دانشکده‌ی مهندسی

پایان‌نامه‌ی کارشناسی ارشد در رشته‌ی مهندسی هوافضا (آیرودینامیک)

دینامیک و کنترل پرواز هواپیمای آیروالاستیک

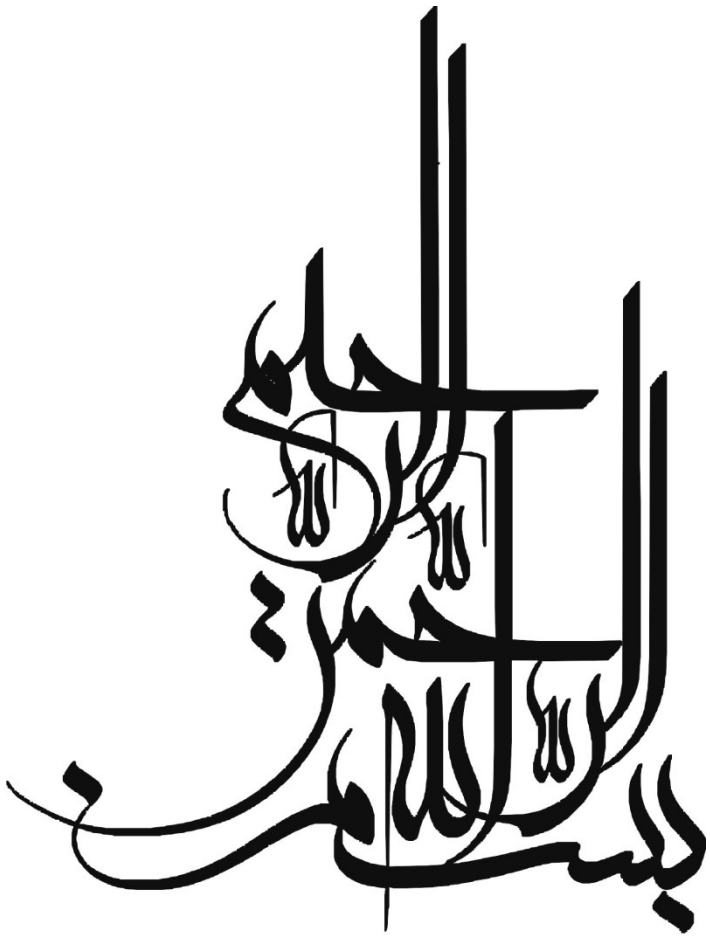
توسط

حنیف سادات‌حسینی

استاد راهنما

دکتر سید احمد فاضل‌زاده

شهریور ماه ۱۳۸۸


بسم الله الرحمن الرحيم

اظهارنامه

اینجانب **حنیف سادات‌حسینی** (۸۵۰۵۶۴) دانشجوی رشتهٔ **مهندسی هوافضا** گرایش **آیرودینامیک** دانشکدهٔ مهندسی اظهار می‌کنم که این پایان‌نامه حاصل پژوهش خودم بوده و در جاهایی که از منابع دیگران استفاده کرده‌ام، نشانی دقیق و مشخصات کامل آنرا نوشته‌ام. همچنین اظهار می‌کنم که تحقیق و موضوع پایان‌نامه‌ام تکراری نیست و تعهد می‌نمایم که بدون مجوز دانشگاه دستاوردهای آن را منتشر ننموده و یا در اختیار غیر قرار ندهم. کلیهٔ حقوق این اثر مطابق با آیین‌نامهٔ مالکیت فکری و معنوی متعلق به دانشگاه شیراز است.

حنیف سادات‌حسینی

۱۳۸۸/۰۶/۳۱

به نام خدا

دینامیک و کنترل پرواز هواپیمای آیروالاستیک

به وسیله‌ی:

حنیف سادات‌حسینی

پایان‌نامه
ارائه‌شده به تحصیلات تکمیلی دانشگاه به عنوان بخشی از
فعالیتهای تحصیلی لازم برای اخذ درجه‌ی کارشناسی ارشد

در رشته‌ی:

مهندسی هوافضا (آیرودینامیک)

از دانشگاه شیراز

شیراز

جمهوری اسلامی ایران

ارزیابی‌شده توسط کمیته‌ی پایان‌نامه با درجه‌ی: عالی

دکتر سید احمد فاضل‌زاده، دانشیار بخش مهندسی مکانیک (رئیس کمیته) .....

دکتر مجتبی محزون، دانشیار بخش مهندسی مکانیک .....

دکتر فرهنگ دانشمند، دانشیار بخش مهندسی مکانیک .....

شهریور ماه ۱۳۸۸

تقدیم به ...

مادرم

سپاسگزاری

لازم می‌دانم که از زحمات تمامی کسانی که یاریم نمودند تا این پایان‌نامه را به انجام رسانم، صمیمانه سپاسگزاری کنم. به ویژه مایلم سپاس خود را نسبت به اعضای خانواده‌ام، مادر، خواهر و برادرم که فداکارانه با من همراهی نمودند و بزرگترین پشتیبانم بودند ابراز دارم. همچنین از زحمات استاد گران‌قدرم جناب آقای دکتر فاضل‌زاده که با راهنماییها، صبر و احساس مسئولیت بزرگوارانهٔ خود گام به گام تا بدینجا هدایتم نمودند کمال قدردانی را دارم. بی‌شک بدون کمکهای بی‌شائبهٔ ایشان انجام این کار ناممکن بود. همچنین تشکر فراوان خود را نسبت به استاد فرزانه‌ام جناب آقای دکتر محزون که آشنایی با ایشان را از الطاف بیشمار پروردگار به خود می‌دانم ابراز می‌دارم. درسهایی را که از منش، دانش و بینش این بزرگوار آموختم بزرگترین اندوختهٔ خود در طول دوران تحصیلات تکمیلی می‌دانم. به علاوه لازم می‌بینم که از دوستان عزیزم آقایان علی راستی، اسمعیل اسلامی و حسین رحمتی که همراه، همکار و همدمم در این دوران بودند تشکر کنم. امیدوارم که این اندک تلاش کاستی نیابد و انجامی نباشد بر ادای دینم به تمام آنهایی که گوشه‌ای از بار مرا در زندگی به دوش کشیدند.

چکیده

دینامیک و کنترل پرواز هواپیمای آیروالاستیک

به وسیلهٔ

حنیف سادات‌حسینی

در این پایان‌نامه مسألهٔ دینامیک پرواز و کنترل هواپیماهای آیرولاستیک بررسی شده‌است. بدین منظور معادلات حاکم بر حرکت این هواپیماها به شکلی که امکان شبیه‌سازی کامپیوتری پرواز را به شیوه‌ای کارا مهیا سازند ارائه شده‌اند. چنین شبیه‌سازیهایی می‌توانند فرایند طراحی هواپیما را تسهیل سازند و به ویژه در طراحی پرنده‌های بدون سرنشین که نیازمند به کارگیری اتوپایلوتهای کارامد با گسترهٔ وسیعی از وظایف هدایت و کنترل پرواز و عملیات پرنده هستند، سودمند خواهند بود. با این انگیزه و بر مبنای تئوریهای موجود، کل هواپیما به صورت یک سیستم یکپارچه در نظر گرفته شده‌است و زمینه‌های مرتبط با پرواز هواپیمای انعطاف-پذیر همچون دینامیک تحلیلی، دینامیک سازه، آیرودینامیک و کنترل در یک فرمول‌بندی ریاضی یکپارچه شده‌اند. این فرمول‌بندی براساس اصول اولیه دینامیک تحلیلی بنا شده‌است و به صورت طبیعی حرکتهای صلب هواپیما را به صورت یک کل و نیز جابجایی‌های الاستیک اجزای آنرا همچون بال، بدنه و دم همراه با نیروهای آیرودینامیکی، پیشرانش و کنترل در بر می‌گیرد. حرکت هواپیما به صورت سه حرکت انتقالی و سه حرکت دورانی چارچوب مرجع متصل به بدنه تغییرشکل نیافته، که به صورت چارچوب بدنهٔ هواپیما عمل می‌کند، و نیز جابجایی‌های الاستیک هر یک از اجزای انعطاف‌پذیر هواپیما نسبت به چارچوب مربوط به خود بیان شده-است. تأثیرهای آیرودینامیک ناپایا در محاسبهٔ نیروها و گشتاورها در نظر گرفته شده‌اند. انجام ساده‌سازیهای مناسب، معادلات حرکت را به شکلی مناسب جهت شبیه‌سازی کامپیوتری به دست می‌دهد. این معادلات را می‌توان جهت به دست آوردن پاسخ هواپیما هم به ورودیهای اعمال شده توسط خلبان یا سیستم کنترل و هم ورودیهای ناشی از اغتشاشات جوی به کار برد. زمان و توان محاسباتی موردنیاز نسبتاً پایین جهت حل معادلات، این روش را به ویژه در کاربردهای کنترل پرنده‌های بدون سرنشین مناسب می‌سازد. ضمن بررسی پایداری پرواز پایا، پاسخ سیستم غیرخطی آیروالاستیک به ورودیهای کنترلی و اغتشاشات جوی در چند مثال عددی ارائه شده‌است و چند قانون کنترل خطی و غیرخطی حلقه‌بسته جهت کنترل برخی مانورهای هواپیما تحقیق شده‌اند.

فهرست مطالب

عنوان	صفحه
فصل اول: مقدمه	۱
۱-۱- پیشگفتار	۱
۱-۲- گفتاری دربارهٔ مدل‌سازی هواپیماهای انعطاف‌پذیر	۲
۱-۲-۱- وابستگی حرکتهای صلب و الاستیک	۲
۱-۲-۲- چارچوب ثابت و چارچوب میانگین	۳
۱-۲-۳- پایداری، شبیه‌سازی پاسخ زمانی و کنترل پرواز	۴
۱-۳- شیوهٔ مدل‌سازی در این پایان‌نامه	۶
۱-۴- مروری بر پژوهشهای پیشین	۷
۱-۵- گفتارهای پایان‌نامه	۱۳
فصل دوم: معادلات حاکم بر حرکت هواپیمای آیروالاستیک	۱۵
۲-۱- مقدمه	۱۵
۲-۲- معادلات حرکت هیبرید برحسب شبه مختصات	۱۵
۲-۳- گسسته‌سازی فضایی متغیرهای گسترده	۱۸
۲-۴- معادلات حرکت با استفاده از چارچوب میانگین	۲۴
۲-۵- معادلات حرکت مجزای هواپیمای صلب و اجزای آیروالاستیک	۲۵
۲-۶- نیروهای تعمیم‌یافته	۲۶
فصل سوم: بارهای وارد بر هواپیما	۲۸
۳-۱- مقدمه	۲۸
۳-۲- نیروهای آیروالاستیکی، کنترلی و گرانش	۲۹
۳-۳- آیروالاستیک ناپایا	۳۵
۳-۴- آشفتگیهای جوی و قیچی باد	۳۷

عنوان **صفحه**

فصل چهارم: حل معادلات پرواز پایا و بررسی پایداری ۴۱
۴-۱- مقدمه ۴۱
۴-۲- محاسبهٔ پارامترهای هواپیمای الاستیک ۴۱
۴-۳- پرواز حالت پایا ۴۳
۴-۳-۱- حل تریم معادلات حرکت هواپیمای الاستیک ۴۳
۴-۳-۲- حل پرواز کروز ۴۴
۴-۳-۳- حل مانور گردش پایدار ۴۵
۴-۴- خطی سازی معادلات حرکت حول وضعیت تریم ۴۶
۴-۵- تحلیل پایداری صلب و آیروالاستیک وضعیت پایا ۴۷

فصل پنجم: طراحی سیستم کنترل پرواز ۵۱
۵-۱- مقدمه ۵۱
۵-۲- مجزاسازی معادلات خطی حرکت طولی و عرضی-سمتی ۵۳
۵-۳- سیستم کنترل بهینهٔ انتگرال‌گیر- پیش‌خورد ۵۴
۵-۴- طراحی سیستم فرود بهینه برای هواپیمای الاستیک ۵۸
۵-۴-۱- فاز تقرب نهایی ۵۸
۵-۴-۲- مانور فلر ۶۰
۵-۵- طراحی سیستم کنترل غیرخطی وارون‌سازی دینامیک ۶۱
۵-۶- مانور شیرجه و رهاسازی محموله خارجی ۶۴

فصل ششم: ارائهٔ نتایج شبیه‌سازی ۶۶
۶-۱- مقدمه ۶۶
۶-۲- نتایج پرواز حالت پایا ۶۶
۶-۲-۱- حل تریم پرواز کروز ۶۶
۶-۲-۲- حل تریم مانور گردش پایدار ۷۰
۶-۳- محاسبهٔ مرزهای ناپایداری آیروالاستیک – سرعت فلاتر و واگرایی ۷۱
۶-۳-۱- سرعت فلاتر در پرواز کروز ۷۱
۶-۳-۲- اعتبارسنجی نتایج سرعت فلاتر ۷۶

عنوان **صفحه**

۶-۳-۳- سرعت فلاتر در گردش پایدار ۷۷
۶-۴- بررسی پاسخ دینامیکی غیرخطی به ورودیهای کنترلی و اغتشاشات جوی ۷۷
۶-۵- کنترل فرود هواپیمای آیروالاستیک ۹۱
۶-۵-۱- کنترل فرود در حضور قیچی باد ۹۱
۶-۵-۲- کنترل فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۹۲
۶-۶- کنترل گردش تراز و ارتفاع برای هواپیمای آیروالاستیک ۱۰۴
۶-۷- کنترل غیرخطی مانور شیرجه و رهاسازی محموله خارجی ۱۱۲

فصل هفتم: نتیجه‌گیری و پیشنهادها ۱۱۶

فهرست منابع و مراجع ۱۱۸
پیوست- مقادیر عددی پارامترهای هواپیمای مورد بررسی ۱۲۴

فهرست جدولها

عنوان **صفحه**

جدول (۵-۱)- درصد عوامل مؤثر در تهدید ایمنی هواپیما ۵۱
جدول (۵-۲)- درصد حوادث در مراحل مختلف پرواز ۵۲
جدول (۶-۱)- حل تریم کروز برای هواپیمای انعطاف‌پذیر ۶۷
جدول (۶-۲)- حل تریم کروز برای هواپیمای صلب ۶۷
جدول (۶-۳)- مقادیر ویژهٔ هواپیمای الاستیک- با وابستگی اینرسی ۶۸
جدول (۶-۴)- مقادیر ویژهٔ هواپیمای الاستیک- بدون وابستگی اینرسی ۶۹
جدول (۶-۵)- مقادیر ویژهٔ هواپیمای صلب ۶۹
جدول (۶-۶)- مقادیر ویژهٔ بال یک‌سرگیردار ۷۰
جدول (۶-۷)- حل تریم گردش پایدار برای هواپیمای انعطاف‌پذیر ۷۰
جدول (۶-۸)- حل تریم گردش پایدار برای هواپیمای صلب ۷۱
جدول (۶-۹)- اعتبارسنجی سرعتهای فلاتر به دست‌آمده برای بال یک‌سرگیردار ۷۶
جدول (۶-۱۰)- اعتبارسنجی فرکانسهای فلاتر به دست‌آمده برای بال یک‌سرگیردار ۷۶

فهرست شکلها

عنوان **صفحه**

شکل (۱-۱)- بال پرندۀ هلیوس ۱
شکل (۱-۲)- هواپیمای گلوبال هاوک ۳
شکل (۱-۳)- هواپیمای پردیتور ۵
شکل (۲-۱)- مدل هواپیمای انعطاف‌پذیر ۱۶
شکل (۳-۱)- سطوح آیرودینامیکی هواپیمای انعطاف‌پذیر ۲۹
شکل (۳-۲)- ابعاد استفاده‌شده در تعریف زاویۀ حملۀ بال ۳۲
شکل (۳-۳)- مقطع دوبعدی بال ۳۳
شکل (۳-۴)- مؤلفه‌های تندباد مدل درایدن ۳۹
شکل (۳-۵)- مؤلفه‌های قیچی باد در ارتفاع ۹۰۰ متری ۴۰
شکل (۴-۱)- فلوچارت محاسبۀ سرعت واگرایی و فلاتر ۴۹
شکل (۵-۱)- سیستم کنترل بهینۀ انتگرال‌گیر-پیش‌خورد ۵۷
شکل (۵-۲)- تقرب نهایی و انحراف از مسیر سرش ۵۸
شکل (۵-۳)- مانور فلر ۶۱
شکل (۵-۴)- سیستم کنترل وارون‌سازی دینامیک ۶۳
شکل (۵-۵)- جرم متمرکز زیر بال ۶۵
شکل (۶-۱)- سرعت فلاتر نسبت به ارتفاع ۷۳
شکل (۶-۲)- فرکانس فلاتر نسبت به ارتفاع ۷۳
شکل (۶-۳)- تغییرات قسمت حقیقی مقادیر ویژۀ بال یک‌سرگیردار در ارتفاع ۱۵۲۴ متری نسبت به سرعت- (الف) آیرودینامیک شبه‌پایا- (ب) آیرودینامیک ناپایا ۷۴
شکل (۶-۴)- تغییرات قسمت موهومی مقادیر ویژۀ بال یک‌سرگیردار در ارتفاع ۱۵۲۴ متری نسبت به سرعت- (الف) آیرودینامیک شبه‌پایا- (ب) آیرودینامیک ناپایا ۷۵
شکل (۶-۵)- تغییرات سرعت فلاتر نسبت به سرعت گردش در ارتفاع ۱۵۲۴ متری ۷۷
شکل (۶-۶)- ورودی حلقه‌باز ایلرون و الویتور ۷۸

عنوان **صفحه**

شکل (۶-۷)- جابجایی‌های انتقالی نسبت به چارچوب اینرسی در پاسخ به ورودی حلقه‌باز ایلرون؛ (الف) با وابستگی اینرسی (ب) بدون وابستگی اینرسی ۸۰

شکل (۶-۸)- جابجایی‌های زوایای اویلر در پاسخ به ورودی حلقه‌باز ایلرون؛ (الف) با وابستگی اینرسی (ب) بدون وابستگی اینرسی ۸۱

شکل (۶-۹)- سرعتهای انتقالی در پاسخ به ورودی حلقه‌باز ایلرون؛ (الف) با وابستگی اینرسی (ب) بدون وابستگی اینرسی ۸۲

شکل (۶-۱۰)- سرعتهای زاویه‌ای در پاسخ به ورودی حلقه‌باز ایلرون؛ (الف) با وابستگی اینرسی (ب) بدون وابستگی اینرسی ۸۳

شکل (۶-۱۱)- جابجایی‌های الاستیک خمشی نوک بال‌های چپ و راست در پاسخ به ورودی حلقه‌باز ایلرون؛ (الف) با وابستگی اینرسی (ب) بدون وابستگی اینرسی ۸۴

شکل (۶-۱۲)-جابجایی‌های الاستیک پیچشی نوک بال‌های چپ و راست در پاسخ به ورودی حلقه‌باز ایلرون؛ (الف) با وابستگی اینرسی (ب) بدون وابستگی اینرسی ۸۵

شکل (۶-۱۳)- جابجایی‌های صلب در پاسخ به ورودی حلقه‌باز الویتور؛ (الف) جابجایی‌های انتقالی نسبت به چارچوب اینرسی (ب) جابجایی‌های زوایای اویلر ۸۶

شکل (۶-۱۴)- سرعتهای صلب در پاسخ به ورودی حلقه‌باز الویتور؛ (الف) سرعتهای انتقالی (ب) سرعتهای زاویه‌ای ۸۷

شکل (۶-۱۵)- جابجایی‌های الاستیک نوک بال‌های چپ و راست در پاسخ به ورودی حلقه‌باز الویتور؛ (الف) جابجایی‌های خمشی (ب) جابجایی‌های پیچشی ۸۸

شکل (۶-۱۶)- جابجایی‌های صلب در پاسخ به ورودی حلقه‌باز تندباد؛ (الف) جابجایی‌های انتقالی نسبت به چارچوب اینرسی (ب) جابجایی‌های زوایای اویلر ۸۹

شکل (۶-۱۷)- سرعتهای صلب در پاسخ به ورودی حلقه‌باز تندباد؛ (الف) سرعتهای انتقالی (ب) سرعتهای زاویه‌ای ۹۰

شکل (۶-۱۸)- جابجایی‌های الاستیک نوک بال‌های چپ و راست در پاسخ به ورودی حلقه‌باز تندباد؛ (الف) جابجایی‌های خمشی (ب) جابجایی‌های پیچشی ۹۱

شکل (۶-۱۹)- (الف) جابجایی در صفحهٔ عمودی (ب) مانور فلر (ج) زاویهٔ پیچ در هنگام فرود در حضور قیچی باد ۹۳

شکل (۶-۲۰)- (الف-ب) سرعتهای خطی (ج) سرعت زاویه‌ای پیچ در هنگام فرود در حضور قیچی باد ۹۴

عنوان **صفحه**

شکل (۶-۲۱)- (الف) جابجایی الاستیک خمشی نوک بال (ب) جابجایی الاستیک پیچشی نوک بال (ج) زوایای حمله، پیچ و مسیر در هنگام فرود در حضور قیچی باد ۹۵

شکل (۶-۲۲)- (الف) انحراف از مسیر فرود (ب) رانش موتور (ج) زاویهٔ الویتور در هنگام فرود در حضور قیچی باد ۹۶

شکل (۶-۲۳)- (الف) جابجایی در صفحهٔ عمودی (ب) مانور فلر (ج) جابجایی جانبی در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۹۷

شکل (۶-۲۴)- (الف-ج) جابجایی‌های زاویه‌ای در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۹۸

شکل (۶-۲۵)- (الف-ج) سرعتهای خطی در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۹۹

شکل (۶-۲۶)- (الف-ج) سرعتهای زاویه‌ای در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۱۰۰

شکل (۶-۲۷)- (الف) جابجایی‌های الاستیک بال سمت راست (ب) جابجایی‌های الاستیک بال سمت چپ در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۱۰۱

شکل (۶-۲۸)- (الف) انحراف از سیگنال طولی مسیر سرش (ب) انحراف از سیگنال سمتی مسیر سرش (ج) رانش موتور در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۱۰۲

شکل (۶-۲۹)- (الف) زاویهٔ الویتور (ب) زاویهٔ ایلرون (ج) زاویهٔ رادر در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۱۰۳

شکل (۶-۳۰)- (الف) زوایای حمله، پیچ و مسیر (ب) زوایای سرش جانبی، سمت و سیگنال سمتی در هنگام فرود در حضور باد جانبی و انحراف سمتی اولیه ۱۰۴

شکل (۶-۳۱)- (الف) ارتفاع (ب) زاویهٔ الویتور در هنگام برخورد با تندباد درایدن ۱۰۵

شکل (۶-۳۲)- (الف) جابجایی در صفحهٔ عمودی (ب) جابجایی در صفحهٔ افقی (ج) تراژکتوری پیموده‌شده در کنترل گردش و ارتفاع ۱۰۶

شکل (۶-۳۳)- (الف-ج) جابجایی‌های زاویه‌ای در کنترل گردش و ارتفاع ۱۰۷

شکل (۶-۳۴)- (الف-ج) سرعتهای خطی در کنترل گردش و ارتفاع ۱۰۸

شکل (۶-۳۵)- (الف-ج) سرعتهای زاویه‌ای در کنترل گردش و ارتفاع ۱۰۹

شکل (۶-۳۶)- (الف) زاویهٔ حمله (ب) زاویهٔ سرش جانبی (ج) رانش موتور در کنترل گردش و ارتفاع ۱۱۰

عنوان **صفحه**

شکل (۶-۳۷)- (الف) زاویهٔ الویتور (ب) زاویهٔ ایلرون (ج) زاویهٔ رادر در کنترل گردش و ارتفاع ۱۱۱
شکل (۶-۳۸)- (الف) جابجایی‌های الاستیک بال سمت راست (ب) جابجایی‌های الاستیک بال سمت چپ در کنترل گردش و ارتفاع ۱۱۲
شکل (۶-۳۹)- (الف) جابجایی در صفحهٔ عمودی (ب) زاویهٔ پیچ (ج) زاویهٔ الویتور در کنترل غیرخطی شیرجه ۱۱۳
شکل (۶-۴۰)- (الف-ب) سرعتهای خطی (ج) سرعت زاویه‌ای پیچ در کنترل غیرخطی شیرجه ۱۱۴

فهرست نشانه‌های اختصاری

b	=	نصف دهنهٔ بال
$\mathbf{b}$	=	بردار ضرایب متغیرهای حالت جریان القایی
$C_{di\,0}$	=	ضریب پسا در زاویه حمله صفر جزء i
c_i	=	طول وتر جزء i
C_f	=	ماتریس کسینوسهای سویی چارچوب بدنه نسبت به چارچوب اینرسی
C_i	=	ماتریس دوران چارچوب جزء i
$C_{L\alpha i}$	=	شیب منحنی نیروی برا جزء i
$C_{L\delta e}, C_{L\delta a}, C_{L\delta r}$	=	ضریب تأثیر کنترل الویتور، ایلرون، رادر
$C_{s\beta i}$	=	شیب منحنی نیروی جانبی جزء i
$c_{\psi i}, c_{ui}$	=	توابع میرایی مربوط به خمش، پیچش جزء i
$C_{\psi i}, C_{ui}$	=	ماتریسهای میرایی مربوط به خمش، پیچش جزء i
d_i	=	نیروی پسا بر واحد طول جزء i
e	=	فاصلهٔ مرکز آیرودینامیکی ایرفویل تا محور الاستیک بال
e_x	=	فاصلهٔ محور الاستیک بال در محل ایرفویل مقطع تا چارچوب بدنه
er, el, ev	=	دم راست، چپ، عمودی
EI_i, GJ_i	=	سختی خمشی، پیچشی برای جزء i
E_f	=	ماتریس ارتباط‌دهندهٔ سرعت‌های اویلر به شبه-سرعتهای زاویه‌ای
f	=	بدنه
$\mathbf{f}_{ai}$	=	بردار المانی نیروهای آیرودینامیکی و کنترلی وارد بر جزء i
$\mathbf{F}, \mathbf{M}$	=	بردار برایند نیروها، گشتاورهای اعمالی بر جسم
$\mathbf{F}_E$	=	بردار پیشرانش
$\hat{\mathcal{F}}_{\psi i}, \hat{\mathcal{F}}_{ui}$	=	دانسیته‌های توابع اتلاف رایلی مربوط به خمش، پیچش جزء i
G_g	=	تابع تبدیل تندباد
J	=	ماتریس ممان اینرسی هواپیمای تغییرشکل یافته
J_p	=	شاخص کارایی

k_i	=	ثابت آیرودینامیکی جزء i
K_{ui} ,$K_{\psi i}$	=	ماتریس سختی خمشی، پیچشی جزء i
l_i	=	نیروی برا بر واحد طول جزء i
L	=	لاگرانژی کل هواپیما، معیار طول آشفتگی
$\hat{L}_i$	=	دانسیتهٔ لاگرانژی جزء i
$\mathcal{L}_{ui}$,$\mathcal{L}_{\psi i}$	=	عملگرهای دیفرانسیلی ماتریسهای سختی خمشی، پیچشی جزء i
m	=	جرم کل هواپیما
M	=	ماتریس جرمی
N ,Q ,R	=	ماتریسهای وزنی
O	=	مبدأ چارچوب اینرسی
O_f	=	مبدأ چارچوب مرجع
O_i	=	مبدأ چارچوب جزء i
p ,q ,r	=	مؤلفه‌های بردار شبه-سرعت زاویه‌ای چارچوب بدنه
p_g ,q_g ,r_g	=	مؤلفه‌های سرعت دورانی تندباد در چارچوب بدنه
$\mathbf{p}$	=	بردار مومنتوم
$\mathbf{q}_{ui}$,$\mathbf{q}_{\psi i}$	=	مختصات تعمیم‌یافتهٔ خمشی، پیچشی جزء i
$\mathbf{Q}_{ui}$,$\mathbf{Q}_{\psi i}$	=	بردار نیروی تعمیم‌یافتهٔ خمشی، پیچشی برای جزء i
Quas	=	مربوط به بارگذاری شبه‌پایا
q_T	=	فشار دینامیکی
$\mathbf{r}_{fi}$	=	بردار شعاعی از مبداء دستگاه بدنه به مبداء دستگاه جزء i
$\mathbf{r}_i$	=	بردار موقعیت المان جرمی بر روی جزء i
$\mathbf{r}_E$	=	بردار موقعیت موتور
Rig	=	مربوط به هواپیمای صلب
$\mathbf{R}_f$	=	بردار موقعیت مبداء چارچوب بدنه نسبت به چارچوب اینرسی
s_i	=	نیروی جانبی بر واحد طول جزء i
s	=	متغیر لاپلاس
$\mathbf{s}_{ui}$,$\mathbf{s}_{\psi i}$	=	سرعتهای تعمیم‌یافتهٔ خمشی، پیچشی جزء i
ss	=	مربوط به حالت ماندگار
$\tilde{S}$	=	ماتریس ممان اول اینرسی هواپیما
T	=	انرژی جنبشی کل هواپیما، اندازهٔ نیروی رانش موتور
T_i	=	انرژی جنبشی جزء i

tr	=	مربوط به حل تریم
w, v, u	=	مؤلفه‌های بردار شبه-سرعت خطی چارچوب بدنه
w_g, v_g, u_g	=	مؤلفه‌های سرعت خطی تندباد در چارچوب بدنه
wl, wr	=	بال راست، چپ
$\mathbf{u}_i$	=	بردار جابجایی الاستیک جزء i
$\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{u}}$	=	بردارهای کنترل و حالت به دست‌آمده در وضعیت پایا
$\hat{\mathbf{x}}, \hat{\mathbf{u}}$	=	اغتشاش کوچک بردارهای کنترل و حالت حول وضعیت پایا
$\hat{\mathbf{U}}_i$	=	بردار برایند دانسیتهٔ نیروها برای جزء i
$Unst$	=	مربوط به بارگذاری ناپایا
V	=	انرژی پتانسیل
$\boldsymbol{\omega}_f, \mathbf{V}_f$	=	بردار شبه سرعت خطی، زاویه‌ای دستگاه مختصات بدنه
$\mathbf{V}_T$	=	بردار سرعت آیرودینامیکی هواپیما
V_F	=	سرعت پرواز هواپیما
$\bar{\mathbf{V}}_i$	=	بردار سرعت یک نقطه روی جزء i
$\mathbf{v}_i$	=	بردار سرعت الاستیک جزء i
$\mathbf{W}_g$	=	بردار سرعت باد در چارچوب اینرسی
$x_f y_f z_f$	=	چارچوب مرجع هواپیما
$x_i y_i z_i$	=	چارچوب جزء i
XYZ	=	چارچوب اینرسی
α_i	=	زاویهٔ حملهٔ جزء i
α_v	=	زاویهٔ حملهٔ هواپیما
$\boldsymbol{\alpha}_i$	=	بردار جابجایی زاویه‌ای جزء i
β_i	=	زاویهٔ سرش جانبی جزء i
β_v	=	زاویهٔ سرش جانبی هواپیما
γ	=	زاویهٔ مسیر پرواز
$\delta_r, \delta_a, \delta_e$	=	زاویهٔ جابجایی الویتور، ایلرون، رادر
ζ_i	=	ضریب میرایی سازه‌ای
$\boldsymbol{\theta}_f$	=	بردار نمادین زوایای اویلر بین $x_f y_f z_f$ و XYZ
λ_{i0}	=	سرعت جریان القایی جزء i
$\boldsymbol{\lambda}_i$	=	بردار حالت جریان القایی
λ	=	سیگنال زاویهٔ سمت ارسالی از باند

η	=	قسمت حقیقی مقدار ویژه
ω	=	قسمت موهومی مقدار ویژه، فرکانس زمانی
ψ, θ, φ	=	زاویهٔ اویلر پیچ، رول، یاو
ρ	=	چگالی هوا
$\mathbf{\Phi}_{\psi i}, \mathbf{\Phi}_{ui}$	=	ماتریس توابع شکل خمش، پیچش جزء i
Φ_g	=	دانسیتهٔ طیف توان تندباد
$\boldsymbol{\psi}_i$	=	بردار جابجایی زاویه‌ای جزء i
$\mathbf{\Psi}_i$	=	بردار برایند دانسیتهٔ گشتاورها برای جزء i
ξ	=	سیگنال نویز سفید گاوسی
σ	=	شدت آشفتگی
$\Lambda_{\psi i}, \Lambda_{ui}$	=	کوچکترین فرکانس طبیعی مود خمش، پیچش جزء i
τ	=	ثابت زمانی فلر
$\boldsymbol{\upsilon}$	=	ورودی کمکی
$(\cdot)^T$	=	ترانهاده
$\dot{a}$	=	مشتق زمانی a
$\tilde{a}$	=	ماتریس پادمتقارن به دست‌آمده از بردار $\mathbf{a}$