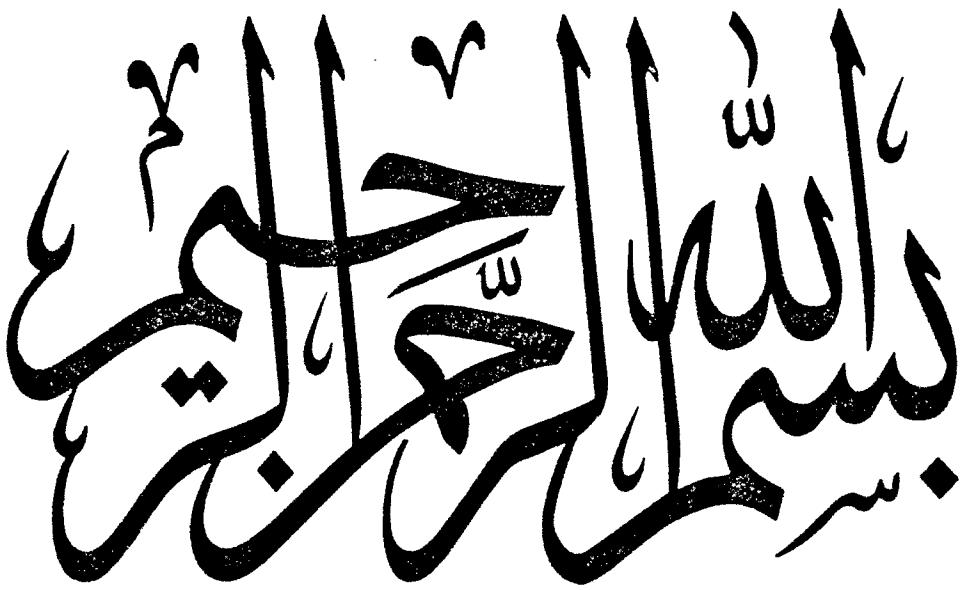



٤١٤.٤

دانشکده فنی و مهندسی

پایان‌نامه دوره کارشناسی‌ارشد رشته هوا فضا (گرایش مکانیک پرواز)

# طراحی کنترل کنندهٔ پروازی به روش تئوری اغتشاشات تکین

۱۳۸۱ /۵/ ۱۰

علی میرزائی کهق

سازمان اطلاعات و مدارک علمی ایران
شعبه مرکزی

استاد راهنما :
دکتر اسماعیل زاده خادم

زمستان ۱۳۸۰

۴۰۴۱۴

دانشگاه تربیت مدرس

# تاییدیه هیات داوران

آقای علی میرزایی کهق پایان‌نامه ۶ واحدی خود را با عنوان طراحی کنترل‌کننده پروازی به روش تئوری اغتشاشات تکین در تاریخ ۸۰/۱۲/۲۷ ارائه کردند. اعضای هیات داوران نسخه نهائی این پایان‌نامه را از نظر فرم و محتوی تایید و پذیرش آنرا برای تکمیل درجه کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک باگرایش هوافضا پیشنهاد می‌کنند.

| اعضای هیات داوران | نام و نام خانوادگی | امضاء |
|---|---|---|
| ۱ـ استاد راهنما : | آقای دکتر اسماعیل‌زاده‌خادم | |
| ۲ـ استاد مشاور : | ـــــ | |
| ۳ـ استادان ممتحن : | آقای دکتر مومنی | |
| | آقای دکتر مجد | |
| | آقای دکتر فرخی | |
| ۴ـ مدیر گروه : | آقای دکتر مسلمی | |
| (یا نمایندهٔ گروه تخصصی) | | |

این نسخه به عنوان نسخه نهایی پایان‌نامه /رساله مورد تایید است.

امضای استاد راهنما:

بسمه تعالی

# آیین‌نامهٔ چاپ پایان‌نامه (رساله)های دانشجویان دانشگاه تربیت مدرّس

نظر به اینکه چاپ و انتشار پایان‌نامه (رساله)های تحصیلی دانشجویان دانشگاه تربیت مدرّس، مبیّن بخشی از فعالیتهای علمی - پژوهشی دانشگاه است بنابراین به منظور آگاهی و رعایت حقوق دانشگاه، دانش‌آموختگان این دانشگاه نسبت به رعایت موارد ذیل متعهد می‌شوند:

مادّهٔ ۱ در صورت اقدام به چاپ پایان‌نامه (رساله)ی خود، مراتب را قبلاً به طور کتبی به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اطلاع دهد.

مادّهٔ ۲ در صفحهٔ سوم کتاب (پس از برگ شناسنامه)، عبارت ذیل را چاپ کند:

*«کتاب حاضر، حاصل پایان‌نامهٔ کارشناسی ارشد/رساله دکتری نگارنده در رشتهٔ هوافضا است که در سال ۱۳۸۰ در دانشکدهٔ فنی و مهندسی دانشگاه تربیت مدرّس به راهنمایی سرکار خانم/جناب آقای دکتر اسماعیل زاده خادم، مشاورهٔ سرکار خانم/جناب آقای دکتر ــــــ و مشاورهٔ سرکار خانم/جناب آقای دکتر ــــــ از آن دفاع شده است.»*

مادّهٔ ۳ به منظور جبران بخشی از هزینه‌های انتشارات دانشگاه، تعداد یک درصد شمارگان کتاب (در هر نوبت چاپ) را به «دفتر نشر آثار علمی» دانشگاه اهدا کند. دانشگاه می‌تواند مازاد نیاز خود را به نفع مرکز نشر در معرض فروش قرار دهد.

مادّهٔ ۴ در صورت عدم رعایت مادّهٔ ۳، ۵۰٪ بهای شمارگان چاپ‌شده را به عنوان خسارت به دانشگاه تربیت مدرّس، تأدیه کند.

مادّهٔ ۵ دانشجو تعهد و قبول می‌کند در صورت خودداری از پرداخت بهای خسارت، دانشگاه می‌تواند خسارت مذکور را از طریق مراجع قضایی مطالبه و وصول کند؛ به علاوه به دانشگاه حق می‌دهد به منظور استیفای حقوق خود، از طریق دادگاه، معادل وجه مذکور در مادّهٔ ۴ را از محلّ توقیف کتابهای عرضه‌شدهٔ نگارنده برای فروش، تأمین نماید.

مادّهٔ ۶ اینجانب علی میرزائی نهق دانشجوی رشته هوافضا مقطع کارشناسی ارشد تعهد فوق و ضمانت اجرایی آن را قبول کرده، به آن ملتزم می‌شوم.

نام و نام خانوادگی:

تاریخ و امضا:

تقدیم به:

خانوادهٔ عزیزم.

**تشکر و قدردانی:**

با حمد و سپاس پروردگار هستی از زحمات و راهنمائیهای صمیمانهٔ استاد ارجمند جناب آقای دکتر اسماعیل زادهٔ خادم کمال امتنان و تشکر را دارم.

## چکیده

در این پایان نامه طراحی کنترل کنندهٔ پروازی از نوع تناسبی- انتگرالی (P . I) با بهرهٔ بالا در سیستمهای غیر خطی چند متغیره با استفاده از پسخور خروجی، به روش تئوری اغتشاشات تکین مد نظر می باشد. با خطی کردن معادلات غیر خطی مدار بسته حول نقطهٔ کاری نامی فرم استاندارد اغتشاشات تکین را بدست آورده و از آنجا با تکیه بر مفاهیم و قضایای اغتشاشات تکین یک قانون کنترلی که شرایط پایداری و دنبال کنندگی همراه با مجزاسازی تقریبی را تامین کند، بدست می آوریم. برای ارزیابی رویهٔ پیشنهادی در طراحی کنترل کننده، توربولانس جوی را مدل سازی نموده و شبیه سازی شش درجه آزادی معادلات دینامیکی غیر خطی یک مدل کامل هواپیما را در بر خورد با این توربولانس مورد ارزیابی قرار می دهیم.



**کلمات کلیدی:**

تئوری اغتشاشات تکین - کنترل پسخور - شبیه سازی شش درجه آزادی - کنترل کنندهٔ پروازی - کنترل کنندهٔ تناسبی، انتگرالی - پایداری - دنبال کنندگی - مجزاسازی - توربولانس جوی

فهرست مطالب :


| عنوان | صفحه: |
|---|---|
| **چکیده و کلید واژه** | |
| **فصل اوّل - آشنایی با روش تئوری اغتشاشات تکین در کنترل** | |
| ۱ - ۱ - مقدمه | ۱ |
| ۱ - ۲ - تاریخچه | ٦ |
| ۱ - ۳ - مدل استاندارد اغتشاشات تکین | ۸ |
| ۱ - ٤ - خواص مقیاس زمانی مدل استاندارد اغتشاشات تکین | ۱۱ |
| ۱ - ٥ - روشهای تخصیص مقادیر ویژهٔ مجانبی در سیستمهای خطی چند متغیره | ۱۷ |
| ۱ - ٦ - تحلیل ماتریسهای توابع تبدیل سیستمهای خطی چند متغیره | ۲۳ |
| **فصل دوّم - طرحی کنترل کنندهٔ پروازی با پسخور خروجی** | |
| ۲ - ۱ - مقدمه | ۳۱ |
| ۲ - ۲ - پسخور بهره بالا | ۳۲ |
| ۲ -۳ - طراحی کنترلگرهای دنبال کننده با استفاده از پسخور بهره بالا | ۳۷ |
| ۲ - ٥ - طراحی کنترل کنندهٔ تناسبی- انتگرالی( P. I ) | ٥۰ |
| ۲-٥-۱ بدست آوردن فرم استاندارد اغتشاش تکین | ٥۲ |
| ۲-٥-۲ پیدا کردن بهره های کنترل $K_P$ و $K_I$ | ٥۹ |
| **فصل سوم ـ مدل سازی توربولانس جوی در برخورد با هواپیما** | |
| ۳-۱ مقدمه | ٦۱ |
| ۳-۲- تحلیل فیزیکی و ریاضی مدل توربولانس جوی | ٦۲ |
| ۳-۳- توابع چگالی طیفی توربولانس جوی | ٦٥ |
| ۳-٤- اثر توربولانس روی حرکت هواپیما | ۷۱ |

**فصل چهارم : شبیه سازی پروازی**

٤ – ١ – بدست آوردن معادلات دینامیک غیر خطی هواپیما ٨١

٤ – ٢ – طراحی کنترل کننده بر روی معادلات غیرخطی هواپیما ١٠٠

٤ – ٣ – شبیه سازی و نتایج آن ١٠٦

**نتایج و پیشنهادات** ١١٤

**فهرست منابع** ١١٥

**واژه نامهٔ انگلیسی به فارسی** ١٢٠

**ضمیمه** ١٢٣

**چکیدهٔ انگلیسی و کلید واژهٔ انگلیسی** ١٢٨

**عنوان انگلیسی** ١٢٩

# فصل اول:

# آشنایی با روش تئوری اغتشاشات

# تکین در کنترل

مرکز اطلاعات و مدارک علمی ایران

## ۱-۱- مقدمه

قبل از اینکه رویه های مختلف ساده سازی مثل روش تئوری اغتشاشات تکین به صورت تحلیلی مطرح شود، مهندسان با مطالعهٔ طبیعت سیستم پارامترهای کوچکی از قبیل چگالی، ثابت زمانی و بعضی ضرایب کوچک را حذف نموده و بدین طریق مرتبهٔ سیستم را کاهش می دادند.ساده سازی سیستمهای مختلف از قبیل سیستمهای مکانیکی یا کنترل هر کدام دارای خواص ویژهٔ مربوط به خود می باشند که به ذات و طبیعت آن سیستم بستگی دارد.

از اوایل قرن بیستم که روش تئوری اغتشاشات تکین مطرح گردید، بدلیل کارآمد بودن این روش در ساده سازی مدل سیستمها، علاقمندی استفاده از این روش در بین مهندسین گسترش روز افزون یافت.این تکنیک کاربردهای مفید و وسیعی در زمینه های مختلف از قبیل مدارها، شبکه ها، سیستمهای قدرت، الکترومگنتیک ها، دینامیک سیالات، ژئوفیزیک، اقیانوس شناسی، واکنشگر هسته ای، زیست شناسی و بوم شناسی دارد.

برای شروع بهتر است یک مسئله فیزیکی را برای نشان دادن چگونگی ساده سازی مسائل ریاضی مورد بررسی قرار داد. این مثال ساده را می‌توان حرکت یک موشک که مسیر حرکت آن در راستای شعاع خروجی زمین می باشد، در نظر گرفت. با فرض x(t) بعنوان ارتفاع موشک از سطح زمین و با استفاده از قانون دوم نیوتن معادله حرکت زیر را می‌توان بدست آورد.

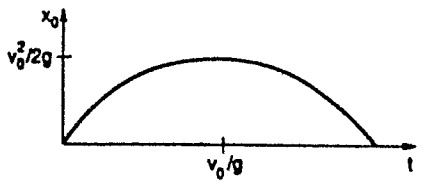
$$\frac{d^2x}{dt^2} = \frac{-gR^2}{(x+R)^2} \qquad t > 0 \qquad (۱)$$

که R شعاع زمین و g ثابت جاذبه می‌باشد. فرض بر این است که موشک با یک سرعت اولیه رو به بالاسطح زمین را ترک کرده باشد. بنابراین $x_0(0) = 0$ و $x_0'(0) = v_0$ ، که $v_0$ مثبت است. طبیعت غیر خطی معادلهٔ دیفرانسیل بالا نشان می‌دهد که حل فرم ـ بستهٔ آن مشکل بوده و بایستی روشی

برای ساده سازی آن پیدا کرد. برای این منظور اگر موشک از سطح زمین زیاد دور نشده باشد، $x$ نسبت به R کوچک بوده و می‌توان از مقدار آن در مخرج کسرِ سمت راست معادله چشم پوشی نموده و مخرج را با $R^2$ در صورت کسر ساده کرد. این مثال نمونه‌ای از بحثهایی است که اغلب در فیزیک مقدماتی یا متون ریاضی از آنها استفاده می‌شود. در این مورد $x \approx x_o$ بوده و به ازای $x_0(0)=0$ و $x_0'(0)=v_0$ ( شرایط اولیه ) ، $x_0''=-g$ می‌باشد. با حل این معادله ساده شده می توان نوشت:

$$x_0(t)=-\frac{1}{2}gt^2+x_0t \qquad (۲)$$

این حل از خطی کردن معادلهٔ (۱) و با در نظر گرفتن حرکت در میدان جاذبه‌ای یکنواخت بدست می‌آید.




**شکل (۱):** شماتیک حل $x_0(t)$ داده شده در (۲).

همانطور که از شکل (۱) ملاحظه می شود موشک در نقطهٔ $\frac{V_0^2}{2g}$ به حداکثر ارتفاع خود رسیده و در زمان $t = 2V_0/g$ به سطح زمین بر می‌گردد. مشکل این ساده سازی در این است که چگونگی تعیین مقدار خطاء در جواب تقریبی بدست آمده در (۲) مشخص نیست. که این امر مهمی است چرا که با وجود این خطاء می‌توان رفتار غیر خطی مسئله اصلی را در هر لحظه پیش بینی نمود.

برای ساده سازی بهتر در ابتدا مقیاس بندی متغیرها ضروری است. از اینرو با قرار دادن $\tau = \frac{t}{tc}$ و $y(t) = \frac{x(t)}{xc}$ که $t_c$ یک زمان مشخصه و $x_c$ یک مقدار مشخصه برای مسئله می باشد، می توان این عمل را انجام داد. انتخاب این مشخصه ها اختیاری بوده، ولی این انتخابها بایستی نمایانگر یک موقعیت خاص در مسئله باشند. با توجه به آنچه در شکل (۱) ملاحظه می شود و با در نظر گرفتن $t_c = \frac{V_0}{g}$ و $x_c = \frac{V_0^2}{g}$ مسئله به صورت زیر در می‌آید:

$$\frac{d^2y}{d\tau^2} = -\frac{1}{(1-\varepsilon y)^2} \quad , \quad \tau > 0 \qquad (۳)$$

که

$$y(0) = 0 \quad , \quad y'(0) = 1$$

دررابطهٔ (۳) پارامتر $\varepsilon = \frac{V_0^2}{Rg}$ بی بعد بوده و مقدارش مهم می‌باشد چرا که معیاری از چگونگی ارتفاع گرفتن موشک نسبت به شعاع زمین را بدست می‌دهد. از شکل (۱) می‌توان دید که $\frac{\varepsilon}{2}$ در معادلهٔ $x_0(t)$ برابر با نسبت ماکزیمم ارتفاع موشک به شعاع زمین می‌باشد.

با فرض R=4000mile و $\varepsilon \approx 1.5 \times 10^{-9}$ بدیهی است اگر $V_0$ کمتر از $10^3$ ft/s می باشد، بنابراین رابطه (۲) یک تقریب خوب و منطقی برای حل مسئله خواهد بود که می‌توان با تشکیل تقریب مرتبه اول در رابطهٔ (۲) این ادعا را ثابت نمود که این امر نیز با فرض وابستگی حل نسبت به $\varepsilon$ و با استفاده از بسط سری تیلور حول $\varepsilon = 0$ انجام می پذیرد. به عبارت دیگر برای $\varepsilon$ کوچک فرض می شود که :

$$y \sim y_0(\tau) + \varepsilon y_1(\tau) + \ldots. \qquad (٤)$$

نکته مهم این است که با این بسط کیفیت تقریب( $y_0$ )به جواب معادلهٔ (c) با پیداکردن $y_1$ مشخص می شود.بنابرین روش کاربرد تقریب مرتبهٔ اول ( $y_0$ ) و عامل تصحیح کنندهٔ آن ( $y_1$ ) مشکل نیست اما ابتدا نیاز به تعریف یک تقریب مجانبی روی یک اصول اساسی و منطقی هستیم که برای بررسی مشروحتر به مرجع [۱۶] ارجاع داده می شود.

اما در مهندسی کنترل یکی از مسائل مهم تئوری سیستمها و کنترل مدل سازی ریاضی یک سیستم فیزیکی می باشد. طرح مدل واقعی بیشتر سیستمها به معادلات دینامیکی مرتبهٔ بالا منجر می شود. ظاهر شدن بعضی از پارامترهای پارازیت مثل ثابتهای زمانی کوچک، اجرام، اینرسی جنبشی، مقاومتها، ضرایب القائی و خازنها باعث افزایش رتبه و بد رفتاری سیستمها می شوند. منظور از بد رفتاری بروز پدیدهٔ تند و کند بطور همزمان در یک سیستم می باشد که باعث افزایش مقیاسهای زمانی می شود.سیستمهایی که در آنها، حذف یک پارامتر کوچک باعث کاهش رتبه می شود، تحت عنوان سیستمهای اغتشاشی تکین نامیده می شوند.[ 4 ]

این روش در تحلیل سیستمها می‌تواند ضمن ساده سازی با در نظر گرفتن مدل اصلی در مورد لزوم، باعث برآورده شدن تابع معیار نیز شود. در این روش تحلیل، سیستم به دو ناحیهٔ مختلف لایهٔ خارجی و لایهٔ مرزی تقسیم می‌شود که در تحلیل ناحیهٔ لایهٔ خارجی از مدل کاهش مرتبه یافته سیستم استفاده می‌شود ولی در لایه مرزی به دلیل حساسیت و دقت بیشتر مدل مرتبهٔ کامل سیستم در نظر گرفته می‌شود. تقسیم فوق یک تقسیم زمانی یا مقیاسی می‌باشد و همواره سعی می‌شود که از مدل کاهش مرتبه یافته سیستم برای بیان رفتار سیستم در ناحیه‌ای که سیستم رفتار کندی را از خود نشان می‌دهد استفاده شود و رفتار گذاری سیستم با توجه به مدل مرتبهٔ کامل سیستم و به عبارت دیگر توسط تحلیل لایه مرزی بررسی شود. از آنجایی که در بسیاری از فرآیندها، رفتار گذرای سیستم چندان مورد توجه نبوده و رفتار حالت ماندگار و دائمی سیستم مورد نظر می‌باشد، لذا در بیشتر طراحی‌ها به پایداری مجانبی لایهٔ مرزی اکتفا می‌شود. با توجه به اینکه دینامیک تند سیستم فقط باعث تغییراتی در پاسخ سیستم حول پاسخ سیستم کاهش مرتبه یافته می‌شود، با پایداری مجانبی

بودن دینامیک تند، این تغییرات پس از مدتی به سرعت کاهش می‌یابند و در نهایت آنچه باقی می‌ماند پاسخ ماندگار و دائمی سیستم است که از مدل کاهش مرتبه یافته سیستم بدست می‌آید، آنچه که برای مهندسان کنترل مهم است سادگی بررسی سیستمهای با بعد زیاد می‌باشد که توسط تکنیک اغتشاش تکین می‌توانند با جدا سازی دامنهٔ فرکانسی سیستم به محدوده‌های تند و کند که به ترتیب مربوط به حالتهای تند و کند سیستم می‌باشند، محاسبات زیر سیستمهای تند و کند سیستم اولیه را کاهش دهند. به این ترتیب در فرکانسهای بالا فقط زیر سیستم تند و در فرکانسهای پایین زیر سیستم کند مورد بررسی قرار می‌گیرند. زما نی این سیستمها را اغتشاشی تکین می نامند که تنها با تغییر یک پارامتر مرتبه دینامیک سیستم (مرتبهٔ معادلات دیفرانسیل بیان کنندهٔ دینامیک سیستم) کاهش می‌یابد. از آنجا که دینامیک کلیه مدلهایی که برای سیستمهای گوناگون در نظر گرفته می‌شود همواره نسبت به دینامیک واقعی از مرتبهٔ کمتری برخوردار است و در عمل نیز این مدلها قابل قبول هستند لذا می‌توان انتظار داشت کاهش مرتبه‌ای که با استفاده از تئوری اغتشاش تکین نیز در سیستم حاصل می‌شود،دینامیک و مدل نسبتاً قابل قبولی را برای رفتارهای معمول سیستم ارائه کند و از این مدل بتوان در فرکانسهای پایین که فرکانسهای معمول سیستمهای کنترلی می‌باشند، استفاده مطلوب نمود. [54 , 2]