تاسیس۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی مکانیک

پایان نامه برای دریافت درجه کارشناسی ارشد

رشته مکانیک گرایش طراحی کاربردی

کنترل وضعیت ماهواره به کمک تراستر پالس پلاسمایی

اساتید راهنما:

دکتر سید حسین ساداتی

دکتر مهران میرشمس

نگارش:

امیر آخوندی

شهریورماه ۸۸

پروردگارا! ای هستی بخش وجود

ما را بر نعمات برگرانت توان شکر نیست

الهی مرا مدد کن تا دانش اندکم

نه نردبانی باشد برای فزونی تکبر و غرور

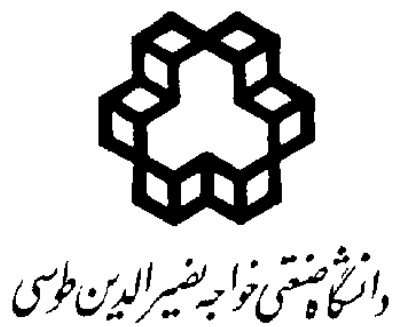
نه حلقه ای برای اسارت و نه دست مایه ای برای تجارت

بلکه گامی باشد برای تجلیل از تو و متعالی ساختن خود و دیگران

تقدیم به

پدر گرانقدر وزحمتکشم

مادر فداکار و مهربانم



دانشکده مهندسی مکانیک

هیئت داوران پس از مطالعه پایان نامه و شرکت در جلسه دفاع از پایان نامه تهیه شده تحت عنوان:

کنترل وضعیت ماهواره به کمک تراستر پالس پلاسمایی

توسط **امیر آخوندی** صحت و کفایت تحقیق انجام شده را برای اخذ درجه **کارشناسی ارشد** در رشته **مهندسی مکانیک** گرایش **طراحی کابردی** با رتبه مورد تایید قرار میدهند.

۱- استاد راهنما	آقای دکتر سید حسین ساداتی	امضاء
۲- استاد راهنما	آقای دکتر مهران میرشمس	امضاء
۳- ممتحن خارجی	آقای دکتر نوین زاده	امضاء
۴- ممتحن داخلی	آقای دکترسید علی اکبر موسویان	امضاء
۵- نماینده تحصیلات تکمیلی دانشکده	آقای دکترسید علی اکبر موسویان	امضاء

اظهار نامه دانشجو

موضوع پایان نامه :

کنترل وضعیت ماهواره به کمک تراستر پالس پلاسمایی

اساتید راهنما: دکتر سید حسین ساداتی ، دکتر مهران میرشمس

نام دانشجو: امیر آخوندی

شماره دانشجوئی: ۸۵۰۰۱۴۴

اینجانب امیر آخوندی دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک گرایش طراحی کابردی دانشکده مکانیک دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین 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 تائید می باشد، و در موارد استفاده از کار دیگر محققان به مرجع مورد استفاده اشاره شده است . بعلاوه گواهی می نمایم که مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی توسط اینجانب یا فرد دیگری د رهیچ جا ارائه نشده است و در تدوین متن پایان نامه چارچوب(فرمت) مصوب دانشگاه را بطور کامل رعایت کرده‌ام.

امضاء دانشجو:

تاریخ:

حق طبع و نشر و مالکیت نتایج

۱- حق چاپ و تکثیر این پایان نامه متعلق به نویسنده آن می باشد. هرگونه کپی برداری بصورت کل پایان نامه یا بخشی از آن تنها با موافقت نویسنده یا کتابخانه دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی مجاز می باشد. ضمنا متن این صفحه باید در نسخه تکثیر شده وجود داشته یاشد.

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

همچنین استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع، مجاز نمی باشد.

آنچه را آموختم از یادم رفت، جز سخن دوست که تکرار می کنم.

تشکر و قدردانی

این فرصت بسیار لذت بخشی است که می‌توانم از کسانی کـه مـرا در انجـام کـار حاضـر کمـک و راهنمایی کردند، تشکر و قدردانی بنمایم.

در ابتدا از استاد راهنمای گرانقد و مهربانم جناب آقای دکتر سید حسین ساداتی که با راهنماییهـا و کمک ایشان پیمودن این راه میسر گردید، صمیمانه تشکر و قدردانی می‌نمایم.

از دوست عزیزم آقای مهندس سید مصطفی خبیری و مهندس مرتضی صیدی که در انجام پایـان نامه مرا کمک و همراهی نمودند تشکر و قدردانی می‌کنم.

در پایان از خانواده محترمم که در طول مدت تحصیلم همواره مشوق و پـشتیبانم و همـسرم کـه مایهٔ دلگرمی اینجانب بودند کمال تشکر و امتنان را دارم.

چکیده

با گسترش و توسعه علوم و فناوری های فضایی در کشور ، مباحث مربوط بـه مـاهواره روز بـه روز فزونی می یابد .برای آنکه ماهواره ها بتوانند ماموریتشان را به درستی انجام دهند و اهداف مورد نظر را برآورده کنند ، لازم است که وضعیتشان در فضا کنترل شود. برای نیل به این هـدف طراحـی سیـستم کنترل وضعیت از اهمیت ویژه ای برخوردار است . در بررسی کنترل وضعیت نیاز به شناخت دینامیک ماهواره امری ضروری و اجتناب ناپذیر می باشد . گشتاور های محیطی هرچند در مقایـسه بـا مقـادیر زمینی بسیار کوچکترند ، اما این مقادیر کوچک هنگامی که جهت گیری باید دقیق باشد بـسیار مهـم می باشد . در این پایان نامه ابتدا دینامیک ماهواره همراه با گشتاورهای اغتشاشی وارد بر ماهواره مورد بررسی قرار گرفته سپس یک بازبینی کلـی از طـرح هـای پایـه ای معمـول سیـستم هـای پیـشرانش فضاپیما انجام شده و مشخصه های عملکردی سیستم های پیشرانش فعلی و معیارهای فعلی سیـستم های پیشرانش برای ماموریت در مدارهای پایین زمین آنـالیز مـی شـوند و در نهایـت پیـشرانه پـالس پلاسمایی انتخاب می گردد و پس از مدل سازی پیشرانه پالس پلاسمایی نحوه عملکرد این عملگـر بـا قوانین مختلف کنترلی سنجیده می شود و نتیجه نحوه عملکرد آنها بـا یکـدیگر مقایـسه مـی شـود و سرانجام پیشنهادات و نتایج ارائه می گردد .

کلمات کلیدی :

کنترل وضعیت ، تراستر پالس پلاسمایی ، کنترل مود لغزشی

فهرست مطالب

عنوان

صفحه

مقدمه ۱

فصل اول: دینامیک ماهواره ۱۰

۱-۱ مقدمه ۱۰

۱-۲ معادلات حرکت ۱۳

۱-۳ حل معدلات همگن اویلر ۱۵

۱-۴ ماهواره های غیر چرخان ۱۷

۱-۵ ماهواره های چرخان ۱۷

۱-۵-۱ ماهواره های چرخان تک محوره (پایدار سازی چرخان تک محوره) ۱۸

۱-۱-۵-۱ حرکت ژیروسکوپی ۱۸

۱-۱-۵-۲ بررسی حرکت ماهواره چرخان تک محوره بدون حضور گشتاورهای خارجی.. ۲۰

۱-۱-۵-۳ بررسی حرکت ماهواره چرخان در حضور گشتاورهای خارجی ۲۴

۱-۱-۵-۴ بررسی ماهواره های چرخان تک محوره ۲۷

۱-۵-۲ ماهواره های چرخان دو محوره ۳۱

۱-۶ ماهواره های ترکیبی ۳۱

۱-۷ سینماتیک ماهواره ۳۳

۱-۷-۱ مقدمه ۳۳

۱-۷-۲ انتخاب دستگاه های مختصات مورد نیاز ۳۳

۱-۷-۳ سرعت زاویه ای یک دستگاه چرخان ۳۴

۴-۷-۱ سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنی نسبت به دستگاه مختصات مرجع مداری ...۳۵
۵-۷-۱ سرعت زاویه‌ای دستگاه مختصات مرجع مداری نسبت به دستگاه مختصات اینرس ۳۵
۸-۱ معادلات خطی شده دینامیکی وضعیت ماهواره ۳۸
فصل دوم : سیستم های پیشرانش جهت مانور مداری در مدار LEO ۴۱
۱-۲ مقدمه ۴۱
۲-۲ معادلات پایه ای پیشرانش و تراست مربوطه ۴۲
۳-۲ فاکتورهای عملکردی پیشرانش ۴۳
۱-۳-۲ ایمپالس کل ۴۳
۲-۳-۲ ایمپالس ویژه ۴۴
۳-۳-۲ سرعت موثر خروجی ۴۴
۴-۲ دسته بندی سیستم های پیشرانش ۴۵
۱-۴-۲ پیشرانش شیمیایی ۴۶
۱-۱-۴-۲سیستم گاز سرد.....۴۶
۲-۱-۴-۲ سیستم گاز گرم.....۴۸
۱-۲-۱-۴-۲ سیستم های پیشران مایع تک مولفه ای.....۴۸
۲-۲-۱-۴-۲ سیستم های پیشران مایع دو مولفه ای.....۴۹
۳-۱-۴-۲ سیستم های سوخت جامد.....۵۲
۲-۴-۲ پیشرانش الکتریکی ۵۲
۱-۲-۴-۲ رانشگرهای الکترواستاتیکی.....۵۳
۲-۲-۴-۲ رانشگرهای الکتروگرمایی.....۵۴
۳-۲-۴-۲ رانشگرهای الکترومغناطیسی.....۵۵
۵-۲ مقایسه گزینه های موجود برای سیستم پیشرانش ماهواره ها ۵۸

۶-۲ انتخاب سیستم پیشرانش ماهواره با توجه به التزامات ۶۲

فصل سوم : کنترل وضعیت توسط تراستر پالس پلاسمایی ۶۴

۳-۱ تاریخچه استفاده از پیشرانه ای پالس پلاسمایی ۶۴

۳-۲ آرایش تراسترها ۶۵

۳-۳ کنترل وضعیت ۷۰

۳-۳-۱ کنترل PID ۷۰

۳-۳-۲ کنترل گشتاور محاسبه شده (Computed Torque) ۷۴

۳-۳-۳ کنترل مود لغزشی ۷۶

۳-۳-۳-۱ صفحه لغزش (Sliding Surface) ۷۷

۳-۳-۳-۲ دینامیک معادل بر اساس قضیه فیلیپوف ۸۳

۳-۳-۳-۳ حاشیه بهره ۸۵

۳-۳-۳-۴ کاربرد مستقیم از قوانین کنترل کلیدزنی ۸۷

۳-۳-۳-۵ الگوریتم کاهش شدت نوسانات شدید سیستم کنترل (PER) ۸۹

۳-۴ نتایج شبیه سازی ۹۳

۳-۵ جمع بندی و پیشنهادات ۹۴

مراجع ۹۷

فهرست جداول

عنوان **صفحه**

۱-۲ نیروی آیرودینامیکی برخی از اشکال هندسی ساده ۲۹

۲-۲ نیروی تشعشع خورشیدی برخی از اشکال هندسی ساده ۳۳

۱-الف مشخصات اصلی ماهواره نمونه ۸۳

۲-الف پارامترهای مودال معادله حرکت ماهواره انعطاف‌پذیر در مانور زاویه‌ایPitch ۸۳

فهرست اشکال

عنوان **صفحه**

شکل الف – بلوک سیستم کنترل وضعیت ۷

شکل۱-۱. یک ژیروسکوپ ساده ۱۸

شکل۱-۲. محورهای گشتاور ، چرخش و انحراف ۱۹

شکل۱-۳. روتور متقارن تحت تاثیر گشتاور M ۱۹

شکل۱-۴. تغییر راستای مومنتوم زاویه‌ای بخاطر گشتاور M ۲۰

شکل۱-۵. مخروط‌های پیکره و فضا برای حالت‌های دیسکی و استوانه‌ای ۲۳

شکل۱-۶. چرخش مومنتوم زاویه‌ای ۲۶

شکل۱-۷. سرعت زاویه‌ای ماهواره نسبت به دستگاه اینرسی ۷۲

شکل۱-۸. دستگاه مختصات مرجع مداری و بدنی ۳۳

شکل۱-۹. دستگاه مختصات مرجع مداری و اینرسی ۳۶

شکل۲-۱.شماتیک تست گرم موتور ۴۵

شکل۲-۲. تصویری از سیستم پیشرانش گاز سرد ۴۷

شکل۲-۳. از سیستم پیشرانش تک مولفه ای به همراه تصویر برشی آن با معرفی زیر المان‌ها ۴۹

شکل۲-۴. اجزای سیستم پیشرانش دومولفه‌ای ۵۱

شکل۲-۵. شمای موتور یونی کم چگالی کافمن ۵۳

شکل۲-۶. شماتیک سیستم پیشرانش الکتریکی الکتروترمال ۵۴

شکل۲-۷. شماتیک سیستم پیشرانش الکترومغناطیسی ۵۵

شکل۲-۸. شماتیک سیستم پیشرانش کولوئیدی ۵۵

شکل۲-۹. نمای شماتیک تراستر پالس پلاسمایی ۵۷

شکل۲-۱۰. فیزیک کارکرد یک پیشرانه‌های پلاسمایی پالسی ۵۷

شکل۱-۳. آرایش۶ تایی تراستر ۶۵
شکل۲-۳. پالس مدولاتور PR ۶۷
شکل۳-۳. پالس مدولاتور PWPF ۶۸
شکل۴-۳. رفتار زمانی ۶۸
شکل۵-۳. بلوک دیاگرام کنترل وضعیت ۷۰
شکل۶-۳.زوایای ψ,θ,φ سیستم کنترلی PID ۷۱
شکل۷-۳. خروجی زاویه phi با k=20 ..... ۷۱
شکل۸-۳ خروجی زاویه phi با $\tau = 50$ ۷۲
شکل۹-۳. خروجی تراسترهای در راستای phi با $k = 20, \tau = 50$ ۷۳
شکل۱۰-۳.خروجی تراسترهای در راستای phi با $k = 20, \tau = 100$ ۷۳
شکل۱۱-۳. بلوک دیاگرام کنترل وضعیت CT ۷۵
شکل۱۲-۳. خروجی زاویهphi با k=20 ..... ۷۵
شکل۱۳-۳. خروجی زاویهphi با $\tau = .05$ ۷۶
شکل۱۴-۳. لایه مرزی دربرگیرنده سطح لغزش ۷۹
شکل۱۵-۳. محاسبهٔ کران خطای حالت سیستم مود لغزشی ۷۹
شکل۱۶-۳. محاسبهٔ کران مشتق مرتبهٔ i ام خطای حالت سیستم مود لغزشی ۸۰
شکل۱۷-۳. قضیه فیلیپوف در مود لغزش ۸۴
شکل۱۸-۳. تابع اشباع ۸۸
شکل۱۹-۳. خروجی phi با $k = 20, \tau = 50$ (pwpf) ۹۱
شکل۲۰-۳. خروجی تراسترهای در راستای phi با $k = 20, \tau = 50$ (pwpf) ۹۲
شکل۲۱-۳. خروجی phi با $k = 20, \tau = 50$ (Pr) ۹۲
شکل۲۱-۳. خروجی تراسترهای در راستای phi با $k = 20, \tau = 50$ (pr) ۹۳

فهرست علائم و اختصارات

s	فاصله جبری از سطح لغزش
η	مقدار ثابت و مثبت
i,j,k	بردارهای یکه
$[A]$	ماتریس کسینوس‌های هادی
s $\omega_x, \omega_y, \omega_z$	سرعت زاویه‌ای در دستگاه مختصات بدنی
(φ, ϕ, ψ)	زوایای ایلر
e	مولفه بردار ویژه
$\overline{q}$	بردار کواترنین
α	زاویه چرخش
$\overset{\upsilon}{\omega}_{BR}$	بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع
$\overset{\upsilon}{\omega}_{RI}$	بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی
$\overset{\upsilon}{\omega}_{BI}$	بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه اینرسی
$\overset{\upsilon}{\omega}_{RIB}$	بردار سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی
(I_x, I_y, I_z)	محورهای اصلی اینرسی
T_c	گشتاور کنترلی
T_d	گشتاور اغتشاشی
R	فاصله مرکز جرم ماهواره تا مرکز زمین

ρ	فاصله بین مرکز جرم جسم تا المان جرمی
$\vec{G}$	بردار گرادیان جاذبه
V_c	سرعت ماهواره
ω_o	سرعت زاویه‌ای مداری
T_m	گشتاور دو قطبی مغناطیسی
B_{Earth}	میدان مغناطیسی زمین
C_D	ضریب درگ
T_{Are}	گشتاور آیرودینامیکی
F_e	ثابت خورشیدی
C	سرعت نور
C_a	ضریب جذب
C_d	ضریب انعکاس پخشی
C_s	ضریب انعکای آینه‌ای
T_{solar}	گشتاور تشعشات خورشیدی
T_f	گشتاور ناشی از اصطکاک خشک
μ	ضریب اصطکاک
T_m	گشتاور موتور
B_m	ضریب میرایی اصطکاکی ویسکوز
I_w	ممان اینرسی روتور
ε	پهنای لایه مرزی
N	نیروی عمودی محور و یاتاقان
$\vec{H}_s$	بردار مومنتوم زاویه‌ای ماهواره

$\underset{\sim}{H}_{\omega}$	بردار مومنتوم زاویه‌ای چرخ
B	چگالی میدان مغناطیسی زمین
V	تابع پتانسیل
h_m^n, g_m^n	ضرایب گوس
p_m^n	تابع لژاندر
u	ورودی کنترلی
$\underset{\sim}{X}$	بردار حالت سیستم
Sign	تابع علامت
Sat	تابع اشباع
ϕ_B	ضخامت لایه مرزی
(x_o, y_o, z_o)	مختصات مداری
(x_o, y_o, z_o)	مختصات بدنی
ξ	ماتریس دمپینگ مودال
$\underset{\sim}{J}$	ماتریس اینرسی
$\underset{\sim}{J}_s \underset{\sim}{\Omega}_s$	مومنتوم زاویه‌ای چرخ مومنتومی
C_o	ماتریس کوپلینگ
Q	نیروی تعمیم یافته
b	فاصله مرکز جزم ماهواره تا محل اتصال بالک‌ها
I_3	ممان اینرسی حول محور x_3
EI	سختی خمشی تیر
$\phi(x)$	تابع شکل مود
∂w	کار مجازی نیروهای اعمالی

Λ	ماتریس فرکانس مودال
M	ماتریس مثبت معین جرمی
K	ماتریس سختی
ω_i	فرکانس طبیعی مود iام
φ	المان بردار ویژه

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، به ویژه در ستاره شناسی از زمان‌های قدیم اهمیت خاصی داشته و رصدخانه‌های ایران از شهرت ویژه‌ای برخوردار بوده‌اند، اما متأسفانه مدتهاست که توجه اصولی به این فن‌آوری صورت نگرفته است. با توجه به اهمیت این موضوع، ضرورت دارد و با برنامه‌ای منسجم نسبت به جذب این فن آوری و بکارگیری آن اقدام شود. پیشرفت تکنولوژی در بهبود سطح زندگی بشر تأثیر بسزایی داشته و تکنولوژی فضایی با توجه به گرایش‌های متفاوت علمی که در آن درگیر می‌باشند، یک تکنولوژی پیشرو بوده و با پیشرفت آن، بقیه صنایع کشور متحول می‌شود. ماهواره‌ها امروز به جزء لاینفکی از زندگی نوین تبدیل شده‌اند.

دانشمندان اتحاد جماهیر شوروی سابق در چهارم اکتبر ۱۹۵۷ (۱۲ مهر ۱۳۳۶) توانستندیک ماهواره ۹۲ کیلوگرمی به نام اسپوتینک ۱ را در مداری به دور زمین قرار دهند و عصر سفر های فضایی را عملاً آغاز نمودند از آن تاریخ، تلاش دانشمندان کشورهای مختلف جهان، پای انسان را به فضاهای دوردست گشوده است. علاو بر پرتاب اولین ماهواره به فضا، آن‌ها موفق شده بودنداولین انسان یوری گاگارین را به فضا فرستاده و اولین راهپیمای فضایی را نیز به وسیله آلکسی نئونوف در