی توانند انرژی لازم را برای ماهواره تولید کنند. از طرف دیگر آنتنهای نیز در صورتی که به طرف زمین نشانه گیری نشده باشند، قادر به دریافت و ارسال پیام به زمین نخواهند بود. شکل ۱_۱ نشاندهنده این موضوع می باشد:



شکل ۱_۱ ماهواره واقع در مدار در جهت صحیح و غیر صحیح

فرایند تغییر وضعیت ماهواره به یک وضعیت جدید را مانور وضعیت گویند. پایدارسازی وضعیت نیز شامل ثابت نگه داشتن وضعیت ماهواره نسبت به یک دستگاه مختصات، مثل دستگاه مختصات مرجع مداری می باشد. به گشتاورهایی که بمنظور کنترل وضعیت ماهواره به ماهواره وارد می شوند، گشتاورهای کنترلی می گویند. گشتاورهای ناخواسته ای را که از طرف محیط به ماهواره وارد می شوند، گشتاورهای اغتشاشی گویند. در حالت کلی نمی توان از این گشتاورها صرف نظر کرد. لذا وجود سیستم کنترل وضعیت در ماهواره امری لازم می باشد. فرایند و ابزار مورد نیاز برای کنترل وضعیت ماهواره را سیستم کنترل وضعیت گویند. وظیفه اصلی سیستم کنترل، پایدارسازی وضعیت ماهواره در مقابل گشتاورهای اغتشاشی می باشد. عبارت دیگر سیستم کنترل وضعیت موجود در ماهواره را می توان شامل حسگرهای وضعیت، قانون کنترل و عملگرهای کنترل دانست. حسگرهای وضعیت، وضعیت ماهواره را نسبت به یک مرجع خاص مشخص می کنند.