

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوس  
دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی برق - کنترل

طراحی خلبان خودکار برای یک پرنده هوا به زمین

توسط:

محمد جواد شیباسی

اساتید راهنما:

دکتر جعفر حیرانی نوبری

دکتر مهدی علیاری

زمستان ۱۳۹۱



## چکیده

جابجایی یک پرنده از نقطه‌ای به نقطه دیگر به دو مقوله الگوریتم هدایت و حلقه کنترل سامانه پرنده تفکیک می‌شود. خلبان خودکار، کنترل‌کننده حلقه کنترل به شمار می‌آید. معادلات دینامیکی سامانه حلقه باز، در دستگاه سرعتی بیان شده‌اند تا میزان تداخل کانال‌ها به حداقل برسد. نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک نیز با وجود تمام تداخلات بین کانال‌ها شناسایی شده‌اند تا دقت مدلسازی تا حد امکان افزایش یابد. در طراحی خلبان خودکار از روش سیستم‌های خودنوسان تطبیقی بهره برده شده است. در این روش به کمک یک عنصر غیرخطی (در اینجا رله با هیستریزیس)، یک متغیر حالت سیستم (در اینجا سرعت زاویه‌ای) وارد یک چرخه حدی با فرکانس نوسانات ثابت می‌شود. عملکرد رله مانند یک بهره متغیر است، در سیستم‌های خودنوسان تطبیقی تغییرات بهره رله نسبت به زمان به گونه‌ای صورت می‌پذیرد که سامانه حلقه بسته همواره در مرز ناپایداری قرار داشته باشد به همین دلیل بر این روش صفت تطبیقی را نهاده‌اند. به منظور توصیف رفتار رله از مفهومی به نام تابع توصیف بهره برده شده است. در مرحله اول کنترل‌کننده‌ای طراحی شده است که بتواند متغیر حالت را وارد یک چرخه حدی با فرکانس ثابت نماید. سپس با توسعه مفهوم تابع توصیف به تابع توصیف دو ورودی، حلقه خارجی سیستم که خروجی آن شتاب جانبی است تشکیل و در نهایت برای این حلقه نیز یک کنترل‌کننده تناسبی طراحی شده است تا بتواند رفتار مطلوب را در خروجی سیستم ایجاد نماید.

**کلمات کلیدی:** خلبان خودکار، سیستم‌های خودنوسان تطبیقی، تابع توصیف



## فهرست مطالب

فصل ۱	مقدمه	۱۳
۱-۱	انواع کنترل	۱۶
۲-۱	ملزومات خلبان خودکار	۱۷
۳-۱	ساختار پایان نامه	۱۷
فصل ۲	نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک	۱۹
۱-۲	مقدمه	۲۱
۲-۲	تعریف دستگاه‌های مختصات	۲۱
۱-۲-۲	دستگاه مختصات اینرسی	۲۱
۲-۲-۲	دستگاه مختصات بدنه	۲۱
۳-۲-۲	دستگاه مختصات آیرودینامیکی	۲۳
۴-۲-۲	دستگاه مختصات سرعتی	۲۳
۳-۲	چند تعریف آیرودینامیک	۲۵
۴-۲	شناسایی ضرایب آیرودینامیک پرنده	۲۷
۱-۴-۲	نرم افزار MD	۲۸
۲-۴-۲	نیروهای آیرودینامیک	۲۹
۳۰	شناسایی ضریب نیروی پسا	۳۰
۳۵	شناسایی ضریب نیروی برآ	۳۵
۳-۴-۲	گشتاورهای آیرودینامیک	۳۸
۳۹	شناسایی ضریب گشتاور غلت	۳۹
۴۲	شناسایی ضریب گشتاور فراز	۴۲
۴-۴-۲	گشتاورهای دینامیکی	۴۴
۴۵	شناسایی ضریب گشتاور دینامیکی فراز	۴۵
فصل ۳	خطی سازی معادلات حرکتی	۴۹
۱-۳	مقدمه	۵۱
۲-۳	معادلات شش درجه آزادی جسم پرنده	۵۱
۳-۳	ساده سازی معادلات شش درجه آزادی	۵۴
۴-۳	تابع تبدیل کانال فراز	۵۵
۵-۳	بررسی یک حالت خاص	۶۰
۶-۳	روند تغییرات توابع تبدیل سیستم با تغییر مآخ	۶۱
۱-۶-۳	تغییرات قطب	۶۱
۲-۶-۳	تغییرات صفر	۶۲

۶۲ ..... ۳-۶-۳- تغییرات بهره DC

۶۳ ..... ۳-۶-۴- پاسخ فرکانسی

#### فصل ۴ طراحی کنترل کننده به روش سیستم‌های خودنوسان تطبیقی..... ۶۵

۶۷ ..... ۴-۱- مقدمه

۶۷ ..... ۴-۲- شبه خطی سازی بهینه

۶۹ ..... ۴-۳- تابع توصیفی

۷۱ ..... ۴-۳-۱- چرخه حدی

۷۵ ..... ۴-۳-۲- تابع توصیف دو ورودی

۷۶ ..... ۴-۴- مبانی اولیه سیستم‌های خودنوسان تطبیقی

۷۷ ..... ۴-۴-۱- اصول اولیه

۷۸ ..... ۴-۴-۲- طراحی بر مبنای فرکانس نوسانات

۸۰ ..... ۴-۵- معادلات شش درجه آزادی جسم پرنده

۸۲ ..... ۴-۶- ساده سازی معادلات شش درجه آزادی

۸۳ ..... ۴-۷- تابع تبدیل کانال فراز

۸۸ ..... ۴-۸- بررسی یک حالت خاص

۸۹ ..... ۴-۹- روند تغییرات توابع تبدیل سیستم با تغییر ماخ

۹۰ ..... ۴-۹-۱- تغییرات قطب

۹۰ ..... ۴-۹-۲- تغییرات صفر

۹۱ ..... ۴-۹-۳- تغییرات بهره DC

۹۱ ..... ۴-۹-۴- پاسخ فرکانسی

#### فصل ۵ نتایج و پیشنهادها ..... ۹۳

۹۵ ..... ۵-۱- نتایج

۹۵ ..... ۵-۲- پیشنهادها

#### فصل ۶ پیوست ..... ۹۷

۹۹ ..... ۶-۱- اثبات قضایا

۹۹ ..... ۶-۱-۱- اثبات قضیه ۱

۱۰۰ ..... ۶-۱-۲- اثبات قضیه ۲

۱۰۱ ..... ۶-۲-۱- اثبات لم‌ها

۱۰۱ ..... ۶-۲-۱- اثبات لم ۱

۱۰۲ ..... ۶-۲-۲- اثبات لم ۲

۱۰۲ ..... ۶-۲-۳- اثبات لم ۳

۱۰۳ ..... ۶-۲-۴- اثبات لم ۴

---

١٠٥ .....	منابع و مراجع	فصل ٧
-----------	---------------	-------





## فهرست جدول‌ها

۲۸.....	جدول ۱- خروجی‌های نرم‌افزار MD
۲۹.....	جدول ۲- شرایط پروازی
۷۹.....	جدول ۳- خلاصه روند طراحی



## فهرست اشکال

- شکل ۱-۲ - شکل ظاهری موشک به همراه دستگاه مختصات بدنه ..... ۲۲
- شکل ۲-۲ - دستگاه مختصات بدنه و سرعتی ..... ۲۴
- شکل ۳-۲ - زاویه حمله و سرش جانبی مثبت ..... ۲۶
- شکل ۴-۲ - نیروی پسا الف) بر حسب ماخ در  $\alpha$  های مختلف ب) بر حسب  $\alpha$  در ماخ های مختلف ..... ۳۰
- شکل ۵-۲ - ضریب پسا الف) بر حسب ماخ در  $\alpha$  های مختلف ب) بر حسب  $\alpha$  در ماخ های مختلف ..... ۳۰
- شکل ۶-۲ - ضریب پسای جدید الف) بر حسب ماخ در زوایای حمله مختلف ب) بر حسب زاویه حمله در ماخ های مختلف ..... ۳۱
- شکل ۷-۲ - ضریب پسای جدید الف) بر حسب ماخ در زوایای سرش جانبی مختلف ب) بر حسب زاویه سرش جانبی در ماخ های مختلف ..... ۳۲
- شکل ۸-۲ -  $CD$  بر حسب  $\beta$  در  $\alpha$  های مختلف ( $Mach = 1.7$ ) ..... ۳۲
- شکل ۹-۲ - ضریب پسا الف) بر حسب ماخ در  $\delta E$  های مختلف ب) بر حسب  $\delta E$  در ماخ های مختلف ..... ۳۳
- شکل ۱۰-۲ - مقایسه ضریب پسای واقعی و تخمین زده شده در یک شرایط پروازی مشخص ..... ۳۵
- شکل ۱۱-۲ - ضریب نیروی برآ الف) بر حسب ماخ در زوایای حمله مختلف ب) بر حسب زاویه حمله در ماخ های مختلف ..... ۳۵
- شکل ۱۲-۲ - اثرات تداخلی تغییرات زاویه سرش جانبی بر ضریب نیروی برآ در یک ماخ و زاویه حمله ثابت ..... ۳۶
- شکل ۱۳-۲ - نیروی برآ الف) بر حسب ماخ در  $\delta E$  های مختلف ب) بر حسب  $\delta E$  در ماخ های مختلف ..... ۳۷
- شکل ۱۴-۲ - مقایسه ضریب برآ واقعی و تخمین زده شده در یک شرایط پروازی مشخص ..... ۳۸
- شکل ۱۵-۲ - ضریب گشتاور غلت الف) بر حسب ماخ در  $\delta A$  های مختلف ب) بر حسب  $\delta A$  در ماخ های مختلف ..... ۳۹
- شکل ۱۶-۲ - وابستگی ضریب گشتاور غلت به زوایای حمله و سرش جانبی ..... ۴۰
- شکل ۱۷-۲ - اثرات تداخلی زاویه حمله و بالک کنترلی Rudder بر گشتاور غلت ..... ۴۱
- شکل ۱۸-۲ - مقایسه ضریب غلت واقعی و تخمین زده شده در یک شرایط پروازی مشخص ..... ۴۲
- شکل ۱۹-۲ - ضریب گشتاور فراز الف) بر حسب ماخ در  $\alpha$  های مختلف ب) بر حسب  $\alpha$  در ماخ های مختلف ..... ۴۲
- شکل ۲۰-۲ - ضریب گشتاور فراز الف) بر حسب ماخ در  $\delta E$  های مختلف ب) بر حسب  $\delta E$  در ماخ های مختلف ..... ۴۳
- شکل ۲۱-۲ - مقایسه ضریب گشتاور فراز واقعی و تخمین زده شده در یک شرایط پروازی مشخص ..... ۴۴
- شکل ۲۲-۲ - ضریب گشتاور دینامیکی فراز الف) بر حسب ماخ در زوایای حمله مختلف ب) بر حسب زاویه حمله در ماخ های مختلف ..... ۴۵
- شکل ۲۳-۲ - مقایسه ضریب گشتاور دینامیکی فراز واقعی و تخمین زده شده در یک شرایط پروازی مشخص ..... ۴۷
- شکل ۱-۳ - مقایسه اندازه زیر عبارتهای ضریب نیروی برآی کانال فراز ..... ۵۵
- شکل ۲-۳ - مقایسه اندازه زیر عبارتهای ضریب گشتاور فراز ..... ۵۶
- شکل ۳-۳ - مقایسه اثرگذاری زیر عبارتهای ضریب گشتاور دینامیکی فراز ..... ۵۶
- شکل ۴-۳ - دیاگرام بلوکی کانال فراز موشک ..... ۵۸
- شکل ۵-۳ - مقایسه پاسخ پله سیستم حلقه باز الف) از بالک Elevator به شتاب جانبی ب) از بالک Elevator به  $q$  ..... ۶۱
- شکل ۶-۳ - نمودار مکان ریشه قطبهای حلقه باز تابع تبدیل کانال فراز بر حسب سرعت ..... ۶۱
- شکل ۷-۳ - نمودار تغییر مکان صفرهای حلقه باز تابع تبدیل  $g11s$  و  $g21s$  کانال فراز نسبت به سرعت ..... ۶۲
- شکل ۸-۳ - اختلاف بهره DC برای تابع تبدیل  $g11$  و  $g21$  ..... ۶۳

- شکل ۹-۳- نمودار بود تابع تبدیل  $g11s$  به ازای تغییرات سرعت در بازه ۳۰۰ تا ۷۰۰..... ۶۴
- شکل ۱۰-۳- نمودار بود تابع تبدیل  $g21s$  به ازای تغییرات سرعت در بازه ۳۰۰ تا ۷۰۰..... ۶۴
- شکل ۱-۴- سیکل حدی پایدار، ناپایدار و شبه پایدار..... ۷۲
- شکل ۲-۴- سیستم فیدبک‌دار دارای ترم خطی  $G$  و ترم غیرخطی  $N$ ..... ۷۳
- شکل ۳-۴- تقاطع منحنی‌های  $g_j\omega$  و  $-1\eta a, \omega$ ..... ۷۴
- شکل ۴-۴- سیستم چرخه حدی..... ۷۵
- شکل ۵-۴- یک ورودی و خروجی نمونه از سیستم چرخه حدی [16]..... ۷۵
- شکل ۶-۴- سیستم متشکل از یک رله ایده‌آل و یک سیستم خطی با تابع تبدیل  $G$  و بهره متغیر با زمان  $k$ ..... ۷۷
- شکل ۷-۴- ساختار کنترلی رله‌دار همراه با جبران‌ساز  $GCS$ ..... ۷۸
- شکل ۸-۴- مقایسه اندازه زیر عبارتهای ضریب نیروی برای کانال فراز..... ۸۴
- شکل ۹-۴- مقایسه اندازه زیر عبارتهای ضریب گشتاور فراز..... ۸۴
- شکل ۱۰-۴- مقایسه اثرگذاری زیر عبارتهای ضریب گشتاور دینامیکی فراز..... ۸۵
- شکل ۱۱-۴- دیاگرام بلوکی کانال فراز موشک..... ۸۶
- شکل ۱۲-۴- مقایسه پاسخ پله سیستم حلقه باز الف) از بالک Elevator به شتاب جانبی ب) از بالک Elevator به  $q$ ..... ۸۹
- شکل ۱۳-۴- نمودار مکان ریشه قطب‌های حلقه باز تابع تبدیل کانال فراز بر حسب سرعت..... ۹۰
- شکل ۱۴-۴- نمودار تغییر مکان صفرهای حلقه باز تابع تبدیل  $g11s$  و  $g21s$  کانال فراز نسبت به سرعت..... ۹۰
- شکل ۱۵-۴- اختلاف بهره DC برای تابع تبدیل  $g11$  و  $g21$ ..... ۹۱
- شکل ۱۶-۴- نمودار بود تابع تبدیل  $g11s$  به ازای تغییرات سرعت در بازه ۳۰۰ تا ۷۰۰..... ۹۲
- شکل ۱۷-۴- نمودار بود تابع تبدیل  $g21s$  به ازای تغییرات سرعت در بازه ۳۰۰ تا ۷۰۰..... ۹۲

## فصل ۱ مقدمه

---

- ✓ انواع کنترل
- ✓ ملزومات خلبان خودکار
- ✓ ساختار پایان نامه



سامانه کنترل یک موشک از سه قسمت اصلی تشکیل شده است: یک کنترل کننده که اصطلاحاً خلبان خودکار<sup>۱</sup> هم گفته می شود، حسگرهایی جهت فیدبک به کنترل کننده و عملگرهایی جهت اعمال سیگنال کنترلی به بالکهای موشک. وظیفه سامانه کنترل ردیابی دستوراتی است که از کامپیوتر هدایت می آید (شکل ۱-۱). این دستورات معمولاً از نوع شتاب جانبی هستند. وظیفه خلبان خودکار این است که شتابهای جانبی بدنه را با اندکی تاخیر (این تاخیر به علت ویژگیهای بدنه و حسگرها، همیشه وجود دارد) برابر شتاب محاسبه شده توسط کامپیوتر هدایت کند. از آنجا که برای هر سه کانال فراز<sup>۲</sup>، سمت<sup>۳</sup> و غلت<sup>۴</sup> کنترل کننده نیاز است، بنابراین خلبان خودکار از سه بخش تشکیل شده است. معمولاً کنترل کنندههای کانالهای فراز و سمت مشابه یکدیگر بوده و کار ردیابی را انجام می دهند و کنترل کننده کانال غلت کار رگولاسیون را می کند.

روشهای گوناگونی برای طراحی خلبان خودکار ارائه شده است، از روشهای خطی نظیر جایابی قطب<sup>۵</sup> [1]، [2] یا کنترل کننده PID [3]، [4] گرفته تا روشهای غیرخطی مثل کنترل گام به عقب<sup>۶</sup> [5] یا خطی سازی فیدبک<sup>۷</sup> [6]. این گستره به اینجا محدود نمانده و حتی پای سیستمهای هوشمند نیز به طراحی خلبان خودکار باز شده است. استفاده از منطق فازی<sup>۸</sup> [7]، [8]، [9]، الگوریتم ژنتیک<sup>۹</sup> [10] و شبکههای عصبی<sup>۱۰</sup> [11] نشان از حضور پر رنگ این دسته از کنترل کنندهها برای کاربرد خلبان خودکار است.

---

<sup>۱</sup> Autopilot

<sup>۲</sup> Pitch

<sup>۳</sup> Yaw

<sup>۴</sup> Roll

<sup>۵</sup> Pole Placement

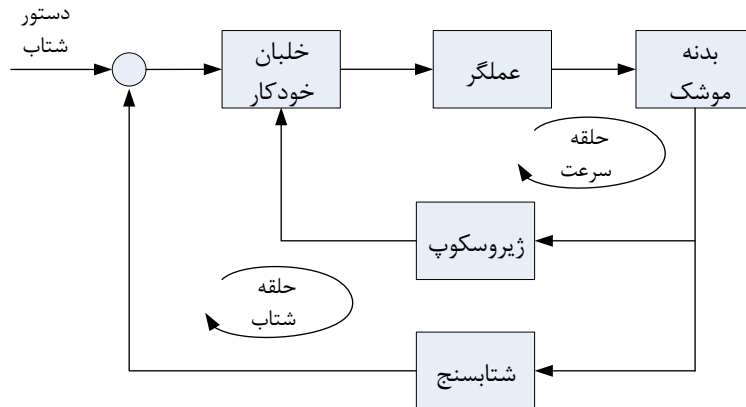
<sup>۶</sup> Back Stepping

<sup>۷</sup> Feedback Linearization

<sup>۸</sup> Fuzzy Logic

<sup>۹</sup> Genetic Algorithm

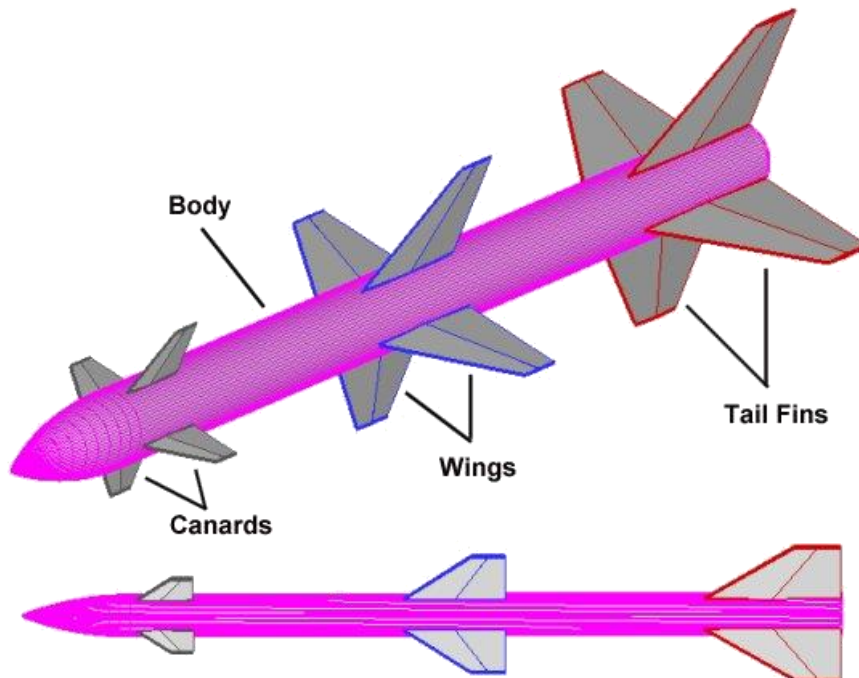
<sup>۱۰</sup> Neural Networks



شکل ۱-۱- نمایش دو حلقه سرعت و شتاب در سامانه کنترل [12]

## ۱-۱- انواع کنترل

سه نوع کنترل آیرودینامیک برای موشک وجود دارد: کنترل بوسیله کانارد<sup>۱</sup>، کنترل بوسیله بال که نزدیک گرانیگاه موشک قرار گرفته است و کنترل بوسیله دم که عقب موشک قرار گرفته‌اند. شکل ۱-۲ این سه نوع کنترل را نشان می‌دهد. نکته مهم در مورد کنترل بوسیله دم این است که فرمان اعمالی قرینه فرمان گرفته شده از رایانه هدایت است. مثلاً اگر حرکت بالارونده مدنظر باشد، کنترل‌کننده، دم موشک را به پایین می‌چرخاند تا زاویه حمله مثبت ایجاد شود، زاویه حمله مثبت باعث ایجاد نیروی بالابرنده شده و فرمان گرفته شده اجرا می‌شود.



شکل ۱-۲- نمایش موشک به همراه سه نوع روش کنترل آیرودینامیکی

<sup>۱</sup> Canard



## ۱-۲- ملزومات خلبان خودکار

پاسخ سریع و البته با خطای کمینه، پایداری و مقاوم بودن از ملزومات اصلی خلبان خودکار هستند. وقتی به خلبان خودکار فرمان داده می‌شود تا موشک به مانور مشخصی برسد، برای حرکت دادن بالک‌ها در مقابل نیروهای مقاوم، مثل گشتاور مقاوم آیرودینامیکی و لختی بالک، زمانی طول می‌کشد. همچنین از زمان فرمان تا ایجاد زاویه حمله نیز زمان معینی طول می‌کشد. این زمان‌ها مشخص‌کننده قابلیت‌های خلبان خودکار برای دستیابی به پاسخ سریع می‌باشند.

از ملزومات مهم دیگر خلبان خودکار تامین پایداریست، که معنی آن قابلیت برگشتن به شرایط تعادل پس از تحمل یک اغتشاش می‌باشد. این مساله روی سیستم آیرودینامیک محدودیتی نمی‌گذارد بلکه خلبان خودکار را ملزم به داشتن حلقه‌های فیدبک کافی برای دستیابی به پایداری آیرودینامیک می‌کند. در واقع موشک‌های با استاندارد بالا ترجیحاً باید پایداری آیرودینامیکی استاتیکی و خنثی داشته باشند تا با وجود خلبان خودکار که نقش تنظیم‌کننده دقت بالا حول نقاط کار را در پایداری فراهم می‌کند، موشک مانور آسانتری داشته باشد. لذا معمولاً از خلبان خودکار به عنوان پایدارساز محلی سیستم نیز نام برده می‌شود.

مشخصه دیگری که خلبان خودکار لازم است دارا باشد، مقاومت است، مقاوم بودن خلبان خودکار به این معنی است که در بازه وسیعی از نقاط کار پایداری سیستم را حفظ کند. خلبان خودکار باید در مقابل تغییرات پارامترهای آیرودینامیکی، در یک بازه وسیعی مقاوم باشد و به نواحی نامطلوب نرود. برای مثال با مصرف سوخت، گرانیگاه حرکت می‌کند. همچنین تغییرات سرعت و ارتفاع از عوامل تغییر دهنده مشخصات آیرودینامیکی هستند.

## ۱-۳- ساختار پایان‌نامه

در این پایان‌نامه به طراحی یک خلبان خودکار به کمک سیستم‌های خود نوسان تطبیقی<sup>۱</sup> پرداخته خواهد شد. این سیستم‌ها با توجه به خاصیت تطبیقی ذاتی که در خود دارند بسیار مورد توجه قرار گرفته‌اند. تطبیقی بودن این سیستم‌ها کمک می‌کند تا در محدوده وسیعی از تغییرات پارامتر بتوان کنترل مطلوب و مناسب را انجام داد.

فصل دوم به شناسایی نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک وارد بر پرنده اختصاص داده شده است. به دلیل در اختیار نبودن مدلی مناسب و دقیق از پرنده، ناگزیر به انجام عملیات شناسایی شده‌ایم. این شناسایی با داده‌های به دست آمده از نرم‌افزار MD صورت پذیرفته است.

<sup>۱</sup> Self-Oscillating Adaptive Systems

با توجه به ویژگی‌های موشک مورد بررسی و وجود برخی از تقارن‌ها در ساختمان آن، معادلات دینامیکی سیستم تا حدود بسیار زیادی قابل ساده شدن هستند. همچنین ضرایب شناسایی شده در فصل دوم با وجود تداخلات کانال‌های مختلف، می‌توانند به صورت ساده‌تری بیان شوند. این مسائل موضوع بحث فصل سوم خواهد بود. در این فصل نهایتاً معادلاتی خطی برای سیستم به دست خواهد آمد.

طراحی کنترل‌کننده در فصل پنجم صورت پذیرفته است. پیش از طراحی، مقدماتی درباره شبه‌خطی سازی<sup>۱</sup>، تابع توصیفی و سیستم‌های خود نوسان تطبیقی بیان می‌شود که برای طی کردن روند طراحی آشنایی با آن‌ها لازم است. در انتهای این فصل مراحل مختلف طراحی کنترل‌کننده شبه‌سازی می‌شود.

---

<sup>۱</sup> Quasi Linearization

## فصل ۲ نیروها و گشتاورهای آیرودینامیک

---

- ✓ مقدمه
- ✓ تعریف دستگاه‌های مختصات
- ✓ چند تعریف آیرودینامیک
- ✓ شناسایی ضرایب آیرودینامیک پرنده

