
بسم الله الرحمن الرحيم
الحمد لله رب العالمين الرحمن الرحيم مالك يوم الدين
اياك نعبد واياك نستعين اهدنا الصراط المستقيم
صراط الذين انعمت عليهم غير المغضوب عليهم ولا الضالين

دانشکده برق و رباتیک

گروه کنترل

ردیابی هدف با مانور زیاد و غیرخطی با استفاده از حداقل میانگین مربعات کرنلی

دانشجو: زینت مظلومی

استاد راهنما:

دکتر حیدر طوسیان شاندیز

استاد مشاور:

دکتر علی اکبرزاده کلات

پایان‌نامه ارشد جهت اخذ درجه کارشناسی ارشد

ماه و سال انتشار: بهمن ۱۳۹۰

تقدیم به تبسم سبز خدا، مادر مهربانم

تقدیم به تبلور عینی اخلاص، پدر عزیزم

تقدیر و تشکر

در دایره‌ای که آمدن و رفتن ماست — او را نه بدایت نه نهایت پیداست
کس می نزند دمی در این معنی راست — کاین آمدن از کجا و رفتن به کجاست

اسرار ازل را نه تو دانی نه من — وین حرف معمّا نه تو خوانی و نه من
هست از پس پرده گفتگوی من و تو — چون پرده برافتاد نه تو مانی و نه من

آنان که محیط فضل و آداب شدند — در جمع کمال شمع اصحاب شدند
ره زین شب تاریک نبردند برون — گفتند فسانه‌ای و در خواب شدند

خیام

با سپاس و شکر پروردگار مهربانم که هر آنچه در امروز دارم از لطف بی منتهایش است و هر آنچه در فرداها به انتظارش می نشینم امید به رحمت و کرم والای اوست و سپاسگذاری می کنم از پدر و مادر عزیزم که لحظه لحظه زندگیم را مدیون فداکاری و از خودگذشتگی آنها هستم.

از اساتید بزرگوارم جناب آقای دکتر حیدر طوسیان شاندیز و جناب آقای دکتر علی اکبرزاده کلات که قبول زحمت فرمودند و راهنمایی و مشاوره این پایان نامه را متقبل شدند، کمال تشکر و سپاس را دارم.

از جناب آقای دکتر سید حسین ساداتی که از راهنمائی های علمی ارزنده ایشان کمال بهره را بردم، صمیمانه تشکر و قدردانی می نمایم.

در نهایت از آقای مهندس امیر حسن نیا و از تمامی دوستانی که به هر نحوی در به ثمر رسیدن این پایان نامه نقشی داشته اند، کمال تشکر و قدردانی را دارم.

چکیده

الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی یکی از روش‌های هوشمند می‌باشد که در این پایان‌نامه برای کنترل سیستم هدایت هواپیما مورد توجه قرار گرفته است. استفاده از تئوری کرنل در الگوریتم حداقل میانگین مربعات، فهم این الگوریتم را با دیدگاه آموزش ماشین بهبود می‌بخشد. این الگوریتم می‌تواند تحولی در آموزش شبکه عصبی پایه شعاعی ایجاد کند. تاکنون برای آموزش شبکه عصبی با تابع پایه شعاعی، مراکز کرنل و اعداد آن‌ها با یک الگوریتم پیچیده و غیرمستدل انتخاب می‌گردید؛ در صورتی‌که با الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی می‌توان مراکز شبکه و تعداد آن‌ها را به صورت خودکار تعیین کرد و نیازی به مجموعه از قبل آموزش داده شده وجود ندارد. در واقع این الگوریتم مانند یک شبکه عصبی توسعه یافته ساده با تابع پایه شعاعی عمل می‌کند. در ضمن برای بهبود عملکرد الگوریتم از یک تکنیک تطبیقی برای به‌روز کردن اندازه تابع کرنل استفاده شده است. در نهایت کارایی الگوریتم پیشنهادی با شبیه‌سازی یک هواپیمای جنگنده F-18 جهت ردیابی یک مانور نمونه ارزیابی شده است.

کلمات کلیدی: کنترل هوشمند، هواپیمای جنگنده F-18، ردیابی، الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی، شبکه عصبی پایه شعاعی، مانور غیرخطی.

لیست مقالات مستخرج

Mazloomi Z., Tusian.Sh H. (2012) " Kernel Least Mean Square Algorithm in Control of Nonlinear Systems" 7th IEEE Conf on industrial electeronics and application (ICIEA 2012), Singapore.

فهرست مطالب

فهرست شکل‌ها

فهرست جدول‌ها

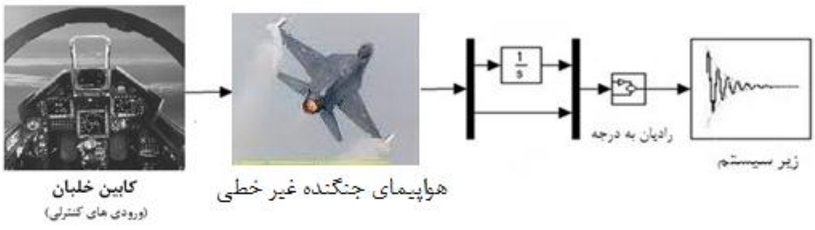
فصل اول

مقدمه

۱-۱- مقدمه

با پیشرفت فن‌آوری در دنیای امروز، نیاز به سیستم‌های هوشمند[1] و مستقل از کاربر در بسیاری از کاربردهای امنیتی، صنعتی، حمل و نقل، رباتیک و نیاز به سیستم‌های کنترل با دقت، سرعت و قابلیت بیشتر، بیش از پیش به چشم می‌خورد. مسئله هدایت[2] و کنترل سیستم پرنده جهت ردیابی مانور مطلوب یکی از مسائل مهم در دنیای امروز، از جمله در سیستم‌های دفاعی است. اگر هواپیمایی که در حالت پرواز دائم[3] و مستقیم الخط[4] قرار دارد بخواهد مانور از انواع مختلف انجام دهد، به دلایلی مانند ناپایداری، عدم قطعیت مدل و اختلالات، انجام مانور بدون کمک یک کنترل‌کننده (جبران‌کننده) و فقط با تنظیم مستقیم ورودی‌هایی مانند زوایای شهپر و سکان و بالابر ممکن نیست. بنابراین لازم است تا کنترل‌کننده‌ای در یک حلقه بسته، خطای بین ورودی‌های مبنا (خروجی‌های مطلوب) و خروجی‌های سیستم (خروجی‌های واقعی) را که همان هواپیماست، مورد پردازش قرار دهد و ورودی‌های کنترلی[5] مناسبی برای سیستم تولید و به آن اعمال نماید. در واقع ورودی مبنا همان مانوری است که قرار است توسط هواپیما انجام شود. می‌توان مسیر حرکت را به عنوان یک ورودی مرجع[6] مطلوب به یک سیستم پرنده اعمال کرد و سپس با یک روش مناسب به طراحی کنترل‌کننده برای رسیدن به مسیر مطلوب پرداخت. ساختار سیستم کنترلی کل، همان حلقه بسته استاندارد است که در شکل (۱-۱) نمایش داده شده است و هواپیما در آن نقش سیستم تحت کنترل را دارد. اولین بلوک بخش هدایت و کنترل را نشان می‌دهد.

1-Intelligent
2-Guidance
3-Steady state flight
4-Rectilinear
5-Control Inputs
6-Reference Input



شکل(۱-۱) ساختار سیستم کنترل حلقه بسته یک هواپیما

هدف این تحقیق بررسی طراحی یک کنترل‌کننده با روش هوشمند بر اساس حداقل میانگین مربعات کرنلی برای ردیابی مسیر مطلوب با فرض در اختیار داشتن پارامترهای مسیر مرجع (مانور) است. لازم به ذکر است که محاسبه این پارامترها در بحث هدایت قرار می‌گیرد.

۱-۲- مروری بر تحقیقات پیشین

- در سال ۲۰۱۰، کین و همکاران یک روش ترکیبی کنترلی گام به عقب تطبیقی[1] و حالت لغزشی جهت ردیابی چند نمونه از ابرمانورها[2] در یک F-16 ارائه نمودند. این روش ترکیبی به خوبی لرزش‌های خروجی را حذف نموده و دقت ردیابی را بالا می‌برد [۱].
- در سال ۲۰۰۹، یک روش گام به عقب تطبیقی بر اساس تابع لیاپانوف برای ردیابی مانور مطلوب و تضمین پایداری در هواپیماهای جنگنده مدرن توسط یوره ارائه شد [۲].
- در سال ۲۰۰۸، یک سیستم کنترل غیرخطی برای اجرای مانورهای سریع در یک هواپیمای رزمی بدون سرنشین (UCAV)[3]، ارائه شد. در این تحقیق مانورهای پیچیده به مانورهای ساده‌تر (پایه)[4] تجزیه شد. سپس برای کنترل هر مانور از رهیافت کنترل حلقه داخلی، خارجی به همراه کنترل-

1-Adaptive Back Stepping
2-Super Maneuver
3-Unmanned Combat Air Vehicle
4-Basis

کننده حالت لغزشی مرتبه بالا[1] استفاده شد. این دیدگاه یک سیستم کنترلی مقاوم را جهت ردیابی مانورهای مطلوب فراهم می‌آورد [۳].

- در سال ۲۰۰۵ یک نمونه دیگر در زمینه شبیه‌سازی و کنترل مانورهای پروازی جنگنده‌ها توسط آقایان کریمی و پورتاکدوست انجام شد. در این تحقیق ابتدا ابرمانورها به ساده‌ترین شکل ممکن (مانورهای پایه) مدل‌سازی شد و سپس با در نظر گرفتن محدودیت‌های ایرودینامیکی، مانور انجام شده و رفتار هواپیما در طول مانور بررسی شد [۴].
- در سال ۲۰۰۴ یک سیستم کنترل جهت ردیابی یک مانور ایروباتیک[2] ارائه شد. در این مقاله ابتدا برای یک مدل از هواپیما با در نظر گرفتن آن به شکل جرم نقطه‌ای[3]، با استفاده از نظریه کنترل بهینه کمترین زمان و کمترین شعاع مسیر حرکت و ورودی‌های کنترلی برای یک مانور خاص محاسبه شد [۵].
- در سال ۲۰۰۱ یک نمونه دیگر قابل توجه کنترل یک سیستم پرنده برای ردیابی مانور هربست ارائه شد. در این نمونه از یک شبکه عصبی با تابع پایه شعاعی[4] توسعه یافته برای کنترل که در آن علاوه بر بردار وزن‌ها، سایر پارامترها از جمله مراکز و پهنای تابع گوسین به‌روز می‌شود استفاده شد. این رهیافت باعث کم شدن خطای ردیابی و تضمین پایداری می‌شود [۶].

۱-۳- ساختار پایان نامه

مطالب این پایان‌نامه پس از فصل مقدمه در قالب فصول زیر ارائه می‌گردد: در فصل دوم به توضیح مفاهیم و کلیات مرتبط با ردیابی پرداخته می‌شود. در این فصل ابتدا مفهوم هدایت و ردیابی بررسی می‌گردد. سپس به توصیف چند مانور معمول در هواپیماهای جنگنده پرداخته می‌شود. در نهایت اجزای مختلف یک سیستم

1-High Order Sliding Mode
2-Aerobatic
3-Mass point
4-Radial Basis Function

کنترلی در هواپیما ارائه می‌گردد. فصل سوم مفاهیم شبکه عصبی با تابع پایه شعاعی و سپس نظریه سیستم کنترل پیشنهادی بر اساس حداقل میانگین مربعات کرنلی جهت ردیابی مانور مطلوب را بیان می‌دارد. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها در فصل چهارم ارائه می‌گردد. فصل پنجم به نتیجه‌گیری و پیشنهادات اختصاص داده شده است. در نهایت مدل هواپیما و معادلات ایرودینامیک حاکم بر حرکت از مراجع مختلف اقتباس شده و در پیوست آمده است.

فصل دوم

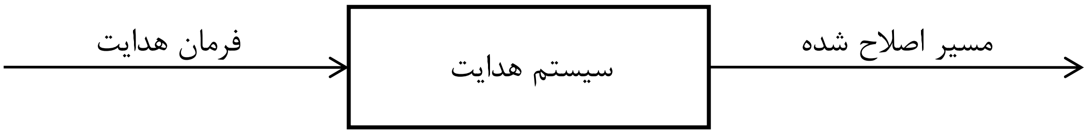
روش‌های ردیابی با تکیه بر حداقل میانگین مربعات کرنلی

۲-۱- مقدمه

در صنعت هواپیماسازی یکی از مسائل مهم، سیستم‌های ناوبری[1] هوشمند است. این سیستم‌ها که به طور کلی با عنوان "خلبان خودکار"[2] از آنها یاد می‌شود این توانایی را دارند که به طور خودکار کنترل و هدایت یک هواپیما را بر عهده بگیرند. کنترل هوشمند سیستم هدایت هواپیما با توجه به مسیر حرکت مطلوب شامل بخش‌های مختلف کنترلی از قبیل کنترل زاویه حمله[3]، کنترل زاویه پرواز[4]، کنترل ارتفاع[5]، کنترل زاویه پیچ[6] و غیره می‌باشد. در این فصل لازم است مفاهیم اولیه‌ای مانند سیستم هدایت و کنترل، اجزای کنترلی هواپیما را بیان نمود تا دانش مورد نیاز جهت ارائه روش کنترل یک هواپیما فراهم آید.

۲-۲- ردیابی

منظور از ردیابی، تعقیب مناسب یک مسیر حرکت مطلوب توسط سیستم رهگیر (سیستم تحت کنترل) است. سیستم رهگیر می‌تواند یک هواپیما یا یک ربات باشد. لازم است برای رسیدن به مسیر حرکت مطلوب از قوانین کنترل و هدایت استفاده کرد. در واقع در یک سیستم هدایت فرامین لازم جهت اصلاح مسیر به سیستم داده می‌شود و سیستم مسیر هواپیما را در راستای مسیر مورد نظر اصلاح می‌کند.



شکل (۲-۱) سیستم هدایت یک هواپیما

1-Navigation
2-Autopilot
3-Angle of Attack
4-Flight angle
5-Altitude
6-Pitch angle

مسیر موردنظر می‌تواند یک مسیر خطی و مستقیم و یا یک مسیر غیرخطی باشد. میزان غیرخطی بودن مسیر مطلوب را نوع مانور تعیین می‌کند. منظور از مانور مسیر حرکتی است که سیستم را در وضعیت نامعمول قرار می‌دهد. این وضعیت نامعمول می‌تواند ناشی از تغییر ناگهانی در آهنگ سرعت، جهت حرکت و... باشد.

قبل از ارائه روش کنترل سیستم ردیاب پرنده (مانند یک جنگ افزار نظامی) جهت ردیابی مسیر مطلوب لازم است مفاهیم اولیه‌ای بیان شود.

هر متحرک در فضا مانند هواپیما ۶ درجه آزادی[۱] دارد که ۳ حرکت خطی و ۳ حرکت دورانی است [۷].

برای مشخص نمودن حرکت دورانی متحرک در فضا از ۳ محور عمود بر هم استفاده می‌شود که عبارتند از: محور عمودی[۲]، محور اوج[۳] یا محور عرضی (سمتی) و محور غلتش یا طولی[۴] که می‌توان این محورها را در شکل (۲-۲) مشاهده نمود.

- محور عمودی

محور عمود بر دو محور رول و پیچ است و دوران متحرک حول این محور قائم را دوران یاو گویند.

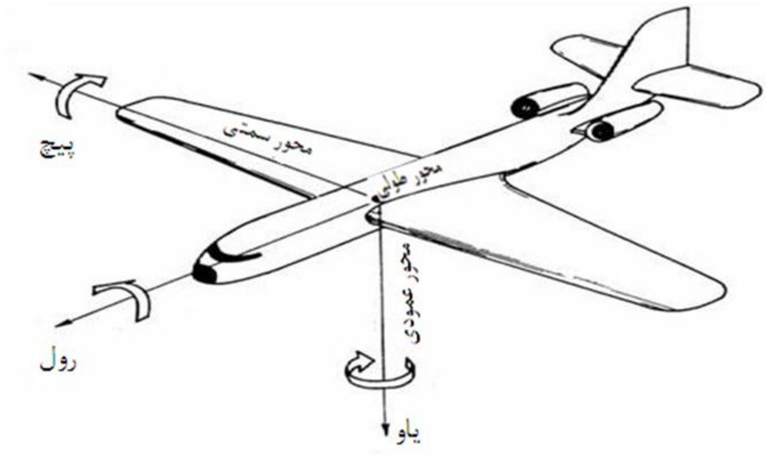
- محور اوج

محور عرضی یا جنبی را محور پیچ گویند و حرکت پیچ، دوران متحرک حول محور عرضی خودش است که محوری افقی است و عمود بر محور طولی می‌باشد.

- محور غلتش

محور طولی یا محور جلو – عقب را محور رول می‌نامند و حرکت رول یعنی دوران متحرک حول محور طولی خودش.

1-Degree of Freedom
2-Yaw axis
3-Pitch axis
4-Roll axis



شکل (۲-۲) محورهای حرکت هواپیما

۲-۳- حرکت با مانور

اغلب ساختمان فیزیکی یک هواپیما تعیین می‌کند که چقدر مانورپذیر است [۷]. به عنوان مثال بال‌های مثلثی‌شکل یا دلتاشکل یکی از طرح‌های خاص آیرودینامیکی برای بال هواپیما هستند که در میزان مانورپذیری یک هواپیما موثر است. در واقع سطح زیاد بال در مقایسه با بال‌های به عقب برگشته معمولی باعث کاهش بارگذاری روی واحد مساحت بال می‌گردد. این عامل در افزایش مانورپذیری و انجام حرکات ایروباتیک هواپیما نقش اساسی دارد. ساختار دماغه[۱] و دم[۲] هواپیما هم در مانورپذیری دخیل است.

در مواردی میزان مانور یک هواپیما رابطه مستقیمی با مقدار زاویه حمله دارد. زاویه حمله، زاویه بدنه هواپیما و بال‌های آن را با مسیر حرکت کنونی آن توصیف می‌کند. در حین انجام مانورهای هوایی، خلبانان با زاویه حمله بزرگی پرواز می‌کنند. دماغه هواپیما رو به بالا قرار دارد و هواپیما در همان جهت قبلی در حال پرواز است. هر قدر هواپیما بتواند با زاویه حمله بیشتری به پرواز در آید قابلیت مانورپذیری آن بیشتر است. البته مانورپذیری به نوع هواپیما و ساختار آن بستگی دارد. زاویه حمله بالا هواپیما را به واماندگی[۳] نزدیک می‌سازد و آیرودینامیک و همچنین محاسبات را پیچیده می‌سازد. پرواز در زاویه حمله بالا یکی از مولفه‌های اساسی برتری در نبرد هوایی و در نتیجه یکی از ویژگی‌های الزامی برای جنگنده‌های نوین است.

---

[1]-Nose
[2]-Tail
[3]-Post stall

هواپیماهای قدیمی قادر به پرواز در زاویه حمله بالا نبودند. در سال ۱۹۰۸ برادران رایت یک بار به دلیل پرواز با زاویه حمله بیش از حد مجاز کنترل را از دست دادند و هواپیمایشان دچار سانحه گشت. از آن زمان تا جنگ جهانی دوم سوانح زیادی به خاطر واماندگی، از دست دادن کنترل هواپیما و یا اسپین به وقوع پیوست.

۲-۳-۱- مانورهای ایروباتیک

مانور مسیر پروازی است که هواپیما را در یک وضعیت غیرمعمول قرار می‌دهد. این وضعیت می‌تواند درحرکات ایروباتیک رقابتی[۱] یا نمایشی‌های هوایی[۲] باشد. حرکات ایروباتیک می‌تواند بوسیله یک هواپیما یا چندین هواپیما در آن واحد انجام شود. تقریبا همه هواپیماها قادر به انجام هر نوع مانور ایروباتیک هستند. ولی ممکن است انجام یک مانور توسط یک نوع خاص از هواپیما منطقی یا مطمئن نباشد [۸].

۲-۴- سیستم کنترل یک هواپیما

یک سسیتم کنترل مجموعه‌ای از تجهیزات الکترونیکی و مکانیکی است که این امکان را به هواپیما می‌دهد با دقت و قابلیت اطمینان بیشتری به پرواز در آید و در موقعیت مناسب قرار بگیرد. در واقع یک سیستم کنترل شامل کنترل کابین خلبان[۳]، حسگرها[۴]، عنصر نهائی[۵](هیدرولیکی، مکانیکی یا الکترونیکی) و محاسبه‌گرهاست[۶] [۹].

هدایت هواپیما یعنی برنامه‌ای که در آن دستوراتی برای حرکت هواپیما تا رسیدن به هدف وجود داشته باشد. این دستورات گاهی توسط کامپیوتر فرمانده هواپیما به صورت داخلی تولید و گاهی توسط منابع

---

[1]-Competition
[2]-Air show
[3]- Cockpit
[4]-Sensor
[5]-Actuator
[6]-Computer

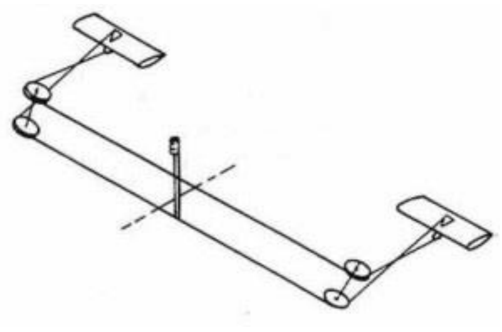
خارجی به هواپیما انتقال داده می‌شود. سپس این اطلاعات به خلبان خودکار ارسال می‌گردد. خلبان خودکار وظیفه پایداری و اجرای دستورات سیستم هدایت را به عهده دارد. سنسور یا جستجوگر، عنصری واسطه در هواپیما است که اطلاعات را برای کامپیوتر هدایت هواپیما تولید می‌کند. این داده‌ها (خط دید[۱]، فاصله هدف، مکان جغرافیایی هواپیما و...) توسط کامپیوتر، پردازش و برای تولید دستورات سیستم هدایت بکار می‌رود. خلبان خودکار دستورات هدایت را دریافت و سپس بر اساس دستورالعمل تعادل به سرور کنترل هواپیما فرمان می‌دهد [۱۰و۱۱].

۲-۴-۱- سطوح کنترل اصلی یک هواپیما

حرکت هواپیما بوسیله حرکت سطوح کنترل[۲] ایجاد می‌شود. در واقع برای هدایت هواپیما، از یک سیستم بال و سکان[۳] موسوم به سطوح کنترل استفاده می‌شود [۸].

سطوح کنترل اصلی که ایجاد حرکت می‌کنند شامل:

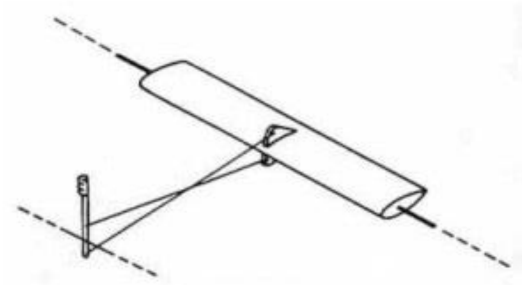
۱- قسمت متحرک بال هواپیما یا شهپر[۴]



شکل (۲-۳) نمای سطوح کنترل شهپرها

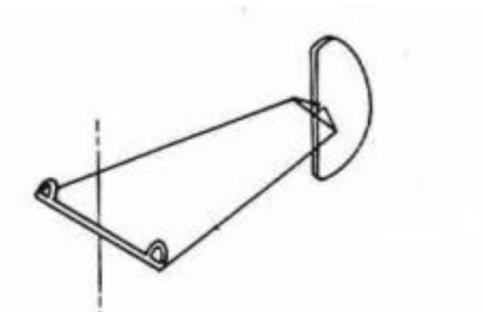
[1]-Line of Side
[2]-Control Surfaces
[3]-Flap
[4]-Aileron

۲- بالابرنده هواپیما- مکان افقی متحرک



شکل (۲-۴) نمای سطح کنترل بالابر

۳- سکان عقب هواپیما- مکان عمودی متحرک



شکل (۲-۵) نمای سطح کنترل رادر

حرکت ناشی از سطوح کنترل بوسیله یک سیستم کنترل دستی[1] و پدال[2] انجام می‌شود. سطوح کنترل، جریان هوا را در اطراف هواپیما منحرف می‌کند و باعث چرخش یا گردش هواپیما می‌شود. در نتیجه هواپیما حول مرکز ثقل[3] می‌چرخد.

- **زاویه پیچ - انحراف بالابرنده**

1-Control Stick
2-Pedal
3-Center of Gravity

سکان بالابرنده زاویه پیچ را کنترل می‌کند. در واقع این سطح کنترل، هواپیما را به سمت بالا و پایین می‌راند و باعث اوج گرفتن[1] و یا شیرجه زدن[2] هواپیما می‌شود. حرکتی که هواپیما به هنگام جابجایی بالابر انجام می‌دهد پیچ نام دارد.

برای اوج گرفتن، خلبان سیستم کنترل دستی را به سمت عقب می‌کشد و باعث می‌شود سکان بالابرنده به سمت بالا منحرف شود. در واقع این حرکت باعث اعمال نیرو از جریان هوا به دم[3] (قسمت عقب) هواپیما می‌شود و آن را به سمت پایین می‌راند. در نتیجه دماغه هواپیما به سمت بالا می‌رود و زاویه پیچ افزایش می‌یابد.

برای شیرجه زدن، خلبان سیستم کنترل دستی را به سمت جلو می‌کشد. در نتیجه بالابرنده به سمت پایین منحرف شود. جریان هوا دم هواپیما را به سمت بالا می‌راند و دماغه هواپیما به سمت پایین می‌رود و باعث کاهش زاویه پیچ می‌شود.

- **زاویه رول - انحراف شهپرها (قسمت متحرک بال هواپیما)**

شهپرها زاویه رول را کنترل می‌کنند. در واقع جهت غلتیدن[4] یا چرخش هواپیما از این سطح کنترل استفاده می‌شود. عملی که هواپیما به هنگام حرکت دادن شهپرها انجام می‌دهد غلتش نام دارد. زمانی‌که خلبان سیستم کنترل دستی را به سمت راست می‌راند، شهپر راست به سمت بالا و شهپر چپ به سمت پایین حرکت می‌کند و اختلاف نیرو روی بال‌های هواپیما باعث می‌شود هواپیما به سمت راست رول بزند.

- **زاویه یاو- انحراف رادر (سکان عقب هواپیما)**

رادر زاویه یاو را کنترل می‌کند. در واقع جهت حرکت هواپیما به سمت راست و چپ از این سطح کنترل استفاده می‌شود. حرکت رادر باعث عملی به نام یاو می‌شود.

زمانی‌که خلبان به پدال‌های رادر نیرو وارد می‌کند، نوسان رادر روی دم هواپیما در جهت گردش، باعث حرکت هواپیما به سمت چپ و راست می‌شود. (همزمان، خلبان سیستم کنترل دستی را به پهلو حرکت

[1]-Climb
[2]-Dive
[3]-Tail
[4]-Rolling

می‌دهد تا شهپرها را روی بال‌ها به سمت بالا و پایین ببرد تا یک چرخش هماهنگ ایجاد شود). جریان هوا به رادر نیرو وارد می‌کند و بدین وسیله هواپیما در جهت نیرو می‌چرخد.

۲-۴-۲- کنترل پرواز

یکی از زمینه‌هایی که در سیستم‌های پرنده به شدت مورد توجه قرار گرفته است، کنترل وسایل پرنده با سرنشین[۱] و بدون سرنشین[۲] است [۱۲]:

۱- پرنده‌های با سرنشین: در این زمینه می‌توان به هواپیماها و هلیکوپترها اشاره کرد. در این نوع پرنده‌ها وظیفه اصلی کنترل به عهده خلبان است. اما با این حال به خاطر کاهش بار کاری خلبان، گرایش به ساخت کنترل‌کننده‌های اتوماتیک نیز می‌باشد. در زمینه هواپیماها می‌توان به ساخت اتوپایلت برای بعضی از فازهای پروازی از قبیل کروز[۳] و یا فاز نشست[۴] اشاره کرد. درمورد هلیکوپتر نیز به خاطر پیچیدگی‌های کنترل آن توسط خلبان کارهای فراوانی برای طراحی کنترل کننده اتوماتیک از قبیل "پایدارساز مسیر پرواز" یا FPS[۵] انجام شده است.

۲- پرنده‌های بدون سرنشین: در این زمینه به علت عدم وجود خلبان، مسئله کنترل اصلی‌ترین موضوع است. از پرنده‌های بدون سرنشین می‌توان به UAVها، هلیکوپترهای خودگردان[۶] و موشک‌ها[۷] اشاره کرد.

۲-۴-۳- کنترل و هدایت پرنده بامانور

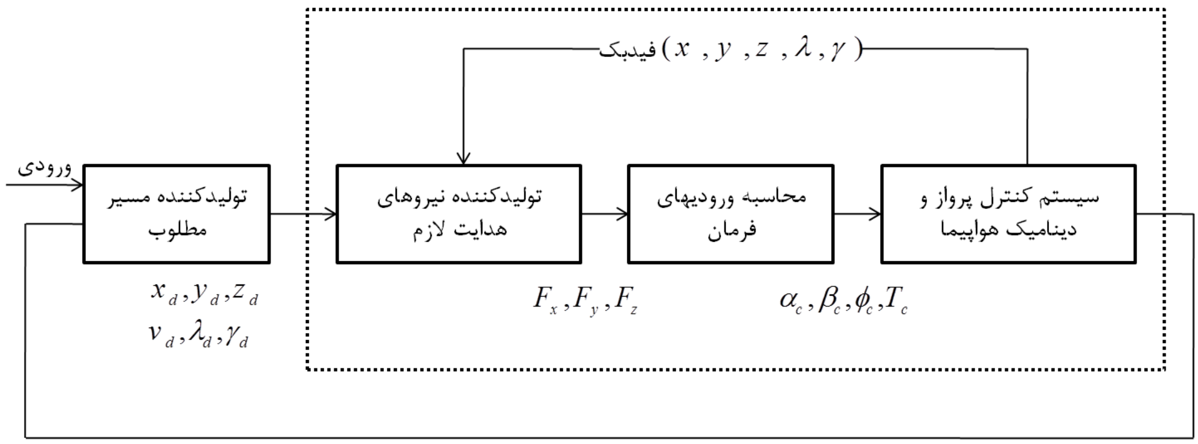
اگر هواپیمایی که در حالت پرواز دائم[۸] و مستقیم‌الخط[۱] قرار دارد بخواهد مانور از انواع مختلف انجام دهد، به دلایلی مانند ناپایداری، عدم قطعیت مدل و اختلالات، انجام مانور بدون کمک یک کنترل‌کننده

---

[1]-Manned
[2]-Unmanned
[3]-Cruise
[4]-Descent Phase
[5]-Flight Path Stabilization
[6]-Autonomous
[7]-Missile
[8]-Steady state flight

(جبران‌کننده) و فقط با تنظیم مستقیم ورودی‌هایی مانند زوایای شهپر و سکان و بالابر ممکن نیست. بنابراین لازم است تا کنترل‌کننده‌ای در یک حلقه بسته، خطای بین ورودی‌های مبنا (خروجی‌های مطلوب) و خروجی‌های سیستم (خروجی‌های واقعی) را که همان هواپیماست، مورد پردازش قرار دهد و ورودی‌های کنترلی[۲] مناسبی برای سیستم تولید و به آن اعمال نماید. هدف این پایان‌نامه کنترل زوایای حرکت و زوایای مسیر پرواز هواپیماست که نیاز است از دو حلقه داخلی و خارجی استفاده شود. در حلقه داخلی که حلقه کنترل نام دارد، کنترل‌کننده‌ای طراحی می‌شود که اختلاف بین زوایای خروجی و زوایای مطلوب را حداقل کند. در حلقه خارجی که آن را حلقه هدایت می‌نامند، با استفاده از فیدبک موقعیت هواپیما و مانور مرجع، زوایای حرکت مطلوب تولید می‌شود. فرض بر این است که حلقه هدایت (معادلات مسیر حرکت یا همان مانور مطلوب) در اختیار است و تمرکز بر روی حلقه داخلی (حلقه کنترل) است.

در واقع ورودی مبنا همان مانوری است که قرار است توسط هواپیما انجام شود. یک سیستم کنترل و هدایت در شکل (۲-۶) نشان داده شده است.



شکل (۲-۶) حلقه‌های کنترل و هدایت هواپیما [۵]

لازم به ذکر است که هم‌زمان با نیاز جدی به کنترل یک پرنده جنگنده و در عین حال پیچیدگی که در کنترل پرنده با عملکرد مطلوب وجود دارد، مدل‌سازی یا تخمین دینامیک غیرخطی سیستم با دقت بالا

[1]-Rectilinear
[2]-Control Inputs

مشکل است. به عنوان مثال در عملکرد مانور هربست (هربست-۱۹۹۰) [۱۳]، مشخصه غیرخطی نتیجه ایرودینامیک[۱] غیرخطی، لختی[۲] غیرخطی، تزویج حرکتی[۳] ناشی از زاویه حمله بالا و نرخ زاویه‌ای رول بالا می‌باشد. در اینجا ممکن است یک کنترل‌کننده قدیمی با بهره ثابت یا کنترل‌کننده جدول‌بندی بهره[۴] پایداری سیستم را برای این مانور تضمین کند ولی تحت شرایط غیرخطی، عملکرد ردگیری هدف ضعیف است. بنابراین ابزارهای طراحی جدید برای کنترل این‌گونه سیستم‌ها نیاز است. در واقع به دنبال روشی هستیم که بتواند خود را با تغییرات غیرخطی در دینامیک پرنده وفق دهد و یک عملکرد مناسب را با وجود مانورهای غیرخطی در سیستم پرنده فراهم آورد.

۲-۵- روش‌های ردیابی

تاکنون تحقیقات متعددی در زمینه تخمین و تقریب توابع و شناسایی با استفاده از الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی ارائه شده است. در این پایان‌نامه از این روش در کنترل یک سیستم غیرخطی مانند یک هواپیمای جنگنده F-18 استفاده می‌گردد. چنانچه تابع کرنل استفاده شده در الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی گوسین باشد، این الگوریتم مانند یک شبکه عصبی توسعه یافته با تابع پایه شعاعی عمل می‌کند. همچنین در این پایان‌نامه برای بهبود عملکرد، افزایش دقت ردیابی و تضمین پایداری، یک روش تطبیقی مبنی بر لیاپانوف جهت به‌روز رسانی اندازه تابع کرنل پیشنهاد شده است. برای بررسی کارآیی الگوریتم، شبیه‌سازی روی هواپیمای جنگنده F-18 دارای مانور غیرخطی انجام شده است. در این فصل ابتدا مروری بر شبکه عصبی پایه شعاعی خواهیم داشت؛ سپس به چند کاربرد این نوع شبکه در کنترل هواپیما پرداخته می‌شود. در نهایت ساختار الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی بررسی می‌شود.

[1]-Aerodynamic
[2]-Inertial
[3]-Kinematic Coupling
[4]-Gain Scheduling

۲-۵-۱- شبکه‌های عصبی

شبکه‌های عصبی مصنوعی[1] طی ۲۰ سال گذشته پیشرفت قابل توجهی داشته است. ظهور شبکه‌های عصبی به عنوان یک ابزار قدرتمند برای تقریب تابع نگاشت میان ورودی و خروجی سیستم‌های پیچیده، باعث شده است بتوان از این ابزار برای مدل‌سازی، شناسایی و کنترل سیستم‌هایی با دینامیک غیرخطی استفاده کرد [۱۴].

۲-۵-۱-۱- شبکه عصبی با توابع پایه شعاعی (RBF)

در میان همه نمونه‌های شبکه عصبی، شبکه‌های عصبی با ساختار پایه شعاعی و تابع گوسین از سال ۱۹۹۰، نقش چشمگیری در کنترل غیرخطی داشته است. عمومیت شبکه‌های عصبی پایه شعاعی به خاطر توانایی تعمیم کلی مناسب و سادگی ساختار آن است [۶]. در واقع به‌گونه‌ای حجم محاسبات را می‌کاهد. زمان آموزش این شبکه نسبت به پرسپترون چند لایه[2] کمتر است.

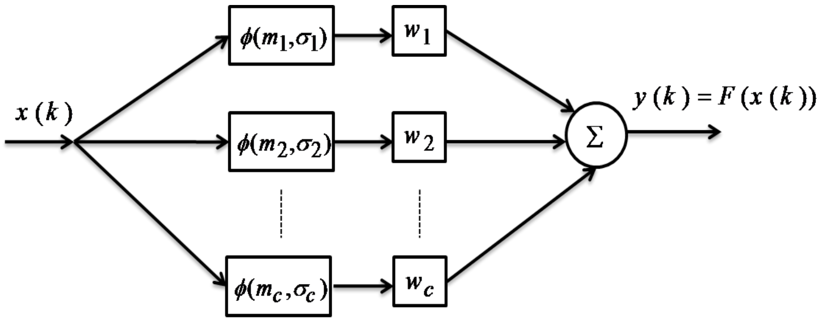
یک شبکه پایه شعاعی یک شبکه عصبی پیشخورد[3] است که از تابع فعال‌سازی[4] پایه شعاعی استفاده می‌کند [۱۵]. یک تابع پایه شعاعی دارای فرم کلی $f(\|x-m_0\|)=f(r)$ است. این تابع نسبت به نقطه مرکزی x_0 متقارن است. از توابع پایه شعاعی می‌توان برای تقریب یک تابع داده شده استفاده کرد. بدین صورت که تابع تحت تقریب، بر حسب ترکیب خطی وزن‌دار شده از یک خانواده از توابع پایه شعاعی نوشته می‌شود:

$$\hat{F}(x)=\sum_{i=1}^{C} w_i \phi(\|x-m_i\|/\sigma_i) \qquad (۲-۱)$$

هدف این نوع شبکه محاسبه یک تابع نامعلوم $F(x)$ در K نقطه داده ورودی است ($\{x(k); 1\le k\le K\}$)، به‌گونه‌ای که یک مجموعه داده ورودی به فرم $\{d(k)=F(x(k)); 1\le k\le K\}$ در اختیار است. $d(k)$ خروجی مطلوب به ازاء هر نمونه داده ورودی است. تقریب این تابع را می‌توان به فرم یک شبکه پایه شعاعی نشان داد (شکل (۲-۷)).

[1]-Artificial Neural Network
[2]-Multilayer Perceptron
[3]-Feed-forward
[4]-Activation

به طور معمول شبکه‌های عصبی پایه شعاعی از سه لایه تشکیل می‌شوند: لایه ورودی، لایه پنهان و لایه خروجی که نرون‌های لایه پنهان دارای تابع پایه شعاعی هستند.



شکل (۲-۷) نمای یک شبکه پایه شعاعی

در حالت کلی دو نوع شبکه پایه شعاعی بر اساس مکان و شکل آنها وجود دارد.

- نوع اول

این نوع شبکه پایه شعاعی، هر نمونه داده آموزش را به عنوان مکان تابع پایه شعاعی انتخاب می‌کند [۱۶]. به عبارت دیگر $K=C$) $(m_i=x(i);\ i=1,...K$ انتخاب می‌شود. در این صورت یک مقدار ثابت برای σ (معمولا مقدار یک) فرض می‌شود ($\sigma_i=\sigma$). در این حالت رابطه (۲-۱) به صورت رابطه (۲-۲) بازنویسی می‌شود:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \phi(\|x(1)-m_1\|) & \phi(\|x(1)-m_2\|) & \dots & \phi(\|x(1)-mc\|) \\ \phi(\|x(2)-m_1\|) & \phi(\|x(2)-m_2\|) & \dots & \phi(\|x(2)-mc\|) \\ \vdots & & & \\ \phi(\|x(K)-m_1\|) & \phi(\|x(K)-m_2\|) & \dots & \phi(\|x(K)-m_C\|) \end{bmatrix}}_{\Phi} \underbrace{\begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_C \end{bmatrix}}_{W} = \underbrace{\begin{bmatrix} d(1) \\ d(2) \\ \vdots \\ d(k) \end{bmatrix}}_{d} \qquad (۲-۲)$$

Φ یک ماتریس مربعی $K\times C$ است ($K=C$) که در حالت کلی برای توابع پایه شعاعی استفاده شده مثبت است. بنابراین بردار وزن W به صورت رابطه (۲-۳) محاسبه می‌شود:

$$W=\Phi^{-1}d \qquad (۳-۲)$$

در کاربردهای عملی ممکن است ماتریس Φ تکین[۱] شود که این امر منجر به یک جواب ناپایدار برای W می‌شود. دو رهیافت برای حل این مشکل وجود دارد:

۱. روش تنظیم[۲]

در این رهیافت برای یک مقدار مثبت کوچک λ، یک ماتریس قطری کوچک به ماتریس ضرائب پایه شعاعی به صورت زیر اضافه می‌شود:

$$W = (\Phi + \lambda I)^{-1} d \qquad (۴-۲)$$

۲. روش حداقل مربعات[۳] با استفاده از ماتریس شبه معکوس[۴]

در این روش هدف یافتن یک جواب برای حداقل مربعات w_{LS} است به‌گونه ای که $\|\Phi W - d\|^2$ کمینه شود. در این صورت جواب به فرم زیر بیان می‌شود:

$$W = \Phi^{+} d \qquad (۵-۲)$$

در اینجا Φ^{+} ماتریس شبه معکوس Φ است که با استفاده از تجزیه مقدار تکین[۵] بدست می‌آید.

- نوع دوم

این نوع شبکه از تئوری تنظیم نشأت می‌گیرد. تابع پایه شعاعی انتخابی یک تابع گوسین است [۱۷]:

$$\phi(\|x - m\|) = \exp\left[-\frac{\|x - m\|^2}{2\sigma^2}\right] \qquad (۶-۲)$$

مکان این توابع بوسیله خوشه‌بندی[۶] نمونه‌های ورودی $\{x(k); 1 \le k \le K\}$ بدست می‌آید. می‌توان از الگوریتم‌های معمول خوشه‌بندی مثل K-Means استفاده کرد. در این حالت هدف کمینه کردن $\|Gw - d\|^2$ با قید ($w^T G_0 w = a =$ مقدارثابت) می‌باشد که G یک ماتریس $K \times C$ است و به صورت زیر محاسبه می‌شود:

---

[1]-Singular
[2]-Regularization
[3]-Least Square
[4]-Pseudo-Inverse
[5]-Singular value decomposition
[6]-Clustering

$$G=\begin{bmatrix} \exp[-\frac{(x(1)-m_1)^2}{2\sigma_1^2}] & \exp[-\frac{(x(1)-m_2)^2}{2\sigma_2^2}] & \dots & \exp[-\frac{(x(1)-m_C)^2}{2\sigma_C^2}] \\ \exp[-\frac{(x(2)-m_1)^2}{2\sigma_1^2}] & \exp[-\frac{(x(2)-m_2)^2}{2\sigma_2^2}] & \dots & \exp[-\frac{(x(2)-m_C)^2}{2\sigma_C^2}] \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \exp[-\frac{(x(K)-m_1)^2}{2\sigma_1^2}] & \exp[-\frac{(x(K)-m_2)^2}{2\sigma_2^2}] & \dots & \exp[-\frac{(x(K)-m_C)^2}{2\sigma_C^2}] \end{bmatrix} \qquad (۷-۲)$$

G_0 هم یک ماتریس مربعی متقارن $C\times C$ به فرم زیر است:

$$G_0=\begin{bmatrix} \exp[-\frac{(m_1-m_1)^2}{2\sigma_1^2}] & \exp[-\frac{(m_1-m_2)^2}{2\sigma_2^2}] & \dots & \exp[-\frac{(m_1-m_C)^2}{2\sigma_C^2}] \\ \exp[-\frac{(m_2-m_1)^2}{2\sigma_1^2}] & \exp[-\frac{(m_2-m_2)^2}{2\sigma_2^2}] & \dots & \exp[-\frac{(m_2-m_C)^2}{2\sigma_C^2}] \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \exp[-\frac{(m_C-m_1)^2}{2\sigma_1^2}] & \exp[-\frac{(m_C-m_2)^2}{2\sigma_2^2}] & \dots & \exp[-\frac{(m_C-m_C)^2}{2\sigma_C^2}] \end{bmatrix} \qquad (۸-۲)$$

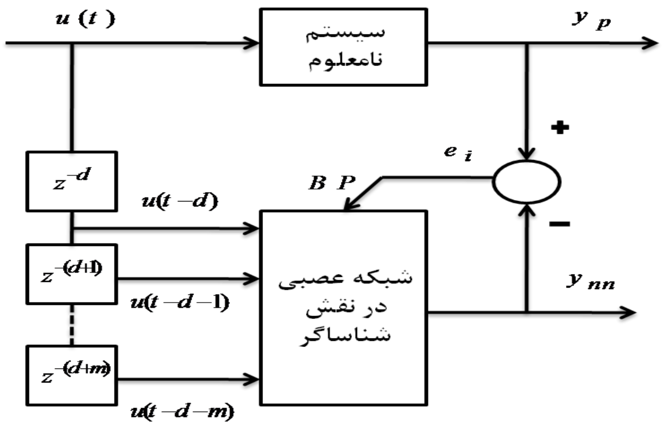
در نهایت جواب این مسئله بهینه‌سازی محدود شده به صورت زیر بدست می‌آید:

$$w=(G^TG+\lambda G_0)^{-1}G^Td \qquad (۹-۲)$$

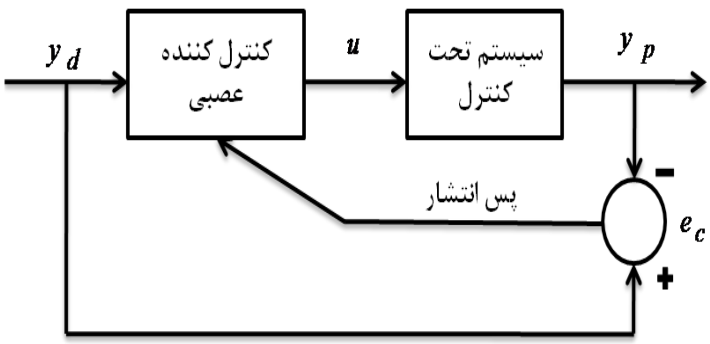
که در این جواب λ یک پارامتر تنظیم محسوب می‌شود و معمولا یک عدد نامنفی خیلی کوچک انتخاب می‌شود.

۲-۵-۲- کاربرد شبکه‌های عصبی

همان‌گونه که بیان شد هر تابع غیرخطی نامعلوم را می‌توان با شبکه‌های عصبی تقریب زد. در واقع تابع غیرخطی نامعلوم که قرار است تقریب زده شود ممکن است همان سیستمی باشد که قرار است آن را کنترل کرد. در این صورت شبکه عصبی در نقش یک شناساگر سیستم است. اگر تابع نامعلوم، معکوس دینامیک سیستم تحت کنترل باشد شبکه عصبی در نقش کنترل‌کننده است [۱۸ و ۱۹].



شکل (۲-۸) شبکه عصبی در نقش شناساگر



شکل (۲-۹) شبکه عصبی در نقش کنترل‌کننده

۲-۵-۳- شبکه عصبی در کنترل هواپیما

تاکنون شبکه‌های عصبی با ساختارها و روش‌های آموزش متفاوت جهت کنترل یک سیستم پرنده با مانور ارائه شده است. در این بخش مروری بر تحقیقات گذشته خواهیم داشت.

۱) ردیابی با استفاده از شبکه عصبی پایه شعاعی معمولی (تنظیم فقط وزن‌ها)

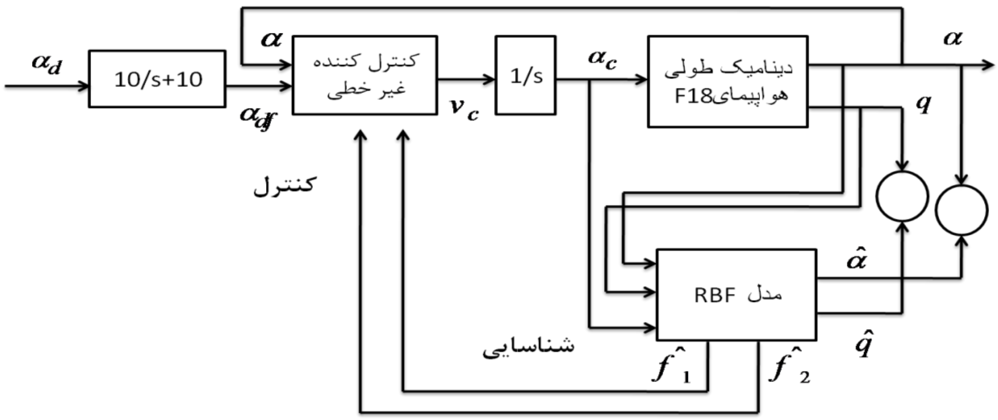
- در سال ۱۹۹۳ دینامیک پیچ یک F-16 با استفاده از یک شبکه عصبی با ساختار پایه شعاعی (گوسین) شناسایی و کنترل شد [۱۴].

در این بخش با در اختیار داشتن دینامیک یک جنگنده F-18 در ابتدا به بررسی شناسایی دینامیک پیچ این هواپیما پرداخته می‌شود.

دینامیک پیچ هواپیمای F-18 که قرار است شناسایی شود به صورت رابطه (۲-۱۰) است:

$$\dot{\alpha} = f_1(\alpha_c, \alpha, q)$$
$$\dot{q} = f_2(\alpha_c, \alpha, q) \qquad (۲-۱۰)$$

که در آن α_c زاویه حمله فرمان، α زاویه حمله و q آهنگ پیچ می‌باشد.



شکل (۲-۱۰) نمای کلی سیستم شناسایی و کنترل پیچ با استفاده از RBF

خروجی شبکه به صورت روابط (۲-۱۱) و (۲-۱۲) است:

$$\hat{f}_1(\alpha_c, \alpha, q) = \theta_1^T \zeta \qquad (۲-۱۱)$$

$$\hat{f}_2(\alpha_c, \alpha, q) = \theta_2^T \zeta \qquad (۲-۱۲)$$

$$\zeta = e^{-|z-c_i|^2 / \sigma_i} \qquad (۲-۱۳)$$

که در آن $z = (\alpha_c, \alpha, q)$ ورودی به شبکه، θ_i بردار وزن‌ها، c_i مراکز تابع گوسین و σ_i پهنای تابع گوسین می‌باشد.

هدف، تعیین بردار وزن‌ها و سپس تخمین دینامیک سیستم است، به‌گونه‌ای که خطای میان خروجی شبکه و خروجی واقعی کمینه شود. در این تحقیق قانون به‌روز کردن وزن‌ها با استفاده از تابع لیاپانوف بدست آمده است.

می‌توان حالات سیستم و تخمین حالات سیستم را به صورت زیر در نظر گرفت [۱۴]:

$$\dot{\hat{x}} = -a\hat{x} + ax + \hat{f} \qquad (۲-۱۴)$$

$$\dot{x} = -ax + ax + f \qquad (۱۵-۲)$$

$$\varepsilon_1 = \hat{\alpha} - \alpha \qquad (۱۶-۲)$$

$$\varepsilon_2 = \hat{q} - q \qquad (۱۷-۲)$$

a یک مقدار ثابت در نظر گرفته می‌شود و $\hat{x}$ و $\hat{f}$ به ترتیب بردارهای دوتایی به صورت $[\hat{\alpha},\hat{q}]^T$ و $[\hat{f}_1,\hat{f}_2]^T$ می‌باشند.

با توجه به معادلات مذکور دینامیک خطای بین مقدار واقعی و مقدار تخمینی خروجی به صورت رابطه (۲-۱۸) بیان می‌شود:

$$\dot{\varepsilon}_i = -a\varepsilon_i + (\hat{f}_i - f_i),\ i = 1,2 \qquad (۱۸-۲)$$

در نهایت با استفاده از قضیه لیاپانوف، قانون به‌روز کردن وزن‌ها بدست می‌آید:

$$\dot{\theta}_i = -\gamma_0 \varepsilon_i \zeta,\ i = 1,2 \qquad (۱۹-۲)$$

فرم گسسته این معادله به صورت رابطه (۲-۲۰) است:

$$\theta_i(k) = \theta_i(k-1) - \gamma_1 \varepsilon_i(k-1)\zeta(k-1),\ i = 1,2 \qquad (۲۰-۲)$$

که در آن γ_1,γ_0 ثوابت تنظیم هستند. با این قانون می‌توان سیستم را شناسایی کرد.

پس از شناسایی سیستم و حصول اطمینان نسبت به دینامیک سیستم، به کنترل آن پرداخته می‌شود. برای کنترل، هدف بدست آوردن ورودی کنترلی α_c است.

اگر خروجی مطلوب α_d و خروجی واقعی y نامگذاری شود و از یک متغیر کمکی به نام v_c استفاده شود، خواهیم داشت:

$$y = \alpha \qquad (۲۱-۲)$$

$$v_c = \dot{\alpha}_c \qquad (۲۲-۲)$$

با اعمال مشتق روی تابع خروجی نتیجه (۲-۲۳) حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned}
\dot{y} &= f_1 \\
\ddot{y} &= \frac{\partial f_1}{\partial \alpha}\dot{\alpha} + \frac{\partial f_1}{\partial q}\dot{q} + \frac{\partial f_1}{\partial \alpha_c}\dot{\alpha}_c \\
\ddot{y} &= \frac{\partial f_1}{\partial \alpha} f_1 + \frac{\partial f_1}{\partial q} f_2 + \frac{\partial f_1}{\partial \alpha_c} v_c
\end{aligned} \tag{۲۳-۲}$$

اگر فرض (۲-۲۴) در نظر گرفته شود:

$$v_c = \frac{1}{\partial f_1 / \partial \alpha_c}\left[-\frac{\partial f_1}{\partial \alpha} f_1 - \frac{\partial f_1}{\partial q} f_2 + \omega_c\right] \tag{۲۴-۲}$$

حاصل دو رابطه قبل به فرم رابطه (۲-۲۵) است:

$$\ddot{y} = \omega_c \tag{۲۵-۲}$$

حال فرض (۲-۲۶) را در نظر می‌گیریم:

$$\omega_c = \ddot{\alpha}_{d,f} - p_1(\dot{\alpha} - \dot{\alpha}_{d,f}) - p_2(\alpha - \alpha_{d,f}) \tag{۲۶-۲}$$

$$e = \alpha - \alpha_{d,f} \tag{۲۷-۲}$$

p_1 و p_2 مقادیر ثابت انتخاب می‌شوند.

چون f_1 و f_2 مشخص نیستند، تخمین آنها که خروجی شبکه است در معادلات جایگذاری می‌شود. در نهایت اجرای حلقه کنترل خارجی روی دینامیک پیچ سیستم، با توجه به معادلات زیر انجام می‌شود:

$$v_c = \frac{1}{\partial \hat{f_1} / \partial \alpha_c}\left[-\frac{\partial \hat{f_1}}{\partial \alpha} \hat{f_1} - \frac{\partial \hat{f_1}}{\partial q} \hat{f_2} + \omega_c\right] \tag{۲۸-۲}$$

$$\omega_c = \ddot{\alpha}_{d,f} - p_1(\hat{f_1} - \dot{\alpha}_{d,f}) - p_2(\alpha - \alpha_{d,f}) \tag{۲۹-۲}$$

در واقع با تعیین ω_c، v_c هم تعیین می‌شود که نتیجه آن بدست آمدن ورودی کنترلی α_c است. به این ترتیب سیستم با این ورودی، کنترل می‌شود و خروجی سیستم، ورودی مطلوب α_d را ردگیری می‌کند.

۲) ردیابی با استفاده از کنترل‌کننده براساس شبکه عصبی پایه شعاعی کاملا تنظیم شده

- یک نمونه دیگر قابل توجه کنترل یک سیستم پرنده، در سال ۲۰۰۱ ارائه شده است. در این تحقیق از یک شبکه پایه شعاعی توسعه یافته برای کنترل استفاده شد که در آن علاوه بر بردار وزن‌ها، سایر پارامترها از جمله مراکز و پهنای تابع گوسین به‌روز می‌شد [۶]. به طور خلاصه به توصیف این ایده می‌پردازیم.

دینامیک هواپیما در حوزه پیوسته به صورت رابطه (۲-۳۰) بیان می‌شود:

$$\dot{x} = f(x,u) \tag{۲-۳۰}$$

معادله دینامیک خطای کل سیستم به شکل رابطه (۲-۳۱) است:

$$\dot{e} = \dot{x} - \dot{x}_d = f(x,u) - f(x_d,u_d) \tag{۲-۳۱}$$

با استفاده از بسط سری تیلور و صرف نظر از ترم‌های بالاتر بسط، به رابطه (۲-۳۲) خواهیم رسید:

$$\dot{e} = A(t)e + B(t)(u - u_d) \tag{۲-۳۲}$$

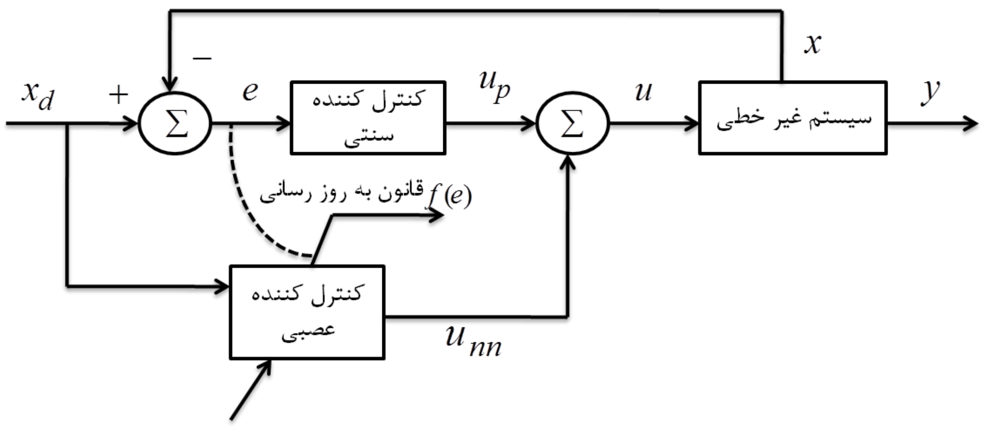
در این معادله $A(t)$ و $B(t)$ به صورت روابط (۲-۳۳) و (۲-۳۴) بدست می‌آیند:

$$A(t) = \frac{\partial f(x,u)}{\partial x^T}\Big|_{x_d,u_d} \tag{۲-۳۳}$$

$$B(t) = \frac{\partial f(x,u)}{\partial u^T}\Big|_{x_d,u_d} \tag{۲-۳۴}$$

در این روابط x_d و u_d در نقاط تعادل در نظر گرفته می‌شوند.

شکل (۲-۱۱) یک روش کنترلی روی خط را نشان می‌دهد. روش کنترلی به کار برده شده مشابه روش معروف آموزش پسخورد خطاست. لازم به ذکر است که از یک کنترل‌کننده تناسبی برای اطمینان از پایداری سیستم حلقه بسته در راستای مسیر مطلوب استفاده می‌شود.



شکل (۲-۱۱) نمای کنترل عصبی یک هواپیما با استفاده از RBF کاملا تنظیم شده

ورودی کنترلی مطلوب را می‌توان به صورت رابطه (۲-۳۵) بیان کرد:

$$u_d(t) = \bar{f}_t(x_d) \tag{۳۵-۲}$$

در اینجا نقش شبکه کنترل سیستم است. پس هدف تقریب معکوس دینامیک هواپیما یا همان ورودی مطلوب کنترلی است.

مقدار کل ورودی اعمالی به سیستم مجموع خروجی شبکه و کنترل‌کننده تناسبی است:

$$u = u_{nn} + u_p = u_{nn} + K_p e \tag{۳۶-۲}$$

$$u = \sum_{k=1}^{h} \hat{w}_k \exp(-\frac{1}{\hat{\sigma}_k^2}\|\zeta - \hat{\mu}_k\|^2) + K_p e = \hat{W}^T \hat{\Phi} + K_p e \tag{۳۷-۲}$$

که در آن u_{nn} خروجی شبکه و u_p خروجی کنترل‌کننده تناسبی است. $\zeta = x_d$ ورودی مطلوب، $\hat{W}$ یک ماتریس وزنی با بعد $h \times p$، h تعداد نرون‌های پنهان و p تعداد ورودی‌ها است.

برای بدست آوردن ورودی کنترلی مطلوب لازم است پارامترهای شبکه را به‌روز کرد. برای این کار از قضیه لیاپانوف استفاده شده است.

- تابع لیاپانوف پیشنهادی

$$V = \frac{1}{2}e^T P e + \frac{1}{2}tr(\tilde{W}^T \Theta \tilde{W}) + \frac{1}{2}\tilde{\Phi}^T \Lambda \tilde{\Phi} > 0 \tag{۳۸-۲}$$

$$\tilde{W} = W^* - \hat{W} \tag{۳۹-۲}$$

$$\tilde{\Phi} = \Phi^{*} - \hat{\Phi} \qquad (۴۰-۲)$$

P یک ماتریس متقارن مثبت مؤکد $n \times n$ است که توسط کاربر به‌گونه‌ای تعیین می‌شود که پایداری سیستم حلقه بسته را با وجود فقط کنترل‌کننده تناسبی تضمین کند. در ضمن n تعداد کل حالاتی است که قرار است ردیابی شود و برابر تعداد ورودی کنترلی است.

Θ, Λ ماتریس‌های مؤکد غیر منفی $h \times h$ که به طور دلخواه توسط کاربر تعیین می‌شوند و اغلب ماتریس یکه در نظر گرفته می‌شوند. $tr(\tilde{W}^T \Theta \tilde{W})$ مجموع مقادیر روی قطر اصلی $\tilde{W}^T \Theta \tilde{W}$ را محاسبه می‌کند و W^{*} ماتریس وزنی بهینه است.

مشتق تابع لیاپانوف به صورت رابطه (۲-۴۱) بدست می‌آید:

$$\dot{V} = -e^T Q(t) e - \tilde{\Phi}^T \hat{W} B(t)^T P e - \hat{\Phi}^T \tilde{W} B(t)^T P e + tr(\tilde{W}^T \Theta \dot{\tilde{W}}) + \tilde{\Phi}^T \Lambda \dot{\tilde{\Phi}} \qquad (۴۱-۲)$$

که در آن $Q(t)$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$Q(t) = -\frac{1}{2}(J(t)^T P); \quad J(t) = A(t) + B(t) K_p \qquad (۴۲-۲)$$

در رابطه مشتق تابع لیاپانوف می‌توان نوشت:

$$tr(\tilde{W}^T \Theta \dot{\tilde{W}}) = \sum_{i=1}^{p} \tilde{w}_i^T \Theta \dot{\tilde{w}}_i \qquad (۴۳-۲)$$

$$\hat{\Phi}^T \tilde{W} B(t)^T P e = \sum_{i=1}^{p} \hat{\Phi}^T w_i^T B_i^T P e \qquad (۴۴-۲)$$

در نتیجه معادله (۲-۴۱) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\dot{V} = -e^T Q(t) e + \tilde{\Phi}^T (-\hat{W} B(t)^T P e + \Lambda \dot{\tilde{\Phi}}) + \sum_{i=1}^{p} (-\tilde{w}_i^T \hat{\Phi} B_i^T P e + \tilde{w}_i^T \Theta \dot{\tilde{w}}_i) \qquad (۴۵-۲)$$

در این رابطه $\dot{\tilde{w}}_i$ ستون iام ماتریس $\dot{\tilde{W}}$ و B_i ستون iام ماتریس $B(t)$ است.

اگر $\dot{\tilde{w}}_i$ و $\dot{\tilde{\Phi}}$ به صورت روابط (۲-۴۶) و (۲-۴۷) انتخاب شوند:

$$\dot{\tilde{w}}_i = \Theta^{-1} \hat{\Phi} B_i^T P e; \quad i = 1, \ldots p, \qquad (۴۶-۲)$$

$$\dot{\tilde{\Phi}} = \Lambda^{-1} \hat{W} B(t)^T P e \qquad (۴۷-۲)$$

مشتق تابع لیاپانوف به صورت رابطه (۲-۴۸) بیان می‌شود:

$$\dot{V} = -e^T Q(t) e \leq 0 \tag{۴۸-۲}$$

در نهایت با توجه به روابط (۲-۳۹) و (۲-۴۰) معادلات به‌روز رسانی برای هر ورودی به فرم زیر حاصل می-شود:

$$\dot{\hat{w}}_i = -\Theta^{-1} \hat{\Phi} B_i^T P e; \;\; i = 1,...p, \tag{۴۹-۲}$$

$$\dot{\hat{\Phi}} = -\Lambda^{-1} \hat{W} B(t)^T P e \tag{۵۰-۲}$$

رابطه (۲-۴۹) را می‌توان به فرم کلی زیر تبدیل کرد:

$$\dot{\hat{W}}^T = -B(t)^T P e \hat{\Phi}^T \tag{۵۱-۲}$$

از این رابطه می‌توان نتیجه گرفت معادله به‌روز رسانی وزن‌ها برای هر نرون به صورت زیر است:

$$\dot{\hat{w}}_j = -B(t)^T P e \hat{\Phi}_j; \;\; j = 1,...h, \; \Theta = I \tag{۵۲-۲}$$

به وضوح می‌توان دید که خروجی شبکه به فرم $\hat{g} = \hat{W}^T \hat{\Phi}$ است. بنابراین فرم گسسته معادله به‌روز رسانی وزن‌ها برای هر نرون به صورت زیر است:

$$\hat{w}_i(k+1) = \hat{w}_i(k) - \eta_1 \frac{\partial \hat{g}}{\partial \hat{w}_i} B(k)^T P e(k), \; i = 1,...,h \tag{۵۳-۲}$$

از آنجائی‌که تابع گوسین $\hat{\Phi}$ تابعی بر حسب $\hat{\sigma}$ و $\hat{\mu}$ است، با توجه به معادله به‌روز رسانی تابع $\hat{\Phi}$، می‌توان مراکز و پهنای تابع را به صورت زیر به‌روز کرد و به ورودی کنترلی مطلوب جهت ردیابی مسیر دست یافت:

$$\underline{\hat{\mu}}_i(k+1) = \underline{\hat{\mu}}_i(k) - \eta_2 \eta_3 \frac{\partial \hat{g}}{\partial \underline{\hat{\mu}}_i^T} B(k)^T P e(k) \tag{۵۴-۲}$$

$$\underline{\hat{\sigma}}_i(k+1) = \underline{\hat{\sigma}}_i(k) - \eta_2 \eta_4 \frac{\partial \hat{g}}{\partial \underline{\hat{\sigma}}_i^T} B(k)^T P e(k) \tag{۵۵-۲}$$

۲-۶- حداقل میانگین مربعات کرنلی (KLMS)[1]

قبل از ارائه روش حداقل میانگین مربعات کرنلی نگاهی بر الگوریتم حداقل میانگین مربعات[2] خواهیم داشت.

۲-۶-۱- حداقل میانگین مربعات (LMS)

حداقل میانگین مربعات یک الگوریتم تطبیقی است که بر اساس گرادیان نزولی عمل می‌کند. به‌گونه‌ای از داده‌های در دسترس، بردار گرادیان را تخمین می‌زند؛ یک روند تکرار را به کار می‌گیرد و بر اساس آن یک سری اطلاعات معتبر را به بردار وزنی در خلاف جهت بردار گرادیان که نهایتا منجر به کمینه شدن میانگین مربعات خطا (MSE)[3] می‌شود، اعمال می‌کند [۲۰].

- **فرمول‌بندی الگوریتم حداقل میانگین مربعات**

بر اساس روش کاهش گرادیان، معادله برداری به‌روز کردن وزن به صورت رابطه (۲-۵۶) است:

$$w(n+1) = w(n) + 1/2\eta[-\nabla(E\{e^2(n)\})] \qquad (۵۶\text{-}۲)$$

η پارامتر یادگیری است و همگرایی الگوریتم را کنترل می‌کند. $e^2(n)$ مربع میانگین خطای بین خروجی واقعی $y(n)$ و سیگنال مرجع $d(n)$ است که به صورت رابطه (۲-۵۷) تعریف می‌شود:

$$e^2(n) = [d(n) - w^h x(n)]^2 \qquad (۵۷\text{-}۲)$$

بردار گرادیان در معادله به‌روز کردن وزن به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\nabla_w(E\{e^2(n)\}) = -2r + 2Rw(n) \qquad (۵۸\text{-}۲)$$

در روش سریع‌ترین نزول بزرگترین مشکل، محاسبه مقادیر ماتریس‌های r و R در زمان حقیقی است. الگوریتم حداقل میانگین مربعات این مسئله را با استفاده از مقادیر لحظه‌ای ماتریس‌های کوواریانس r و R به جای مقادیر واقعی آن‌ها، ساده می‌کند:

1-Kernel Least Mean Square
2-Least Mean Square
3-Mean Square Error

$$R(n) = x(n)x^h(n) \quad (۵۹-۲)$$

$$r(n) = d(n)x(n) \quad (۶۰-۲)$$

بنابراین معادله به‌روز کردن وزن به فرم زیر خواهد شد:

$$\begin{aligned} w(n+1) &= w(n) + \eta x(n)[d(n) - x^h(n)w(n)] \\ &= w(n) + \eta x(n)\, e(n) \end{aligned} \quad (۶۱-۲)$$

این الگوریتم یک عملکرد مقاوم و پایدار در مقابل شرایط مختلف سیگنال ورودی دارد. سرعت همگرایی این الگوریتم در مقایسه با الگوریتم‌های دیگری همچون حداقل مربعات بازگشتی (RLS)[1] چندان زیاد نیست.

تعداد زیادی دیگر از الگوریتم حداقل میانگین مربعات وجود دارد که به رفع نقایص پایه این الگوریتم می‌پردازد. به عنوان مثال حداقل میانگین مربعات نرمالیزه شده[2] [۲۱] یک نرخ تطبیق متغیر را معرفی می‌کند. این الگوریتم سرعت همگرایی را در یک محیط غیراستاتیک بهبود می‌بخشد.

الگوریتم دیگری به نام Block LMS [۲۲] وجود دارد که جهت افزایش سرعت همگرایی زمانی که فرآیند تطبیق طولانی است، استفاده می‌شود.

یک نوع ساده از الگوریتم LMS، Sign LMS [۲۳] است که علامت خطا را جهت به‌روز کردن وزن‌ها استفاده می‌کند.

۲-۶-۲- فرمول‌بندی حداقل میانگین مربعات کرنلی

الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی فهم الگوریتم حداقل میانگین مربعات را با دیدگاه آموزش ماشین بهبود می‌بخشد. در واقع این الگوریتم یک نتیجه مستقیم استفاده از الگوریتم حداقل میانگین مربعات در یک فضا با بعد بالا توسط تابع کرنل است [۲۴].

حداقل میانگین مربعات یکی از ساده‌ترین و معمول‌ترین الگوریتم‌های برخط است. تنظیم ساده معادله به‌روز کردن وزن در حداقل میانگین مربعات نشان می‌دهد که می‌توان این الگوریتم را منحصرا بر اساس ترم‌های

[1]-Recursive Least Square
[2]-Normalized Least Mean Square

ضرب داخلی بیان کرد که با استفاده از شیوه کرنل به سادگی این امکان را می‌دهد که یک نوع غیرخطی آن را هم ایجاد نمود. الگوریتم ایجاد شده حداقل میانگین مربعات کرنلی است.

همان‌گونه که اساس روش حداقل میانگین مربعات یک ترکیب‌گر خطی است، اساس حداقل میانگین مربعات کرنلی هم یک شبکه با تابع پایه شعاعی است. آموزش شبکه پایه شعاعی با حداقل میانگین مربعات کرنلی، با شبکه‌های پایه شعاعی قدیمی متفاوت است. برای آموزش شبکه پایه شعاعی قدیمی، مراکز کرنل و اعداد آن‌ها با یک الگوریتم پیچیده و غیرمستدل انتخاب می‌شود. در صورتی‌که در این روش می‌توان مراکز شبکه و تعداد آن‌ها را به صورت خودکار تعیین کرد و نیاز به هیچ‌گونه مجموعه از قبل آموزش داده شده ندارد. در واقع حداقل میانگین مربعات کرنلی یک شبکه پایه شعاعی توسعه یافته برخط است.

در سال‌های اخیر، انجمن آموزش ماشین توجه زیادی نسبت به روش‌های کرنل برای مسائل طبقه‌بندی و رگرسیون در کاربردهای متفاوت نشان داده است. اکثر روش‌های کرنل از جمله آنالیز اجزای اصلی کرنل (K-PCA)[۱][۲۵] ماشین‌های بردار پشتیبان(SVM)[۲] [۲۶] و شبکه‌های تنظیم [۲۷] برای کاربردهای برخط جائی‌که داده‌ها باید لحظه به لحظه دریافت شود، مناسب نیست. تحقیقات متعددی در زمینه یافتن بهترین روش برخط انجام شده است [۲۸]. نتیجه تحقیقات نشان می‌دهد که الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی ساده‌ترین روش برخط است که نیاز به هیچ‌گونه ترم تنظیم ندارد [۲۹].

ایده اساسی حداقل میانگین مربعات کرنلی انتقال داده‌های x_i از فضای ورودی به فضای برداری با بعد بالا $\phi(x_i)$ است. تابع کرنل به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۴]:

$$\kappa(x_i, x_j) = \langle \phi(x_i), \phi(x_j) \rangle \tag{۶۲-۲}$$

تابع کرنل می‌تواند به صورت چند جمله‌ای و گوسین باشد.

- کرنل چند جمله‌ای

$$\kappa(x, y) = (1 + xy)^n \tag{۶۳-۲}$$

[1]-Kernel principal component analysis
[2]-Support vector machines

n نماینده مرتبه تابع کرنل است.

- کرنل گوسی

$$\kappa(x,y)=\langle\phi(x),\phi(y)\rangle \tag{۶۴-۲}$$

$$\kappa(x,y)=\exp-(\frac{\|x-y\|^2}{2\sigma^2}) \tag{۶۵-۲}$$

که در آن σ^2 سایز کرنل و یک پارامتر آزاد است و کل عملکرد الگوریتم را تحت تاثیر قرار می‌دهد.

لازم به ذکر است برای استفاده از این الگوریتم در کاربردهای کنترلی نیاز به ایجاد تغییراتی در ساختار آن می‌باشد.

اگر در لحظه n، $\hat{y}(n)$ خروجی واقعی، $y_d(n)$ خروجی مطلوب, و $e(n)$ خطای ردیابی باشد، بردار وزن $\Omega(n)$ طبق قاعده زنجیره‌ای[1] به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned}\Omega(n+1)&=\Omega(n)+2\eta e(n)\frac{\partial\hat{y}}{\partial\Omega}\\&=\Omega(n)+2\eta e(n)\frac{\partial\hat{y}}{\partial u}\frac{\partial u}{\partial\Omega}.\end{aligned} \tag{۶۶-۲}$$

η آهنگ آموزش (همگرایی) را تعیین می‌کند و بر اساس حد بالایی بزرگترین مقدار ویژه کوواریانس داده‌ها تعیین می‌شود. در واقع تخمین آن سخت است و بستگی به سایز کرنل دارد. از آنجائی‌که ورودی کنترلی یا همان خروجی حداقل میانگین مربعات کرنلی به صورت ضرب داخلی بردار وزن‌ها و ورودی مطلوب در فضا با بعد بالاتر ($u(n)=\langle\Omega(n),\phi(y_d(n))\rangle$) بیان می‌شود، رابطه (۲-۶۶) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\Omega(n+1)=\Omega(n)+2\eta e(n)\frac{\partial\hat{y}}{\partial u}\phi(y_d(n)). \tag{۶۷-۲}$$

در عمل محاسبه Ω با استفاده از فرمول مستقیم فوق امکان‌پذیر نیست. می‌توان Ω را با ارتباط به مقدار اولیه آن بدست آورد:

$$\Omega(n)=\Omega(0)+2\eta\sum_{i=0}^{n-1}e(i)\frac{\partial\hat{y}(i)}{\partial u(i)}\phi(y_d(i)) \tag{۶۸-۲}$$

برای راحتی $\Omega(0)$ صفر فرض می‌شود:

---
[1] -Chain rule

$$\Omega(n) = 2\eta\sum_{i=0}^{n-1} e(i)\frac{\partial \hat{y}(i)}{\partial u(i)}\phi(y_d(i)) \qquad (۶۹-۲)$$

در نهایت خروجی شبکه در نقش ورودی کنترلی سیستم به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} u(n) &= \langle \Omega(n), \phi(y_d(n)) \rangle \\ &= \eta\sum_{i=0}^{n-1} e(i)\frac{\partial \hat{y}}{\partial u}\langle \phi(y_d(i)), \phi(y_d(n)) \rangle \\ &= \eta\sum_{i=0}^{n-1} e(i)\frac{\partial \hat{y}}{\partial u}\kappa(y_d(i), y_d(n)). \end{aligned} \qquad (۷۰-۲)$$

چنانچه تابع کرنل استفاده شده گوسین باشد، ورودی کنترلی زیر حاصل می‌شود:

$$u(n) = \eta\sum_{i=0}^{n-1} e(i)\frac{\partial \hat{y}}{\partial u}\exp(-\frac{\left\| y_d(i) - y_d(n) \right\|^2}{2\sigma^2}) \qquad (۷۱-۲)$$

لازم به ذکر است که اغلب پارامتر σ یک مقدار ثابت در نظر گرفته می‌شود.

۲-۶-۳- قانون تطبیقی برای به‌روز رسانی اندازه تابع کرنل

برای بهتر شدن عملکرد کنترل کننده می‌توان به جای اینکه اندازه تابع کرنل (σ) را یک مقدار ثابت در نظر گرفت، از قوانین به‌روز رسانی تطبیقی بر اساس آموزش خطای پسخورد جهت تنظیم برخط σ استفاده نمود [۶]. از طرفی چنانچه تابع کرنل استفاده شده چند جمله‌ای باشد، برای نتیجه بهتر می‌توان آهنگ همگرایی آن را نرمالیزه نمود [۳۰].

دینامیک سیستم غیرخطی تحت کنترل را در حوزه پیوسته زمان به فرم رابطه (۲-۷۲) در نظر بگیرید. هدف کنترل‌کننده طراحی u به‌گونه‌ای است که حالات سیستم (x)، حالات مطلوب x_d را دنبال نماید.

$$\dot{x} = f(x, u) \qquad (۷۲-۲)$$

بدون از دست دادن کلیت مسئله، فرضیات زیر در نظر گرفته می‌شود:

فرض۱- اگر تعداد کل حالات سیستم k باشد، تعداد حالت‌های x که قرار است کنترل شود، با تعداد ورودی‌های کنترلی مساوی و برابر r است. سایر حالت‌های سیستم $(k-r)$ نیز هم‌زمان در پایان مسیر به نقطه تعادل میل می‌کنند.

فرض۲- دینامیک $f(x,u)$ دارای مشتقات جزئی کراندار محدود در یک همسایگی معین از همه نقاط مسیر مطلوب x_d است و مشتق ماتریس $f(x,u)$ نسبت به ورودی کنترل u^T نامنفرد است و $f(0,0)=0$ است.

تحت این فرض‌ها، ورودی کنترلی مطلوب را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\begin{aligned} u_d(t) &= \eta \sum_{i=0}^{n-1} e(i) \frac{\partial \hat{x}}{\partial u} \exp\left(-\frac{\left\| x_d(i) - x_d(n) \right\|^2}{2\sigma_*^2}\right) \\ &= \eta \sum_{i=0}^{n-1} e(i) \frac{\partial \hat{x}}{\partial u} \Phi^* \end{aligned} \quad (۷۳-۲)$$

که σ_* مقدار بهینه اندازه تابع کرنل، $e(i)=x(i)-x_d(i)$ خطای ردیابی و Φ_* تابع کرنل بهینه است.

دینامیک خطای ردیابی کل سیستم را می‌توان به صورت زیر بیان نمود:

$$\dot{e} = f(x,u) - f(x_d,u_d) \quad (۷۴-۲)$$

با استفاده از بسط سری تیلور و صرف‌نظر از ترم‌های بالاتر بسط، به نتیجه زیر خواهیم رسید:

$$\dot{e} = A(t)e + B(t)(u-u_d) \quad (۷۵-۲)$$

در این معادله $A(t)$ و $B(t)$ به صورت زیر بدست می‌آیند:

$$A(t) = \frac{\partial f(x,u)}{\partial x^T}\Big|_{x_d,u_d} \quad (۷۶-۲)$$

$$B(t) = \frac{\partial f(x,u)}{\partial u^T}\Big|_{x_d,u_d} \quad (۷۷-۲)$$

در این روابط x_d و u_d در نقاط تعادل در نظر گرفته می‌شوند.

برای تضمین پایداری سیستم حلقه بسته می‌توان از کنترل‌کننده‌های مرسوم مانند PID، LQR یا H_{∞} به صورت موازی با کنترل‌کننده اصلی استفاده نمود [۶]. در اینجا با فرض زیر از یک کنترل کننده تناسبی برای پایداری سیستم استفاده می‌شود.

فرض ۳- سیستم دینامیک حلقه بسته که کنترل‌کننده پسخورد آن بر اساس مدل نامی هواپیما طراحی شده است، در راستای مسیر مطلوب پایدار است.

با داشتن تنها کنترل‌کننده تناسبی $u = K_p e$، دینامیک خطا به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\dot{e} = (A(t) + B(t) K_p)\, e - B(t)\, u_d \qquad (۲-۷۸)$$

بر اساس فرض ۳، K_p به گونه‌ای طراحی می‌شود که $C(t) = A(t) + B(t) K_p$ در دینامیک خطا پایدار باشد.

سیگنال کنترلی نهایی مجموع کنترل‌کننده حداقل میانگین مربعات کرنلی و کنترل‌کننده تناسبی است:

$$u = u_{klms} + K_p e \qquad (۲-۷۹)$$

فرض می‌شود که خروجی کنترل‌کننده حداقل میانگین مربعات کرنلی به فرم $\hat{u}_K = w^T \hat{\Phi}$ می‌باشد، که $\hat{\Phi}$ تابع کرنل تخمینی است. دراین‌صورت خطای تخمین $\tilde{\Phi}$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\dot{\tilde{\Phi}} = \dot{\Phi}^* - \dot{\hat{\Phi}} \qquad (۲-۸۰)$$

می‌توان بردار وزنی حداقل میانگین مربعات کرنلی را به صورت زیر فرض نمود:

$$W = [e(1) \;\; e(2) ... e(n-1)]^T \qquad (۲-۸۱)$$

در نهایت با استفاده از روابط (۲-۷۸) تا (۲-۸۱)، دینامیک خطا به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\dot{e} = C(t)\, e - B(t)\, w^T \hat{\Phi} \qquad (۲-۸۲)$$

برای بدست آوردن قانون تطبیقی به‌روز کردن اندازه تابع کرنل تابع لیاپانوف زیر پیشنهاد داده می‌شود [۶]:

$$V = 1/2 e^T M\, e + 1/2 \tilde{\Phi}^T \Gamma \tilde{\Phi} \tag{۲-۸۳}$$

M یک ماتریس مثبت مؤکد متقارن و Γ یک ماتریس مثبت مؤکد ثابت است.

با در نظر گرفتن معادلات (۲-۸۲) و (۲-۸۳)، مشتق تابع لیاپانوف به قرار زیر است:

$$\dot{V} = -e^T \mathrm{H}(t)\, e - \tilde{\Phi}^T w B(t)^T M\, e + \tilde{\Phi}^T \Gamma \dot{\tilde{\Phi}} \tag{۲-۸۴}$$

که در آن $\mathrm{H}(t)$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$H(t) = -1/2 (C(t)^T M + MC(t)) \tag{۲-۸۵}$$

در نهایت خواهیم داشت:

$$\dot{V} = -e^T \mathrm{H}(t) e + \tilde{\Phi}^T (-w B(t)^T M\, e + \Gamma \dot{\tilde{\Phi}}) \tag{۲-۸۶}$$

که اگر $\dot{\tilde{\Phi}}$ را به صورت زیر در نظر گرفته شود:

$$\dot{\tilde{\Phi}} = \Gamma^{-1} w\; B(t)^T M\, e \tag{۲-۸۷}$$

مشتق تابع لیاپانوف به فرم منفی زیر خواهد بود:

$$\dot{V} = -e^T \mathrm{H}(t)\, e \tag{۲-۸۸}$$

از آنجائی‌که $\dot{\Phi}^* = 0$ معادله به‌روز رسانی به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\dot{\hat{\Phi}} = -\Gamma^{-1} w\; B(t)^T M\, e \tag{۲-۸۹}$$

می‌توان معادله به‌روز رسانی را به فرم گسسته زیر تبدیل نمود:

$$\begin{aligned} \nabla \hat{\Phi}(n) &= \hat{\Phi}(n+1) - \hat{\Phi}(n) \\ &= -\gamma_1 \Gamma^{-1} w\; B(n)^T M\, e(n). \end{aligned} \tag{۲-۹۰}$$

با توجه به اینکه $\hat{\Phi}$ تابعی از $\hat{\sigma}$ است ($\hat{\Phi} = \Phi(\hat{\sigma})$)، در نهایت الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی با قانون به‌روز رسانی زیر برای اندازه تابع کرنل حاصل می‌شود:

$$
\begin{aligned}
\hat{\sigma}(n+1) &= \hat{\sigma}(n) + \gamma_2 \frac{\partial \hat{\Phi}}{\partial \hat{\sigma}^T} \nabla \hat{\Phi}(n) \\
&= \hat{\sigma}(n) - \gamma_1 \gamma_2 \frac{\partial \hat{u}_k}{\partial \hat{\sigma}^T} B(n)^T M \, e(n)
\end{aligned}
\qquad (۹۱-۲)
$$

بنابراین می‌توان از الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی به عنوان یک روش ساده که وزن‌ها و مراکز را به راحتی خود انتخاب می‌کند و اندازه تابع گوسین آن با استفاده از رابطه (۲-۹۱) به‌روز می‌شود، در کنترل استفاده کرد که در فصل آتی عملکرد آن در ردیابی یک مانور نمونه در یک هواپیمای جنگنده ارزیابی خواهد شد.

فصل سوم

نتایج شبیه‌سازی

۳-۱- مقدمه

در این فصل برای بررسی عملکرد حداقل میانگین مربعات کرنلی به عنوان کنترل‌کننده در ردیابی یک مانور مطلوب، شبیه‌سازی روی یک هواپیمای F-18 با دینامیک کاملاً غیرخطی شش درجه آزادی با مشخصات و معادلات حرکت بیان شده در پیوست، انجام شده است. لازم به ذکر است که نتایج بر اساس حداقل میانگین مربعات کرنلی با اندازه تابع کرنل به‌روز شده می‌باشد.

۳-۲- نتایج حاصل از ردیابی با استفاده از حداقل میانگین مربعات کرنلی

- ✓ حالت اول

هدف، کنترل متغیرها می‌باشد، به عنوان نمونه تعقیب مقدار مطلوب زاویه حمله (α) و نگه داشتن زاویه لغزش جانبی (β) در زاویه کمتر از ۱ درجه و کنترل آهنگ رول در محور پایداری ($\dot{\mu}$). آهنگ رول در محور پایداری باعث می‌شود هواپیما حول محور پایداری خود بچرخد تا بتواند در مسیر مطلوب جهت پرواز را ۱۸۰درجه تغییر دهد. روابط (۳-۱) تا (۳-۳) معادلات توصیف‌کننده این سه متغیر را بیان می‌دارد.

$$\alpha = \tan^{-1}(w / u) \qquad (۳-۱)$$

$$\dot{\mu} = p\cos(\alpha) + r\sin(\alpha) \qquad (۳-۲)$$

$$\beta = \sin^{-1}(w / v_t) \qquad (۳-۳)$$

که در آن w, v, u سرعت در سه جهت z, y, x نسبت به مختصات زمینی و v_t سرعت کل است.

r, p هم به ترتیب سرعت زاویه‌ای در راستای محور طولی (رول) و محور سمت (یاو) می‌باشند. جزئیات این پارامترها در پیوست ذکر شده است.

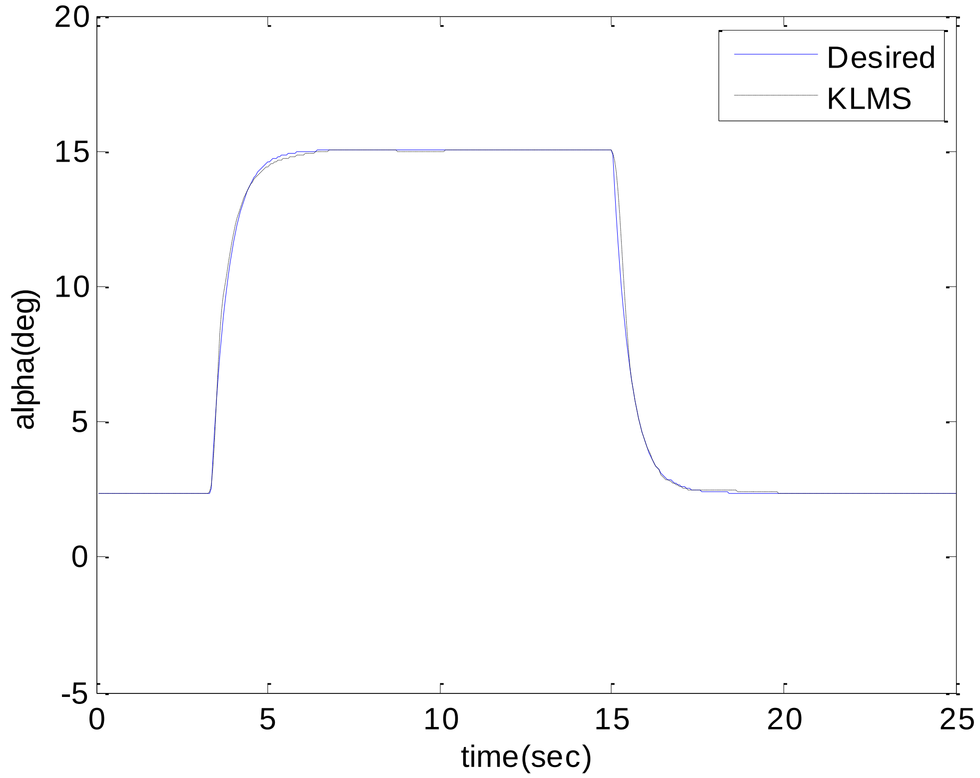
ردیابی متغیرها باید به گونه‌ای انجام شود که α و $\dot{\mu}$ مسیر مطلوب را تعقیب کنند و انحراف زاویه لغزش جانبی نباید از ۱ درجه تجاوز نماید.

مانور رول حول بردار سرعت در زاویه حمله α در پرواز مستقیم هموار با $\alpha = 2.37\deg$، $V = 500 ft/s$ شروع می‌شود. به الویتور یک فرمان پیچ از مقدار اولیه ۰.۵- درجه به طرف بالا جهت افزایش α به ۱۵ درجه از حالت نشست در ثانیه ۳.۳ داده می‌شود. فرمان برای نرخ رول در محور پایداری ($\dot{\mu}$) در ثانیه ۵ شروع و شامل سه مرحله می‌باشد: ناحیه صعود[1]، ناحیه نگهداری[2] ۱۵ درجه بر ثانیه و ناحیه جلوگیری[3]. رول حول محور پایداری، هواپیما را حول محور پایداری به‌گونه‌ای می‌چرخاند که جهت مسیر پرواز را تغییر دهد. سپس α کاهش پیدا می‌کند تا دماغه به α اولیه در ثانیه ۱۵ برسد.

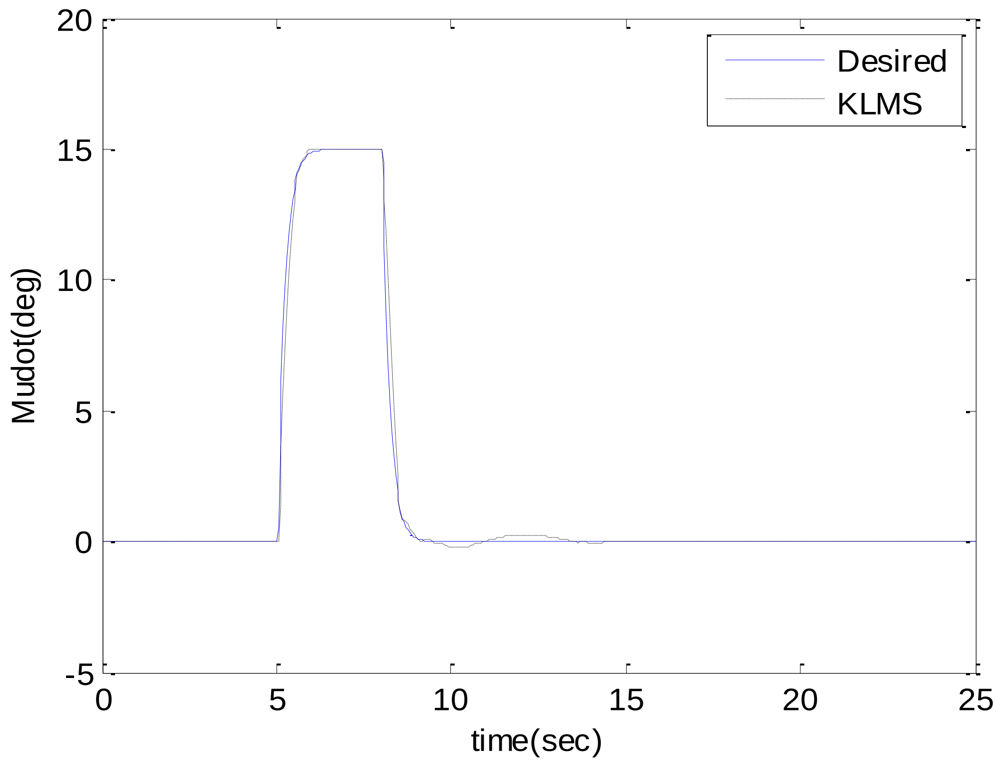
نتایج حاصل از کنترل این نمونه با استفاده از الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی در شکل‌های (۳-۱) تا (۳-۳) آمده است. مقادیر پارامترها به صورت زیر می‌باشد:

$$P = [1 \;\; 0 \;\; 0; 0 \;\; 1.1 \;\; 0; 0 \;\; 0 \;\; 1] \;\; , \;\; \eta = [.5 \;\; .5 \;\; .2] \;\; , \;\; \gamma_1 \gamma_2 = .1$$

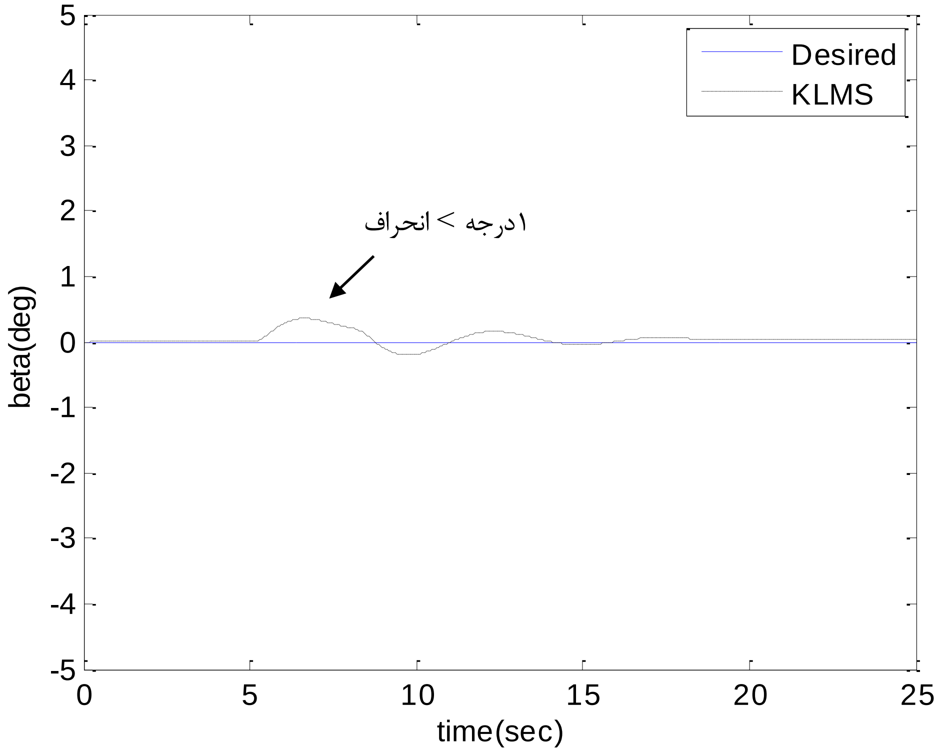
[1]- rising region
[2]- holding region
[3]- arresting region



شکل (۳-۱) کنترل زاویه حمله با استفاده از KLMS



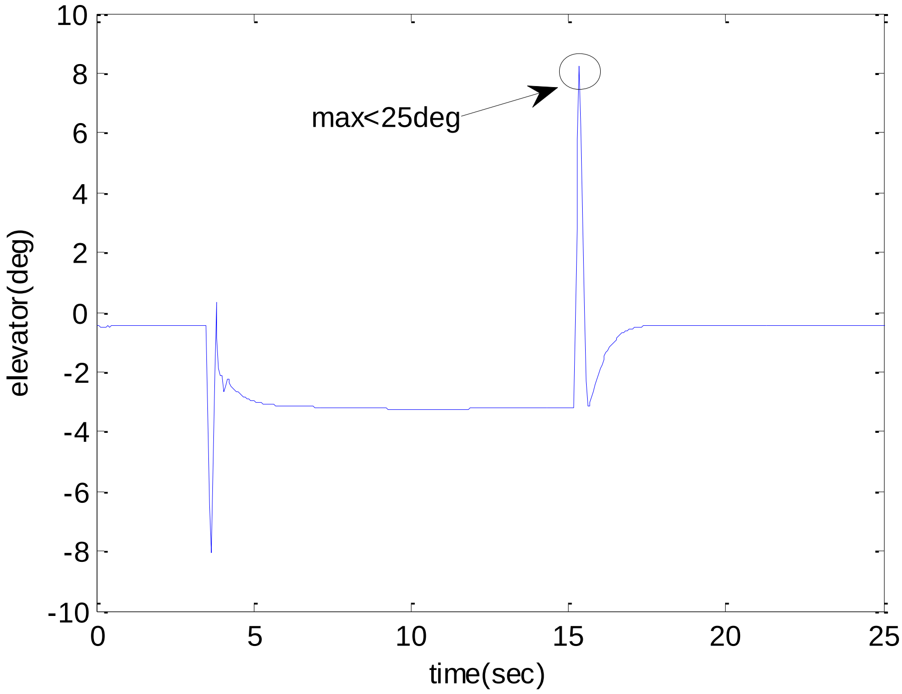
شکل (۳-۲) کنترل آهنگ رول در محور پایداری با استفاده ازKLMS



شکل (۳-۳) کنترل زاویه لغزش جانبی با استفاده ازKLMS

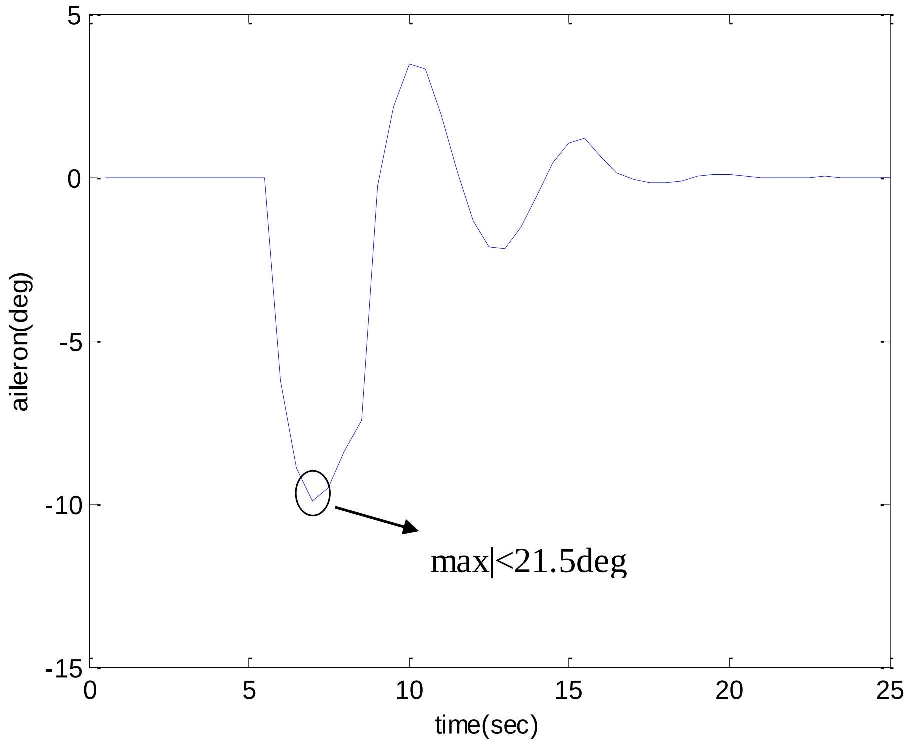
با توجه به نمودارهای مربوط به کنترل متغیرها، زاویه α و $\dot{\mu}$ مقدار مطلوب را با خطای اندکی تعقیب می-کنند. زاویه β هم در محدوده کمتر از یک درجه قرار دارد. با توجه به رابطه (۳-۲) وابستگی $\dot{\mu}$ نسبت به سرعت زاویه‌ای r باعث می‌شود هم‌زمان با رول زدن (تحریک شهپرها) در هواپیما سرش جانبی ایجاد شود و زاویه β افزایش یابد که هرچقدر میزان تاثیرپذیری و افزایش β کمتر باشد پایداری هواپیما و ردیابی مطلوب‌تر است.

سطوح کنترل اصلی هواپیما (ورودی‌های کنترلی سیستم) هم به صورت نمودارهای (۳-۴) تا (۳-۶) تحریک می‌شوند.

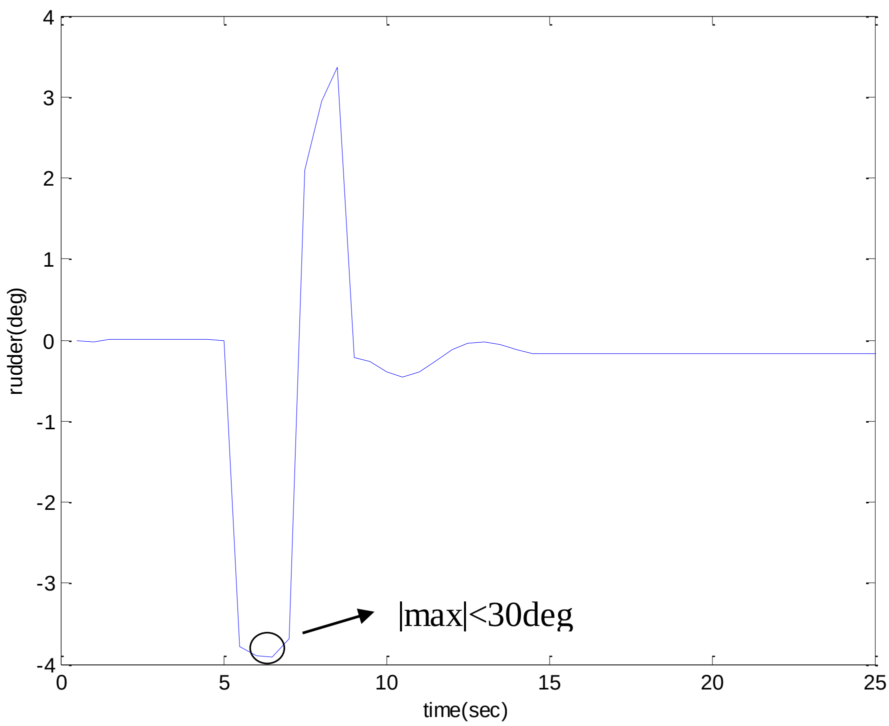


شکل (۳-۴) انحراف سطح کنترل بالابر (درجه) در KLMS

برای افزایش زاویه حمله، بالابر (ورودی کنترل) در جهت منفی تحریک می‌شود و لزومی ندارد این تحریک در مدت زمان زیادی رخ دهد. برای کاهش زاویه حمله بالابر در جهت مثبت حرکت می‌کند. با توجه به نمودار سطح کنترل بالابر، بیشترین مقدار تحریک آن تقریبا ۸ درجه در جهت مثبت و منفی می‌باشد که کمتر از مقدار مجاز است.



شکل (۳-۵) انحراف سطح کنترل شهپرها (درجه) در KLMS



شکل (۳-۶) انحراف سطح کنترل رادر (درجه) در KLMS

برای رول زدن هواپیما در جهت افزایش زاویه رول، سطوح کنترل شهپرها در جهت منفی تحریک می‌شوند و برعکس (شکل(۳-۵)). همان‌گونه که قبلا اشاره شد، با رول زدن هواپیما سرش جانبی ایجاد می‌شود که این سرش را در نمودار تحریک سطح کنترل رادر می‌توان مشاهده کرد (شکل (۳-۶)).

همان‌گونه که نتایج حاصل از ردیابی نشان می‌دهد، با توجه به محدوده مجاز تحریک سطوح کنترل هواپیمای F-18 طبق رابطه (۳-۴)، بیشترین مقدار تحریک سطوح کنترل اصلی حاصل، از مقدار مجاز کمتر است.

$$\delta_e = [-25\deg, +25\deg],\ \delta_a = [-21.5\deg, 21.5\deg],\ \delta_r = [-30\deg, 30\deg] \qquad (۴-۳)$$

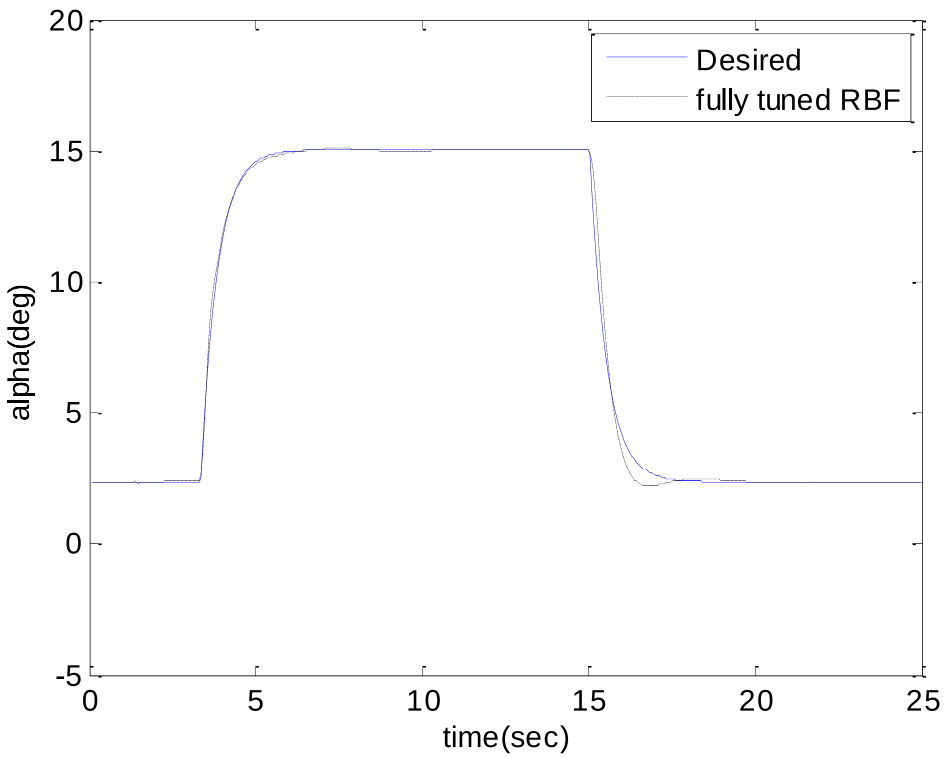
۳-۳- مقایسه با کنترل‌کننده بر اساس شبکه عصبی پایه شعاعی کاملا تنظیم شده

در این بخش عملکرد الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی با کنترل‌کننده بر اساس شبکه عصبی پایه شعاعی کاملا تنظیم شده مقایسه می‌شود. پارامترها در این کنترل‌کننده به صورت زیر است:

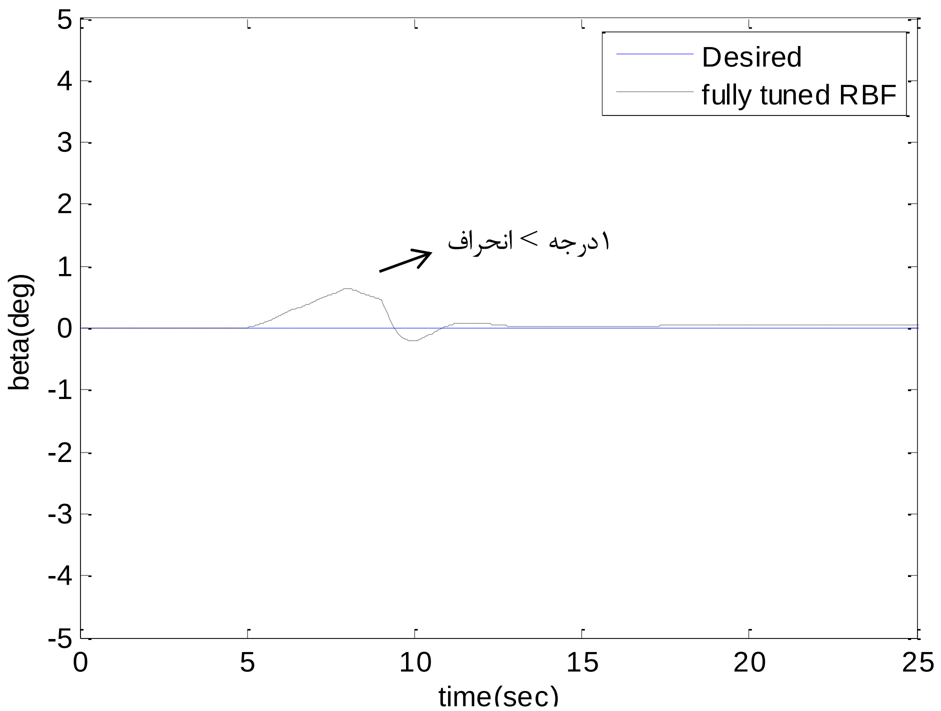
$$P = [1\ \ 0\ \ 0;0\ \ 1.2\ \ 0;0\ \ 0\ \ 1.1]\ ,\ \ \eta_1 = [.5\ \ .5\ \ .3]\ ,$$

$$\eta_2\eta_3 = [.1\ .2\ .1]\ ,\ \eta_2\eta_4 = [.1\ .1\ .1]\ ,\ \ h = 13$$

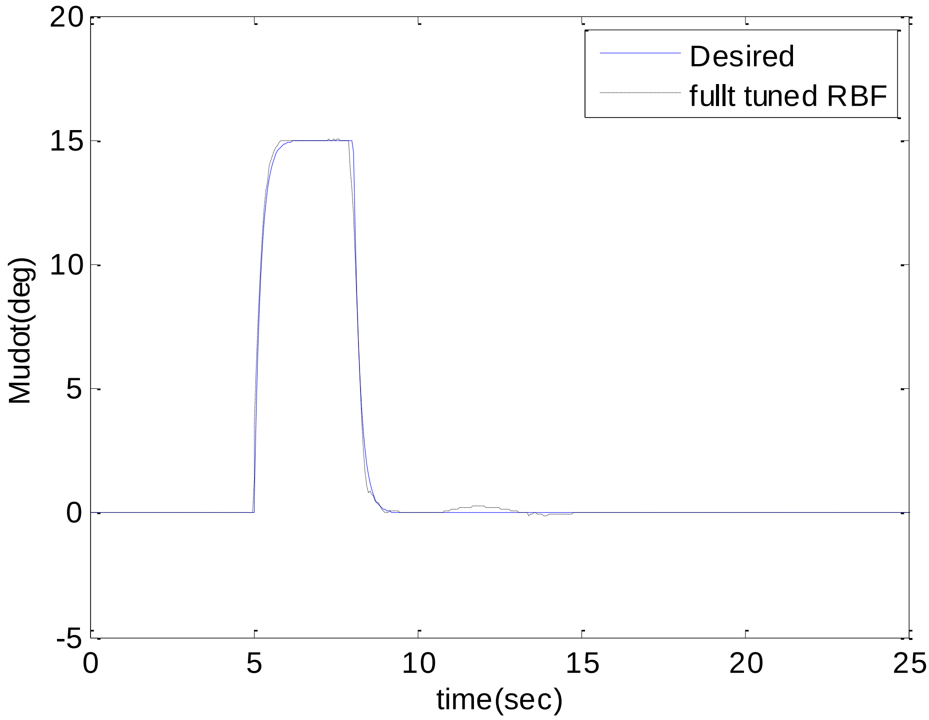
نتایج حاصل از ردیابی نمونه مانور ذکر شده در قسمت (۳-۲)، با استفاده از این ساختار کنترلی در نمودارهای (۳-۷) تا (۳-۹) آمده است.



شکل (۳-۷) کنترل زاویه حمله با استفاده از RBF کاملا تنظیم شده

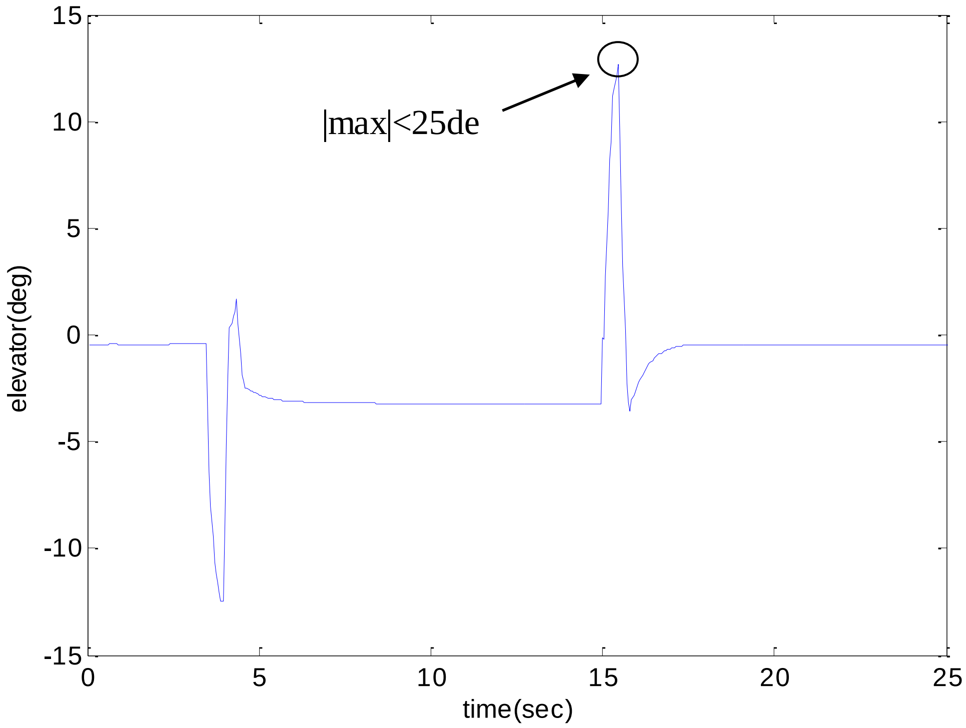


شکل (۳-۸) کنترل آهنگ رول در محور پایداری با استفاده ازRBF کاملا تنظیم شده



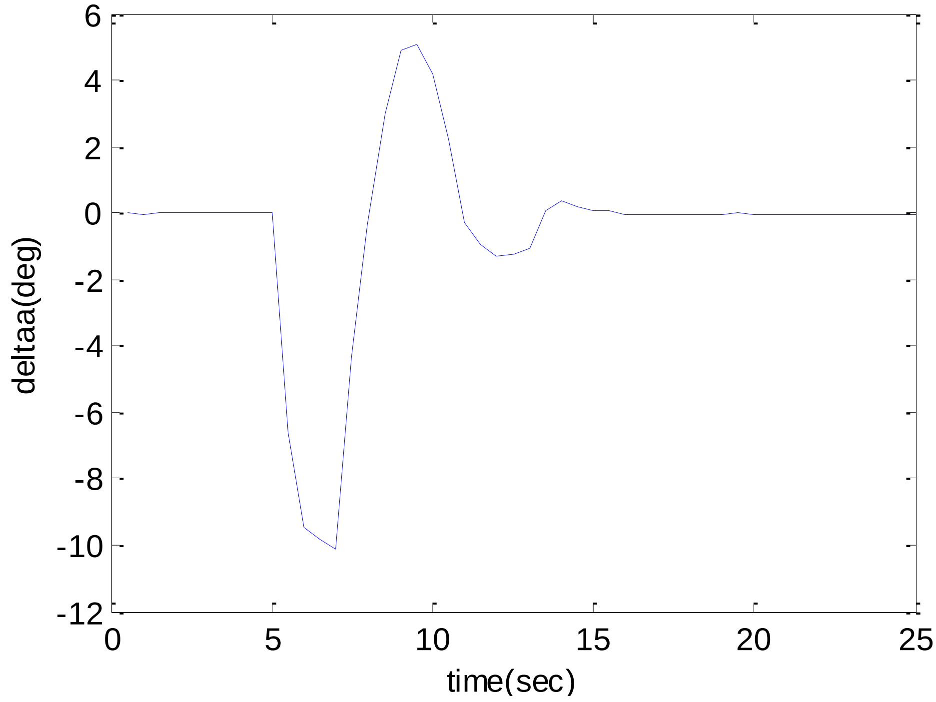
شکل (۳-۹) کنترل زاویه لغزش جانبی با استفاده ازRBF کاملا تنظیم شده

همان‌گونه که نتایج حاصل از ردیابی این مانور با استفاده از RBF کاملا تنظیم شده نشان می‌دهد، این روش عملکرد مناسبی دارد و عملکرد آن مشابه الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی می‌باشد. مزیتی که روش حداقل میانگین مربعات کرنلی در مقایسه با این روش با وجود عملکرد یکسان دارد، سادگی و کم بودن حجم محاسبات است. چون در روش کنترل با استفاده از RBF کاملا تنظیم شده همه پارامترهای شبکه با یک قانون تطبیق پیچیده تنظیم می‌شوند که خود باعث گستردگی حجم محاسبات و کاهش سرعت می-شود.

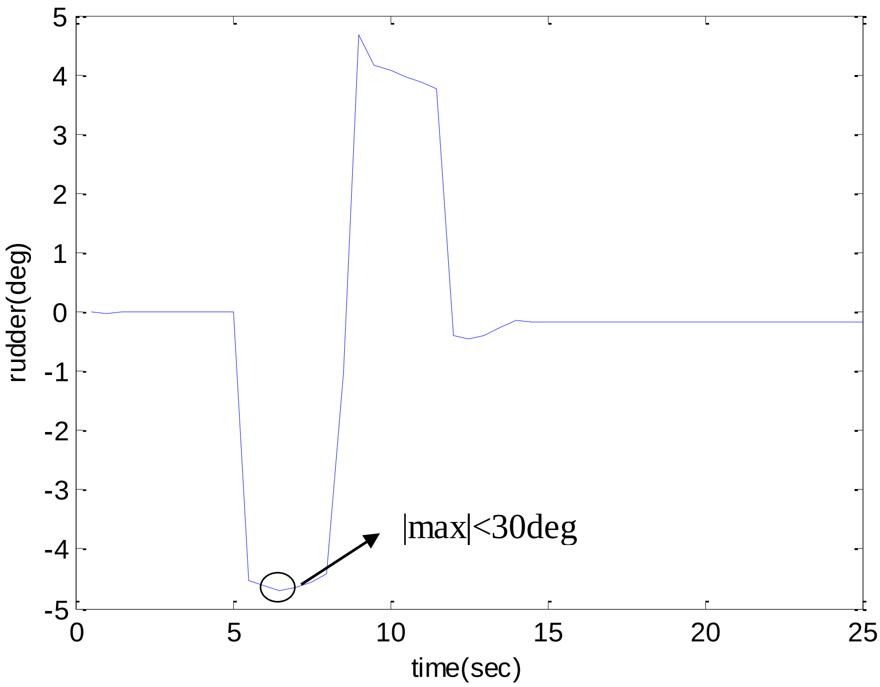


شکل (۳-۱۰) انحراف سطح کنترل بالابر (درجه) در RBF کاملا تنظیم شده

با توجه به نمودار سطح کنترل بالابر، بیشترین مقدار تحریک آن تقریبا ۱۲ درجه در جهت مثبت و منفی می‌باشد که کمتر از مقدار مجاز و بیشتر از مقدار تحریک این ورودی در الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی است و این خود مزیت الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی محسوب می‌شود.



شکل (۳-۱۱) انحراف سطح کنترل شهپرها (درجه) با استفاده ازRBF کاملا تنظیم شده



شکل (۳-۱۲) انحراف سطح کنترل رادر (درجه) با استفاده ازRBF کاملا تنظیم شده

با توجه به سطوح کنترل حاصل از RBF کاملا تنظیم شده، مقدار تحریک سطوح کنترل در محدوده مجاز و بیشتر از سطح کنترل حاصل از حداقل میانگین مربعات کرنلی است.

- ✓ حالت دوم

هدف ردیابی موقعیت مطلوب (مانور) به صورت مستقیم است. در حالت کلی ورودی‌های کنترلی یک جرم نقطه‌ای زاویه حمله، زاویه بنک (رول) و زاویه رانش است. از طرف دیگر ورودی‌های کنترلی یک جسم صلب زاویه بالابر، زاویه شهپر، زاویه رادر و وضعیت دسته گاز است. یکی از روش‌های تعیین ورودی کنترلی یک جسم صلب از روی ورودی کنترلی یک جرم نقطه‌ای و در نهایت تعقیب مانور مطلوب، روش معکوس است. این روش در عمل روش مشکلی است. یکی از روش‌های عملی حل این مسئله بدون حل مسئله معکوس، استفاده از سیستم کنترل ردیابی مسیر است که تاکنون تحقیقات ارزشمندی در این زمینه انجام شده است [۵]. بدین صورت که باید رابطه میان مانور مطلوب و متغیرهای زاویه حمله، زاویه لغزش جانبی و سایر متغیرهای موثر در مانور را بدست آورد، که بدست آوردن معادلات مورد نیاز در این بخش در مبحث هدایت هواپیما (شکل(۲-۶)) قرار می‌گیرد. در این پایان‌نامه از معادلات هدایت ذکر شده در مرجع [۵] استفاده شده است. مانور مورد بررسی مانور غلتش لوله‌ای است. جدول (۳-۱) اطلاعات موردنیاز این مانور را بیان می‌دارد.

جدول (۳-۱) اصطلاحات لازم برای مانور غلتش لوله‌ای

پارامتر	اصطلاح	پارامتر	اصطلاح
$C_{()}$	ضرائب ایرودینامیکی	S	سطح مقطع بال‌ها
D	نیروی پسا	T	نیروی رانش
L	نیروی برا	g	شتاب گرانش
$F_{()}$	اجزای نیروی هدایت	V	سرعت
$K_{()}$	بهره هدایت	Y	نیروی سمت
m	جرم هواپیما	x, y, z	اجزای مسیر هواپیما در مختصات زمینی
q_t	فشار دینامیک	χ	زاویه مخروطی برای مانور
پارامتر	اصطلاح	پارامتر	اصطلاح

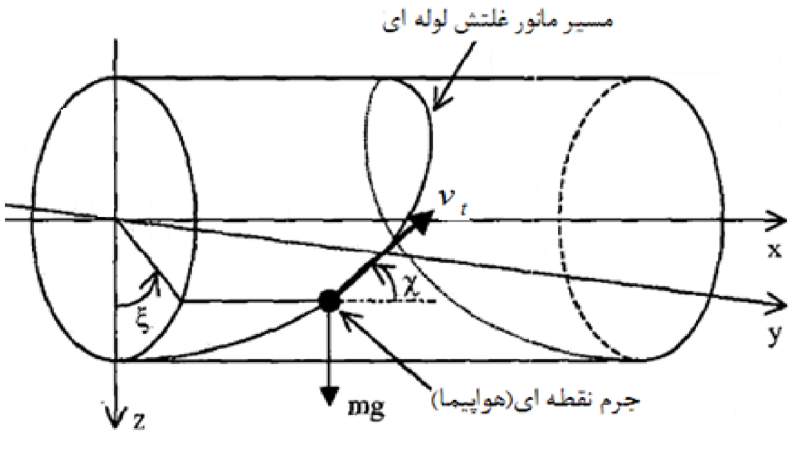
α	زاویه حمله	ζ	زاویه ساعتی برای مانور
β	زاویه سرش جانبی	γ	زاویه افقی مسیر پرواز
ϕ	زاویه بنک (رول)	λ	زاویه عمودی مسیر پرواز
ρ	چگالی هوا	$(\ )_c$	ورودی فرمان

روابط (۳-۵) تا (۳-۱۱) به طور خلاصه معادلات لازم جهت ایجاد مانور مذکور را بیان می‌دارد.

- معادلات مسیر مطلوب

$$\begin{aligned} \dot{x} &= v_t \cos\chi \\ \dot{y} &= v_t \sin\chi \cos\zeta \\ \dot{z} &= v_t \sin\chi \sin\zeta \\ \lambda &= \chi \cos\zeta \\ \gamma &= \chi \sin\zeta \end{aligned} \tag{۵-۳}$$

که در آن x و y و z موقعیت جرم نقطه‌ای (هواپیما)، v_t سرعت هواپیما، λ و γ به ترتیب زاویه افقی مسیر پرواز و زاویه عمودی مسیر پرواز می‌باشد. χ و ζ هم در شکل (۳-۱۳) مربوط به سیستم مختصات و مسیر مانور غلتش لوله‌ای نشان داده شده‌اند.



شکل (۳-۱۳) سیستم مختصات و مسیر مانور غلتش لوله‌ای [۵]

لازم به ذکر است که γ اختلاف بین θ و α و λ اختلاف بین ψ و α می‌باشد.

- معادلات نیروی هدایت

نیروی هدایت شامل دو قسمت است. یکی نیروی لازم جهت ایجاد حرکت و دیگری نیروی لازم برای حذف خطاهای هدایت است. خطاهای هدایت شامل خطای موقعیت، خطای سرعت، خطای زوایای افقی و عمودی مسیر پرواز می‌باشد. نیروهای هدایت در سه جهت x, y, z در رابطه (۳-۶) بیان شده است.

$$\begin{aligned}
F_x &= m[\dot{V}_d + k_v(V_d - V) + g\sin\gamma + k_x\{(x_d - x)\cos\lambda\cos\gamma \\
&+(y_d - y)\sin\lambda\cos\gamma - (z_d - z)\sin\gamma\}] \\
F_y &= m[V_d\ \dot{\lambda}_d\cos\gamma + k_\lambda V_d\ (\lambda_d - \lambda)\cos\gamma - k_y\{(x_d - x)\sin\lambda \\
&-(y_d - y)\cos\gamma\}] \\
F_z &= m[-V_d\ \dot{\gamma}_d - k_\gamma V_d(\gamma_d - \gamma) - g\cos\gamma + k_z\{(x_d - x)\cos\lambda\sin\gamma \\
&+(y_d - y)\sin\lambda\sin\gamma + (z_d - z)\cos\gamma\}]
\end{aligned} \qquad (۳\text{-}۶)$$

که در آن مقادیر با اندیس d معرف ورودی با مقدار مطلوب است. مقادیر $k_{()}$ بهره هدایت برای هر یک از پارامترها محسوب می‌شود که در اینجا با سعی و خطا بدست آمده است.

- معادلات ورودی‌های مطلوب

ورودی‌های فرمان شامل زاویه بنک، زاویه حمله، زاویه لغزش جانبی و نیروی رانش است که با استفاده از معادلات نیروی‌های هدایت بر اساس روابط (۳-۷) تا (۳-۱۰) بدست می‌آیند:

$$\phi_c = \sin^{-1}\left(\frac{F_y}{\sqrt{{F_y}^2 + {F_z}^2}}\right) \qquad (۳\text{-}۷)$$

$$\alpha_c = \frac{1}{C_{L_\alpha}}\left(\frac{L_c}{q_t S} - C_{L_0}\right) \qquad (۳\text{-}۸)$$

$$\beta_c = \frac{Y_c}{q_t S C_{y_\beta}} \qquad (۳\text{-}۹)$$

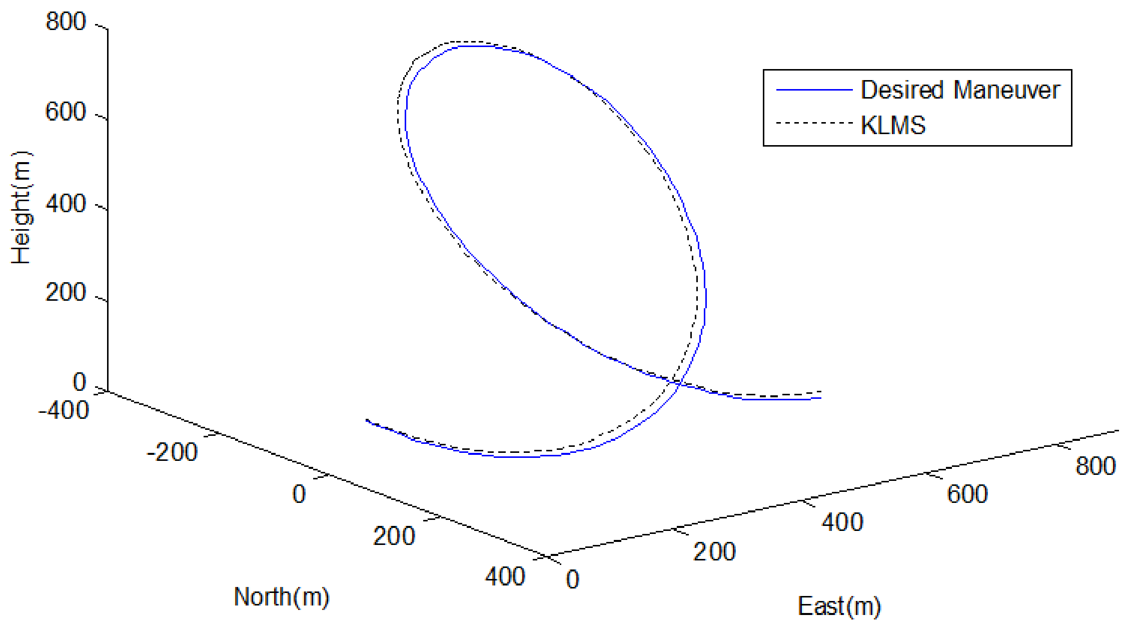
$$T_c = F_x + D \qquad (۱۰-۳)$$

که در آن L_c و Y_c مقادیر فرمان نیروهای برا و سمت هستند که طبق رابطه (۳-۱۱) قابل محاسبه می-باشند.

$$L_c = F_y \sin\phi_c - F_z \cos\phi_c$$
$$Y_c = F_y \cos\phi_c + F_z \sin\phi_c \qquad (۱۱-۳)$$

توضیح سایر پارامترها در پیوست ذکر شده است.

در نهایت نتایج حاصل از الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی در ردیابی این نمونه مانور در فضای سه بعدی در مدت زمان ۱۳ ثانیه در شکل (۳-۱۴) آمده است.



شکل(۳-۱۴) ردیابی مسیر مطلوب با استفاده ازKLMS

خطوط خط چین نمایانگر مانور ردیابی شده با استفاده از الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی است و خطوط توپر نمایانگر مانور مطلوب است.

همان‌گونه که نتیجه نشان می‌دهد مانور مطلوب با خطای اندکی ردیابی می‌شود. مقدار اختلاف نهایی مسیر ردیابی شده توسط الگوریتم با مسیر مطلوب حدود ۲۰ متر در جهت محور x می‌باشد. اختلاف مسیر در جهت y و z ناچیز می‌باشد.

فصل چهارم

نتیجه‌گیری

۴-۱- جمع بندی و نتیجه گیری

در این پایان‌نامه الگوریتم جدیدی برای کنترل مانور یک هواپیمای جنگنده F-18 مورد ارزیابی قرار گرفت. ابتدا جنگنده F-18 با معادلات حالت شبیه‌سازی شد. سپس الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی به عنوان یک روش هوشمند و برخط برای ردیابی یک مانور نمونه استفاده شد. این الگوریتم مانند یک شبکه عصبی توسعه یافته عمل می‌کند که وزن‌ها و مراکز تابع را به سادگی انتخاب می‌کند. در الگوریتم پیشنهادی، برای بهبود عملکرد، افزایش دقت ردیابی و تضمین پایداری یک روش تطبیقی بر مبنای تئوری لیاپانوف برای به‌روز رسانی پارامترها (اندازه تابع کرنل) ارائه شد. نهایتاً کارآیی کنترل‌کننده پیشنهادی با بررسی کنترل پارامترهای پرواز و مانور غلتش لوله‌ای بعنوان یک مانور غیرخطی ارزیابی شد و عملکرد آن با یک روش کنترل بر اساس شبکه عصبی پایه شعاعی کاملا تنظیم شده مقایسه شد.

نتایج شبیه‌سازی، توانایی قابل قبول کنترل‌کننده شبکه عصبی پایه شعاعی کاملا تنظیم شده در ردیابی پارامترهای پرواز را نشان می‌دهد. با وجود نتایج قابل قبول کنترل‌کننده فوق، حجم محاسبات نسبتا بالا بعنوان یکی از چالش‌های موجود تشخیص داده شد. شبیه‌سازی الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی برای کنترل پارامترهای پرواز، نتایج تقریبا مشابه اما با حجم محاسبات کمتر را نشان می‌دهد. همچنین شبیه‌سازی این الگوریتم، نتایج قابل قبولی در ردیابی مانور غلتش لوله‌ای را نیز ارائه می‌کند. در این شبیه‌سازی خطای حالت دائم در بعد y و z بسیار کم بوده اما خطا در بعد x در حدود ۲۰ متر می‌باشد که در سیستم مورد نظر یک نتیجه قابل قبول ارزیابی می‌گردد.

۴-۲- پیشنهادات

در این بخش پیشنهاداتی به منظور ارائه راهی جدید برای محققین بعدی ارائه می‌شود:

- می‌توان از الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی به عنوان بهینه‌ساز ضرائب در روش‌های کنترلی مانند روش کنترل مود لغزشی، روش کنترل گام به عقب و غیره استفاده نمود.
- می‌توان از الگوریتم حداقل میانگین مربعات کرنلی در روش‌های کنترل معکوس به عنوان شناساگر استفاده کرد و سیستم را کنترل نمود.

پیوست الف

مدل هواپیما و معادلات حرکت

الف-۱- مقدمه

در این پایان‌نامه از مدل هواپیمای F-18 به عنوان یک پلنت برای اعمال نظریه کنترلی حداقل میانگین مربعات کرنلی استفاده می‌شود. این هواپیما نیز مانند اکثر سیستم‌های واقعی دارای مدل غیرخطی و پیچیده می‌باشد و برای تجزیه و تحلیل و طراحی بهتر است از یک مدل ساده شروع شود. در این فصل ابتدا با مفاهیم اساسی و مرتبط با کنترل پرواز آشنا شده و پس از شناخت هواپیمای F-18، مدل غیرخطی این هواپیما مطرح می‌شود. در انتها هواپیما در دو جهت حرکت طولی و عرضی خطی‌سازی و مدل فضای حالت برای یک نقطه کار مشخص بدست آورده می‌شود.

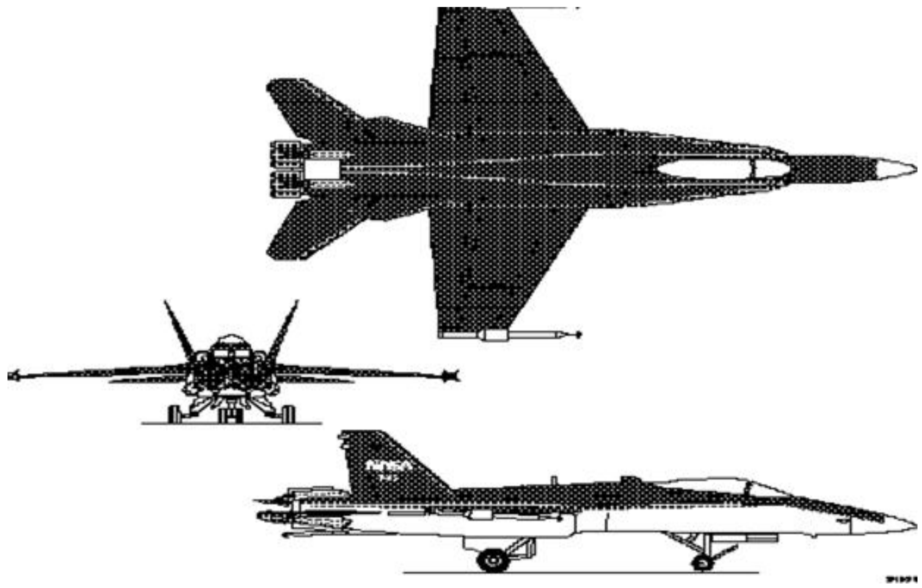
الف-۲- مدل هواپیما

هواپیمای انتخاب شده، F-18 HARV[1] است. این هواپیما یک جنگنده مهاجم دو موتوره تک‌سرنشین است که برای نیروی دریایی امریکا، توسط شرکتهای مک دونل داگلاس[2] و نورثرپ[3] ساخته شد و دارای دو موتور توربوفن اصلاح شده، ساخت شرکت جنرال الکتریک بنام است. این موتور که دارای توان پس‌سوز است، دارای حداکثر نیروی رانش[4] استاتیک ۱۶۰۰۰ پوند در سطح دریا می‌باشد. هواپیما با اضافه کردن دریچه‌های تراست موتور، برای جهت دادن به جریان خروجی موتور و ایجاد گشتاور یاو و پیچ، اصلاح شده است. برخی از مشخصات این هواپیما در جدول (الف-۱) و تصویر سه‌نمایی آن در شکل (الف-۱) نشان داده شده است [۳۱ و ۳۲].

[1]- High Angle Of Attack Research Vehicle
[2]- McDonnell Douglas
[3]- Northrop
[4]- Thrust

جدول (الف-۱) اطلاعات هواپیمای F-18

پارامتر	مقدار
m	$1036 slug$
S	$400 ft^2$
b	$37.42 ft$
c	11.52
I_x	$23000 slug\ ft^2$
I_y	$151293 slug\ ft^2$
I_z	$169945 slug\ ft^2$
I_{xz}	$-2131.8 slug\ ft^2$
$xcgr$	0.25



شکل (الف-۱) سه نمایی از هواپیمای F-18 HARV [۳۳]

الف-۲-۱- مدل آیرودینامیکی

مدل آیرودینامیکی هواپیما، مدلی است که نیروهای آیرودینامیکی وارد بر هواپیما را به صورت تابعی از شرایط پروازی و مشخصات هواپیما می‌دهد. مدل زیر برای ضرایب نیروها و ممان آیرودینامیکی در این پایان‌نامه مورد استفاده قرار گرفته شده است [۳۴].

۱) ضریب پسا

$$C_D = \begin{cases} 0.0013\alpha^2 - 0.00438\alpha + 0.0297 & -5 \le \alpha \le 20 \\ -0.0000348\alpha^2 + 0.0473\alpha - 0.45846 & 20 \le \alpha \le 40 \end{cases} \quad \text{(الف-۱)}$$

۲) ضریب نیروی جانبی

$$C_Y = -0.0186\beta + \frac{\delta_a}{25}(-0.00227\alpha + 0.039) + \frac{\delta_r}{30}(-0.00265\alpha + 0.141) \quad \text{(الف-۲)}$$

۳) ضریب نیروی برا

$$C_L = \begin{cases} 0.0751\alpha + 0.0144\delta_e - 0.0309 & -5 \le \alpha \le 10 \\ -0.00148\alpha^2 + 0.106\alpha + 0.0144\delta_e + 0.569 & 10 \le \alpha \le 40 \end{cases} \quad \text{(الف-۳)}$$

۴) ضریب ممان رول

$$C_l = C_l(\alpha,\beta) - 0.0315p + 0.0126r + \frac{\delta_a}{25}(0.00121\alpha - 0.0628) - \frac{\delta_r}{30}(0.000351\alpha - 0.0124)$$ (الف-۴)

که در آن:

$$C_l(\alpha,\beta) = \begin{cases} (-0.00012\alpha - 0.00092)\beta & -5 \le \alpha \le 15 \\ (0.00022\alpha - 0.006)\beta & 15 \le \alpha \le 25 \end{cases}.$$ (الف-۵)

۵) ضریب ممان پیچ

$$C_m = -0.00437\alpha - 0.0196\delta_e - 0.123q + 0.0166$$ (الف-۶)

۶) ضریب ممان یاو

$$C_n = C_n(\alpha,\beta) - 0.0142r + \frac{\delta_a}{25}(0.000213\alpha + 0.00128) + \frac{\delta_r}{30}(0.000804\alpha - 0.0474)$$ (الف-۷)

که در آن:

$$C_n(\alpha,\beta) = \begin{cases} 0.00125\beta & -5 \le \alpha \le 10 \\ (-0.00022\alpha + 0.00342)\beta & 10 \le \alpha \le 25 \\ -0.00201\beta & 25 \le \alpha \le 35 \end{cases}$$ (الف-۸)

در معادله‌های (الف-۱) تا (الف-۸) تمام زوایا و انحراف سطوح کنترل برحسب درجه و نرخ‌های زاویه‌ای برحسب رادیان می‌باشند.

الف-۳- کنترل‌های آیرودینامیکی و محدوده کارایی آن‌ها

کنترل‌های آیرودینامیکی هواپیمایF-18 عبارتند از: پایدارکننده‌های افقی[1]، ایلوران‌ها، رادر و فلپ‌ها، به علاوه این هواپیما دارای مکانیزم کاهنده سرعت[2] نیز می‌باشد. محدوده حرکت و نرخ چرخش سطوح کنترل در جدول (الف-۲) آمده است [۳۱ و ۳۲].

جدول (الف-۲) محدوده و نرخ چرخش سطوح کنترل F-18

$\delta_e(t)\in[-24\ \text{deg}, +10.5\ \text{deg}]$	$\lvert\dot{\delta}_e(t)\rvert \le 40\ deg/s$
$\delta_r(t)\in[-30\ \text{deg}, +30\ \text{deg}]$	$\lvert\dot{\delta}_r(t)\rvert \le 56\ deg/s$
$\delta_a(t)\in[-25\ \text{deg}, +25\ \text{deg}]$	$\lvert\dot{\delta}_a(t)\rvert \le 100\ deg/s$
$\eta(t)\in[0\ ,\ +1.0]$	$\lvert\dot{\eta}(t)\rvert \le 0.55\ deg/s$

مدل عملگر با در نظر گرفتن مقادیر نرخ چرخش سطوح به فرم ذیل استفاده گردید:

$$\delta_a = \frac{100}{s+100} \qquad \text{(الف-۹)}$$

$$\delta_e = \frac{40}{s+40} \qquad \text{(الف-۱۰)}$$

$$\delta_r = \frac{56}{s+56} \qquad \text{(الف-۱۱)}$$

الف-۴- مدل ریاضی سیستم پیشران هواپیما

این هواپیما دارای دو موتور توربوفن می‌باشد. حداکثر نیروی رانش در امتداد محور طولی که تابعی از عدد ماخ می‌باشد به فرم ذیل است [۳۵ و ۳۶].

$$T_x \max(M) = 24000 + 55000 \sin\left[2.1(M - 0.7)\right] \qquad \text{(الف-۱۲)}$$

1- Horizontal Stabilator

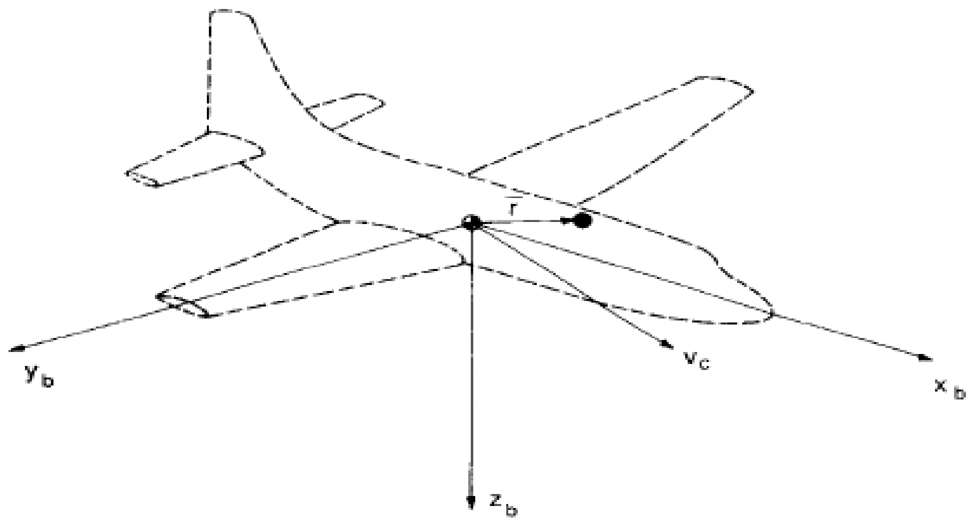
2- Speed brake

$$T_x(M,t_h)=T_x \max(M)\left[\frac{t_h-30^\circ}{100^\circ}\right] \qquad \text{(الف-۱۳)}$$

الف-۴-۱- معادلات حرکت

تحلیل پرواز پرنده وابسته به معادلات حرکت آن است. محاسبه سرعت‌های خطی، زاویه‌ای، نیروهای وارده، گشتاورهای بوجود آمده، مسیر پرواز، طراحی سیستم کنترل پرواز و عکس العمل پرنده در مقابل نیروها و اغتشاشات وارده، مستلزم تحلیل معادلاتی پایه است که مبنای محاسبات قرار می‌گیرد. همچنین برای بدست آوردن تابع تبدیل هواپیما، ابتدا باید معادلات حرکت تعیین شوند. معادلات حرکت با استفاده از قوانین حرکت نیوتن بدست می‌آیند و مجموع نیروها و گشتاورهای خارجی را با شتاب‌های خطی و زاویه‌ای سیستم یا بدنه مرتبط می‌سازند.در این قسمت ابتدا فرضیاتی را در نظر گرفته و دستگاه مختصات مشخصی تعریف می‌شود.

دستگاه بدنی را که مرکز آن منطبق بر گرانیگاه هواپیما و محورهای مختصات آن چسبیده به هواپیما است و همراه با آن می‌چرخد، تعریف می‌کنیم. در این دستگاه، محور OX به سمت دماغه، OY در جهت بال راست و OZ بطرف پایین بوده بطوری که تشکیل یک دستگاه راستگرد می‌دهند (شکل (الف-۲)). اکثر هواپیماها نسبت به صفحه قائمی که از محور طولی آن می‌گذرد، متقارن می‌باشند. از آنجا که محورهای OX و OZ در این صفحه قرار دارند، لذا گشتاورهای اینرسی I_{xy} و I_{yz} صفر می‌باشند. این نتیجه ما را به اولین فرض رهنمون می‌سازد.



شکل (الف-۲) یک جزء جرمی هواپیما [۳۳]

۱- محورهای OX و OZ در صفحه تقارن واقع شده و لذا گشتاورهای اینرسی I_{xy} و I_{yz} صفر می‌باشند.

۲- جرم هواپیما در طول تحلیل دینامیکی خاص ثابت است. هر چند اختلاف زیادی بین جرم هواپیمای با سوخت و بدون سوخت وجود دارد ولی مقدار سوخت مصرف شده در حین تحلیل دینامیکی قابل چشم‌پوشی است.

۳- هواپیما یک جسم صلب است. لذا هر دو نقطه درون یا روی هواپیما نسبت به سایر نقاط ثابت می‌باشد.

۴- زمین همراه با اتمسفری که نسبت به آن ثابت است، یک مرجع اینرسی فرض می‌شود. اگرچه این فرض برای تحلیل سیستم‌های هدایت اعتباری ندارد، ولی برای بررسی سیستم‌های کنترل خودکار هواپیماها و موشک‌ها معتبر می‌باشد. اعتبار این فرض بر این واقعیت استوار است که معمولا ژیروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌هایی که در سیستم کنترل به‌کار می‌روند، قادر به اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای زمین یا شتاب‌های ناشی از آن مانند کوریولیس نمی‌باشند.

سرعت در امتداد محور OX همان مولفه‌ای از سرعت نسبت به فضای اینرسی بوده که در امتداد محور OX تعیین می‌گردد. در هر لحظه هواپیما دارای یک بردار سرعت برآیند نسبت به فضای اینرسی می‌باشد. این بردار به محورهای هواپیما تصویر شده و مولفه‌های سرعت U، V و W بدست می‌آیند. این روش مولفه‌یابی را می‌توان به سرعت زاویه‌ای نیز اعمال کرد. با تصویر بردار سرعت زاویه‌ای نسبت به فضای اینرسی در جهت

محورهای سه‌گانه بترتیب مقادیر P، Q و R بدست می‌آیند (جدول(الف-۳)). باید توجه داشت که P، Q و R مولفه‌های سرعت زاویه‌ای کلی بدنه (هواپیما) نسبت به فضای اینرسی می‌باشند و توسط ژیروسکوپ‌های نرخی متصل به بدنه اندازه‌گیری می‌شوند.

جدول (الف-۳) خلاصه علائم [۳۷]

محور	جهت	نام	سرعت خطی	جابجائی زاویه‌ای	سرعت زاویه‌ای
OX	بسمت جلو	غلت، رول، بنک	U	ϕ	P
OY	بسمت بال راست	فراز، پیچ	V	θ	Q
OZ	بسمت پایین	سمت، هدینگ	W	ψ	R

الف-۵- معادلات حرکت جسم صلب

برای سهولت تحلیل حرکت هواپیما، ابتدا هواپیما به عنوان یک جسم صلب در نظر گرفته می‌شود که در مرکز ثقل خود متمرکز است. برای بدست آوردن معادلات حرکت می‌توان از قانون دوم نیوتن استفاده نمود. بطوری که مجموع تمام نیروهای خارجی اعمال شده به هواپیما برابر با نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت بوده و مجموع تمام گشتاورهای اعمال شده به هواپیما نیز برابر با نرخ زمانی تغییر اندازه حرکت زاویه‌ای می‌باشد. این تغییرات نسبت به دستگاه اینرسی بوده و می‌توان به صورت برداری چنین بیان نمود [۳۷]:

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mV) \qquad \text{(الف-۱۴)}$$

$$\sum M = \frac{d}{dt}H \qquad \text{(الف-۱۵)}$$

بطوری که F نیرو، m جرم، Vسرعت خطی، M گشتاور و H اندازه حرکت زاویه‌ای می‌باشند. معادلات برداری فوق می‌توانند به صورت اسکالر در راستا و حول هریک از محورهای سه‌گانه Z,Y,X نوشته شوند. معادلات نیرو بفرم زیر نوشته می‌شوند:

$$F_x = \frac{d}{dt}(mu) \qquad F_y = \frac{d}{dt}(mv) \qquad F_z = \frac{d}{dt}(mw) \qquad \text{(الف-۱۶)}$$

در این معادلات F_x, F_y, F_z و u, v, w بترتیب مولفه‌های نیرو و سرعت در راستای محورهای x, y و z هستند. معادلات ممان نیز به‌فرم زیر نوشته می‌شوند:

$$L = \frac{d}{dt}H_x \qquad M = \frac{d}{dt}H_y \qquad N = \frac{d}{dt}H_z \tag{الف-۱۷}$$

در این معادلات نیز، L, M, N و H_x, H_y, H_z بترتیب مولفه‌های گشتاور و اندازه حرکت زاویه‌ای حول محورهای x, y و z هستند.

با توجه به شکل (الف-۲)، اگر δm یک جزء جرم هواپیما، V سرعت حرکت آن جزء جرم نسبت به محورهای مختصات و δF نیروی منتجه وارد بر آن جزء جرم باشد، قانون دوم نیوتن به صورت زیر در می‌آید:

$$\delta F = \delta m \frac{dV}{dt} \tag{الف-۱۸}$$

کل نیروی خارجی وارد بر هواپیما مجموع جزء‌های جرمی هواپیما است:

$$F = \sum \delta F \tag{الف-۱۹}$$

سرعت جزء جرمی δm برابر است با:

$$V = V_c + \frac{dr}{dt} \tag{الف-۲۰}$$

که V_c سرعت حرکت مرکز ثقل هواپیما و dr/dt سرعت جزء نسبت به مرکز تقل می‌باشد. با جایگذاری عبارت سرعت در قانون دوم نیوتن خواهیم داشت:

$$F = \sum \delta F = \frac{d}{dt}\sum (V_c + \frac{dr}{dt})\delta m \tag{الف-۲۱}$$

اگر فرض شود که جرم هواپیما ثابت است، معادله (الف-۲۱) را می‌توان به فرم زیر نوشت:

$$F = m\frac{dV_c}{dt} + \frac{d}{dt}\sum \frac{dr}{dt}\delta m \tag{الف-۲۲}$$

یا

$$F = m\frac{dV_c}{dt} + \frac{d^2}{dt^2}\sum r\delta m$$ (الف-۲۳)

چون r از مرکز ثقل اندازه‌گیری می‌شود، مجموع $\sum r\delta m$ برابر صفر خواهد بود. از این رو معادله نیرو به صورت زیر در خواهد آمد:

$$F = m\frac{dV_c}{dt}$$ (الف-۲۴)

این معادله رابطه بین نیروهای خارجی وارد بر هواپیما و حرکت مرکز ثقل پرنده را نشان می‌دهد. به همین ترتیب می‌توان معادلات گشتاورها را توسعه داد. معادله گشتاور برای جزء جرمی δm را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\delta M = \frac{d}{dt}H = \frac{d}{dt}(r \times V)\delta m$$ (الف-۲۵)

سرعت جزء جرمی را می‌توان در ترم‌هایی از سرعت مرکز ثقل و سرعت نسبی جزء جرمی نسبت به مرکز ثقل بیان کرد:

$$V = V_c + \frac{dr}{dt} = V_c + \omega \times r$$ (الف-۲۶)

که ω سرعت زاویه‌ای پرنده و r فاصله جزء جرمی از مرکز ثقل است. مجموع اندازه حرکت زاویه‌ای برابر است با:

$$H = \sum \delta H = \sum (r \times V_c)\delta m + \sum [r \times (\omega \times r)]\delta m$$ (الف-۲۷)

که δm مقداری ثابت است و بنابراین می‌توان نوشت:

$$H = \sum r\delta m \times V_c + \sum [r \times (\omega \times r)]\delta m$$ (الف-۲۸)

همانطور که قبلا توضیح داده شد، اولین ترم معادله (الف-۲۸) برابر صفر است، چون $\sum r\delta m = 0$. اگر سرعت زاویه‌ای و بردار مکانی را برحسب مولفه‌های‌شان به فرم زیر بنویسیم:

$$\omega = p\hat{i} + q\hat{j} + r\hat{k}$$ (الف-۲۹)

$$r = x\hat{i} + y\hat{j} + z\hat{k}$$ (الف-۳۰)

با جایگذاری در معادله (الف-۲۸)، خواهیم داشت:

$$H=(p\hat{i}+q\hat{j}+r\hat{k})\sum(x^2+y^2+z^2)\delta m-\sum(x\hat{i}+y\hat{j}+z\hat{k})(px+qy+rz)\delta m \qquad \text{(الف-۳۱)}$$

که مولفه‌های اسکالر اندازه حرکت زاویه‌ای H، به صورت رابطه (الف-۳۲) است:

$$\begin{cases} H_x=p\sum(y^2+z^2)\delta m-q\sum xy\,\delta m-r\sum xz\,\delta m \\ H_y=-p\sum xy\,\delta m+q\sum(x^2+z^2)\delta m-r\sum yz\,\delta m \\ H_z=-p\sum xz\,\delta m-q\sum yz\,\delta m+r\sum(x^2+y^2)\delta m \end{cases} \qquad \text{(الف-۳۲)}$$

مجموع‌یابی‌ها ($\sum$) در معادله فوق ممان‌های اینرسی هواپیما هستند که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{cases} I_x=\iiint_v(y^2+z^2)\delta m & I_{xy}=\iiint_v xy\,\delta m \\ I_y=\iiint_v(x^2+z^2)\delta m & I_{xz}=\iiint_v xz\,\delta m \\ I_z=\iiint_v(x^2+y^2)\delta m & I_{zy}=\iiint_v yz\,\delta m \end{cases} \qquad \text{(الف-۳۳)}$$

که I_y,I_x و I_z به ترتیب ممان اینرسی جرمی هواپیما حول محورهای y,x و z هستند. جملات با اندیس ترکیبی به حاصلضرب اینرسی معروف هستند. ممان و همچنین حاصلضرب اینرسی به پیکربندی هواپیما و نحوه توزیع جرم بستگی دارد. هرچه ممان‌های اینرسی بزرگتر باشد، مقاومت هواپیما در مقابل دوران بیشتر خواهد بود. معادله‌های اسکالر اندازه حرکت زاویه‌ای به‌صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\begin{aligned} H_x&=pI_x-qI_{xy}-rI_{xz} \\ H_y&=-pI_{xy}+qI_y-rI_{yz} \\ H_z&=-pI_{xz}-qI_{yz}+rI_z \end{aligned} \qquad \text{(الف-۳۴)}$$

اگر هنگامی که هواپیما در حال دوران است، محورهای مختصات نچرخند، مقدار ممان اینرسی نیز با زمان تغییر کرده و مشتقات ممان اینرسی نیز در معادلات ظاهر می‌شوند. برای حل این مشکل سیستم محورهای مختصات را روی هواپیما ثابت در نظر می‌گیریم (سیستم مختصات بدنه). حال می‌خواهیم مشتقات بردارهای V و H که به چرخش محور بدنه مربوط می‌شود را بدست آوریم. مشتق هر بردار دلخواه

مانند A با توجه به چرخش محورهای مختصات بدنه که دارای سرعت زاویه‌ای ω است، به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$\left.\frac{dA}{dt}\right|_I = \left.\frac{dA}{dt}\right|_B + \omega \times A \qquad \text{(الف-۳۵)}$$

در این رابطه، اندیس I معرف محورهای مختصات اینرسی و اندیس B معرف محورهای مختصات بدنه است. با بکار بردن این تعریف، معادله‌ها را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$F = m\left.\frac{dV_c}{dt}\right|_B + m(\omega \times V_c) \qquad \text{(الف-۳۶)}$$

$$M = \left.\frac{dH}{dt}\right|_B + \omega \times H \qquad \text{(الف-۳۷)}$$

مولفه‌های اسکالر این معادله‌ها به صورت زیر خواهند بود:

$$\begin{array}{lll} F_x = m(\dot{u} + qw - rv) & F_y = m(\dot{v} + ru - pw) & F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \\ L = \dot{H}_x + qH_z - rH_y & M = \dot{H}_y + rH_x - pH_z & N = \dot{H}_z + pH_y - qH_x \end{array} \qquad \text{(الف-۳۸)}$$

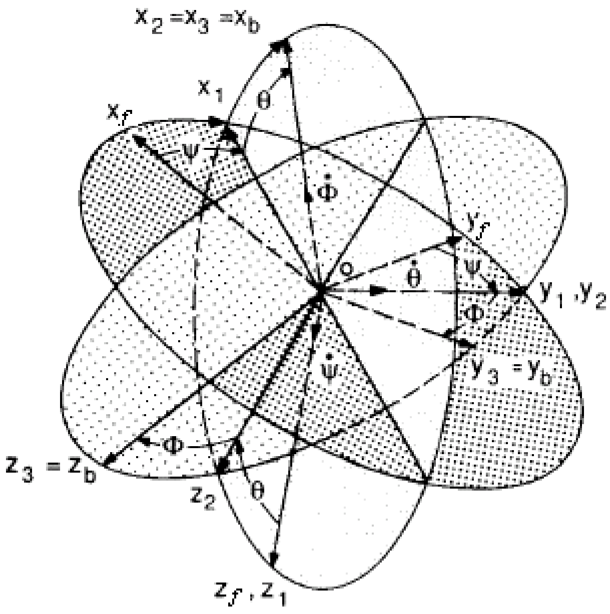
در این معادله‌ها مولفه‌های نیرو و گشتاور روی هواپیما از ترکیب نیروهای آیرودینامیکی، نیروی‌جاذبه و نیروی جلوبرنده ناشی می‌شوند. با انتخاب صحیح محل محورهای مختصات، می‌توان حاصلضرب اینرسی I_{yz}, I_{xy} را صفر کرد. برای این منظور لازم است که صفحه xz را صفحه تقارن هواپیما قرار دهیم. با این فرض، معادله‌های ممان (گشتاور) در سه جهت x و y و z به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\begin{aligned} L &= I_x \dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq \\ M &= I_y \dot{q} + rp(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ N &= -I_{xz}\dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz}qr \end{aligned} \qquad \text{(الف-۳۹)}$$

الف-۵-۱- موقعیت و جهت هواپیما

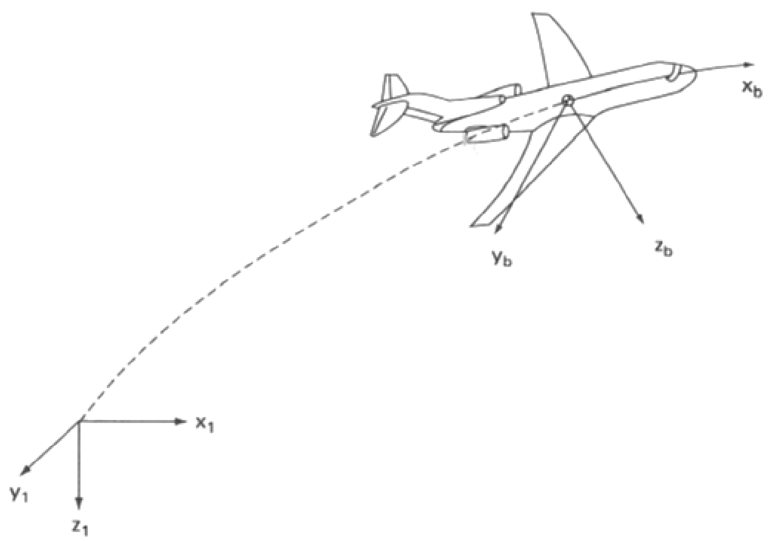
معادله‌های حرکت بدست آمده برای مختصات ثابت هواپیما می‌باشد. متاسفانه، نمی‌توان موقعیت و جهت هواپیما را نسبت به محورهای مختصات ثابت توصیف کرد. موقعیت و جهت هواپیما را می‌توان در ترم‌هایی از

محور مختصات ثابت زمینی که در شکل (الف-۳) نشان داده شده است توصیف کرد. در لحظه $t = 0$، دو محور مختصات بر روی یکدیگر منطبق هستند.



شکل (الف-۳) ارتباط بین محور مختصات بدنی و زمینی [۳۳]

جهت هواپیما را می‌توان توسط سه دوران متوالی که ترتیب آنها مهم است، توصیف کرد. زاویه دوران‌ها به زوایای اویلر معروف است. نمای کلی یک هواپیما همراه با مختصات بدنی و مختصات زمینی در شکل (الف-۴) نشان داده شده است.



شکل (الف-۴) هواپیما و مختصات زمینی و بدنی [۳۸]

جهت مختصات بدنی نسبت به مختصات زمینی را می‌توان به روش زیر بدست آورد. تصور کنید که هواپیما طوری قرار داشته باشد که سیستم مختصات بدنی موازی با مختصات زمینی قرار گیرد و سپس دوران‌های زیر صورت گیرد [۳۷ و ۳۸]:

۱-دوران محورهای z_f, y_f, x_f حول $0z_f$ به اندازه زاویه سمت ψ، که در این صورت محورها به z_1, y_1, x_1 منتقل می‌شوند.

۲-دوران محورهای z_1, y_1, x_1 حول $0y_1$ به اندازه زاویه پیچ θ، که در این صورت محورها به z_2, y_2, x_2 منتقل می‌شوند.

۳-دوران محورهای z_2, y_2, x_2 حول $0x_2$ به اندازه زاویه رول ϕ، که در این صورت محورها به z_3, y_3, x_3 منتقل می‌شوند.

با تعریف زوایای اویلر، می‌توان مولفه سرعت‌های پروازی را نسبت به مختصات زمینی بدست آورد. اگر در جهت محورهای z_f, y_f, x_f مولفه‌های سرعت $dz/dt,\ dy/dt,\ dx/dt$ و اندیس‌های ۱ و ۲ را بترتیب مولفه‌های سرعت در جهت z_1, y_1, x_1 و z_2, y_2, x_2 در نظر بگیریم، با استفاده از شکل(۳-۳) می‌توانیم بنویسیم:

$$\frac{dx}{dt} = u_1 \cos\psi - v_1 \sin\psi \qquad \frac{dy}{dt} = u_1 \sin\psi + v_1 \cos\psi \qquad \frac{dz}{dt} = w_1 \tag{الف-۴۰}$$

قبل از پرداختن به ادامه کار، از نماد کوتاه‌تر $S_\theta = \sin\theta, C_\psi = \cos\psi, S_\psi = \sin\psi$ و ... استفاده می‌کنیم. مشابه معادله (الف-۴۰)، w_1, v_1, u_1 را می‌توان برحسب w_3, v_2, u_2 بیان کرد:

$$u_1 = u_2 C_\theta + w_2 S_\theta \qquad v_1 = v_2 \qquad w_1 = -u_2 S_\theta + w_2 C_\theta \tag{الف-۴۱}$$

و

$$u_2 = u \qquad v_2 = vC_\varphi - wS_\varphi \qquad w_2 = vS_\varphi + wC_\varphi \tag{الف-۴۲}$$

که w, v, u مولفه‌های سرعت در محور بدنی z_b, y_b, x_b هستند. با رجوع به معادله های بالا، می‌توانیم سرعت مطلق را در ترم‌هایی از زوایای اویلر و مولفه‌های سرعت بدنی بنویسیم:

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\varphi S_\theta C_\psi - C_\varphi S_\psi & C_\varphi S_\theta C_\psi + S_\varphi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\varphi S_\theta S_\psi + C_\varphi C_\psi & C_\varphi S_\theta S_\psi - S_\varphi C_\psi \\ -S_\theta & S_\varphi C_\theta & C_\varphi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$ (الف-۴۳)

با انتگرال‌گیری از معادله فوق، مکان هواپیما نسبت به محور ثابت زمینی بدست می‌آید. ارتباط بین سرعت زاویه‌ای در محور بدنی (r,q,p) و نرخ‌های اویلر $(\dot{\varphi},\dot{\theta},\dot{\psi})$ با استفاده از شکل (الف-۳) به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\varphi & C_\theta S_\varphi \\ 0 & -S_\varphi & C_\theta C_\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$ (الف-۴۴)

معادله (الف-۳۴) را می‌توان برای نرخ‌های اویلر به صورت زیر بدست آورد:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_\varphi \tan\theta & C_\varphi \tan\theta \\ 0 & C_\varphi & -S_\varphi \\ 0 & S_\varphi \sec\theta & C_\varphi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$ (الف-۴۵)

با انتگرال‌گیری از معادله فوق، زوایای اویلر (φ,θ,ψ) را می‌توان بدست آورد. معادلات حرکت به صورت خلاصه در قسمت بعد بیان می‌شوند.

الف-۶- خطی سازی معادلات حرکت

معادلات حرکت را می‌توان به شکل مدل فضای حالت و غیرخطی به‌صورت زیر نوشت:

$$\dot{x} = f(x,u)$$ (الف-۴۶)

که در آن x متغیرهای حالت و u ورودی سیستم می‌باشد. بسته به اینکه این معادلات تحت چه مقاصدی و برای چه مسئله‌ای حل شوند، ترکیبی از متغیرهای حالت x , u مورد استفاده قرار می‌گیرد. اگر چه دینامیک حاکم بر اکثر فرایندهای صنعتی و سیستمهای واقعی غیرخطی است، لیکن تحلیل و طراحی

سیستم‌های کنترل برای حالت غیرخطی، بسیار دشوار و پیاده سازی کنترل‌کننده غیرخطی در بسیاری از موارد عملی و کاربردی، امری غیرضروری است. از این‌رو، بدست آوردن مدل‌های دقیق خطی از سیستم‌های غیرخطی، از نظر مهندسی بسیار مهم و اجتناب‌ناپذیر است. عموماً، معادلات دیفرانسیلی حرکت پرنده غیرخطی هستند.

این معادلات دیفرانسیل غیرخطی را می‌توان حول یک نقطه تعادل معین (شرایط حالت دائم) با شرایط پروازی مثل سرعت، ارتفاع و مرکز ثقل ثابت و نیز زاویه حمله (α)، زاویه وضعیت (θ)، زاویه الویتور (δe) و ... خطی کرد و دستگاهی از معادلات دیفرانسیل معمولی خطی تغییرناپذیر با زمان (LTI) را بدست آورد. در صورتی که انحراف مقادیر مربوطه از مقادیر تعادل[1] کم باشد این معادلات می‌توانند رفتار یک سیستم دینامیکی را توصیف کنند. در ادامه دو روش خطی‌سازی معادلات دیفرانسیل غیرخطی بررسی می‌شوند که عبارتند از: روش اختلالات کوچک[2] و روش ژاکوبین [۳۷].

الف-۶-۱- نظریه اختلالات کوچک

معادله‌های بدست آمده در بخش قبل با استفاده از نظریه اختلالات کوچک خطی‌سازی می‌شوند. برای استفاده از نظریه اختلالات کوچک فرض می‌کنیم که حرکت هواپیما شامل انحرافات کوچکی در اطراف شرایط یک پرواز یکنواخت باشد. بنابراین در شرایطی که حرکاتی با دامنه بزرگ وجود داشته باشد (مانند اسپین یا واماندگی)، این نظریه دقت کافی ندارد و قابل کاربرد نیست. به هرحال، این نظریه در بسیاری از حالات پاسخ‌هایی با دقت کافی برای کاربردهای مهندسی ارائه می‌دهد.

به جای تمام متغیرهای معادلات حرکت، یک مقدار مرجع به اضافه مقداری جزئی اختلال قرار داده می-شود:

[1]- Trim
[2]- Small perturbation

$$
\begin{aligned}
&u = u_0 + \Delta u \qquad v = v_0 + \Delta v \qquad w = w_0 + \Delta w \\
&p = p_0 + \Delta p \qquad q = q_0 + \Delta q \qquad r = r_0 + \Delta r \\
&X = X_0 + \Delta X \qquad Y = Y_0 + \Delta Y \qquad Z = Z_0 + \Delta Z \\
&M = M_0 + \Delta M \qquad N = N_0 + \Delta N \qquad L = L_0 + \Delta L \\
&\delta = \delta_0 + \Delta\delta
\end{aligned}
\qquad \text{(الف-۴۷)}
$$

برای سادگی مسئله فرض می‌کنیم شرایط پروازی مرجع، متقارن بوده و نیروهای جلوبرنده ثابت و بدون تغییر بمانند. این فرض یعنی:

$$v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \varphi_0 = \psi_0 = 0 \qquad \text{(الف-۴۸)}$$

علاوه بر این، اگر ما از ابتدا محور xها را منطبق بر جهت بردار سرعت هواپیما بگیریم، w_0 صفر خواهد شد. حال اگر نظریه اختلالات کوچک را در معادلات حرکت بکار بگیریم، می‌توان معادلات حرکت را ساده کرد. به عنوان نمونه، معادله نیروی x را در نظر می‌گیریم:

$$X - mg\sin\theta = m\left[\dot{u} + qw - rv\right] \qquad \text{(الف-۴۹)}$$

با جایگذاری متغیرهای اختلالات کوچک در معادله بالا می‌توان نوشت:

$$
\begin{aligned}
&X_0 + \Delta X - mg\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = \\
&m\left[\frac{d}{dt}(u_0 + \Delta u) + (q_0 + \Delta q)(w_0 + \Delta w) - (r_0 + \Delta r)(v_0 + \Delta v)\right]
\end{aligned}
\qquad \text{(الف-۵۰)}
$$

اگر از حاصلضرب‌های اختلالات صرفنظر کرده و فرض کنیم $w_0 = v_0 = p_0 = q_0 = r_0 = \varphi_0 = \psi_0 = 0$ در این صورت معادله X به صورت زیر در می‌آید:

$$X_0 + \Delta X - mg\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = m\Delta\dot{u} \qquad \text{(الف-۵۱)}$$

این معادله با بکار بردن اصول مثلثاتی می‌تواند ساده‌تر نیز شود:

$$\sin(\theta_0 + \Delta\theta) = \sin\theta_0\cos\Delta\theta + \cos\theta_0\sin\Delta\theta = \sin\theta_0 + \Delta\theta\cos\theta_0 \qquad \text{(الف-۵۲)}$$

و در این صورت:

$$X_0 + \Delta X - mg(\sin\theta_0 + \Delta\theta\cos\theta_0) = m\Delta\dot{u} \qquad \text{(الف-۵۳)}$$

اگر تمام مقادیر اختلال در معادله فوق را برابر صفر قرار دهیم، شرایط مرجع پرواز بدست می‌آید:

$$X_0 - mg\sin\theta_0 = 0 \quad \text{(الف-۵۴)}$$

که در این صورت معادله نیرویی X به صورت زیر ساده می‌شود:

$$\Delta X - mg\ \Delta\theta\cos\theta_0 = m\Delta\dot{u} \quad \text{(الف-۵۵)}$$

نیروی ΔX تغییر نیروهای جلوبرندگی و آیرودینامیکی در جهت محور X ها است که می‌تواند با استفاده از سری‌های تیلور برحسب متغیرهای اختلال بیان شود. اگر ΔX را فقط تابعی از u, w, δ_e و δ_T در نظر بگیریم:

$$\Delta X = \frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \quad \text{(الف-۵۶)}$$

به $\partial X/\partial u$, $\partial X/\partial w$, $\partial X/\partial\delta_e$ و $\partial X/\partial\delta_T$ مشتقات پایداری گفته می‌شود و در شرایط پروازی مرجع ارزیابی می‌شوند. متغیرهای δ_e و δ_T به ترتیب تغییر در زاویه الویتور و دسته گاز (تراتل)[1] می‌باشند. اگر برای کنترل طولی از کانارد یا دم تمام چرخان استفاده شود، مقادیر $\frac{\partial X}{\partial \delta_H}\Delta\delta_H$ و $\frac{\partial X}{\partial \delta_c}\Delta\delta_c$ جایگزین خواهند شد.

با جایگذاری عبارت بسط داده شده در معادله نیرو خواهیم داشت:

$$\frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T - mg\,\Delta\theta\cos\theta_0 = m\Delta\dot{u} \quad \text{(الف-۵۷)}$$

و با مرتب کردن آن:

$$(m\frac{d}{dt} - \frac{\partial X}{\partial u})\Delta u - (\frac{\partial X}{\partial w})\Delta w + (mg\cos\theta_0)\Delta\theta = \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \quad \text{(الف-۵۸)}$$

با تقسیم بر جرم m معادله به فرم مناسب زیر در خواهد آمد:

$$(\frac{d}{dt} - X_u)\Delta u - X_w\Delta w + (g\cos\theta_0)\Delta\theta = X_{\delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \quad \text{(الف-۵۹)}$$

[1]-Throttle

که $X_w = \partial X / \partial w / m,\ \ X_u = \partial X / \partial u / m$ و غیره، مشتقات آیرودینامیکی هستند که بر جرم هواپیما تقسیم شدند.

تغییر نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی تابع متغیرهای حرکتی مثل $\Delta w, \Delta u$ و غیره هستند. مشتقات آیرودینامیکی که برای تحلیل حرکت پرنده استفاده می‌شوند به‌طور خلاصه به شرح زیراند [۳۲ و ۳۸]:

$$\left.\begin{aligned}
\Delta X &= \frac{\partial X}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial X}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial X}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \\
\Delta Y &= \frac{\partial Y}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial Y}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial Y}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial y}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r \\
\Delta Z &= \frac{\partial Z}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial Z}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial Z}{\partial \dot{w}}\Delta \dot{w} + \frac{\partial Z}{\partial q}\Delta q + \frac{\partial Z}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial Z}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T
\end{aligned}\right\} \qquad \text{(الف-۶۰)}$$

$$\left.\begin{aligned}
\Delta L &= \frac{\partial L}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial L}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial L}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial L}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r + \frac{\partial L}{\partial \delta_a}\Delta\delta_a \\
\Delta M &= \frac{\partial M}{\partial u}\Delta u + \frac{\partial M}{\partial w}\Delta w + \frac{\partial M}{\partial \dot{w}}\Delta \dot{w} + \frac{\partial M}{\partial q}\Delta q + \frac{\partial M}{\partial \delta_e}\Delta\delta_e + \frac{\partial X}{\partial \delta_T}\Delta\delta_T \\
\Delta N &= \frac{\partial N}{\partial v}\Delta v + \frac{\partial N}{\partial p}\Delta p + \frac{\partial N}{\partial r}\Delta r + \frac{\partial N}{\partial \delta_r}\Delta\delta_r + \frac{\partial N}{\partial \delta_a}\Delta\delta_a
\end{aligned}\right\} \qquad \text{(الف-۶۱)}$$

نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی می‌توانند به عنوان تابعی از تمام متغیرهای حرکت بیان شوند، هر چند در معادلات فوق فقط عبارتی که معمولا مهم هستند حفظ گردیده است. لازم به ذکر است که در معادلات فوق فرض شده است که هواپیما دارای سطح کنترلی بالابر است. برای هواپیمایی که دارای دم جلو(کانارد) یا ترکیبی از هر دو سطح کنترلی طولی هستند، جملاتی که معرف اثر بالابر هستند، باید در معادلات فوق با جملات مناسب‌تر تعویض شوند. نتیجه معادلات حرکت خطی شده هستند که متعاقبا ذکر خواهد شد..

الف-۶-۲- خطی‌سازی به روش ژاکوبین

فرض می‌شود معادله دیفرانسیل حاکم بر یک سیستم دینامیکی به صورت معادله (الف-۴۶) باشد. برای خطی‌سازی حول یک نقطه کاری x_0 و u_0 به ترتیب زیر عمل می‌شود.

تغییر کنترل ورودی به صورت:

$$u = u_0 + \delta u$$ (الف-۶۲)

و خروجی سیستم به صورت:

$$x = x_0 + \delta x$$ (الف-۶۳)

خواهد بود. $\delta x, \delta u$ اختلال‌های کوچک حول x_0, u_0 در نظر گرفته شوند:

$$\dot{x} = \dot{x}_0 + \delta \dot{x}$$ (الف-۶۴)

که در آن

$$\delta \dot{x} = \frac{d}{dt} \delta x$$ (الف-۶۵)

با جایگذاری معادلات (الف-۶۳)، (الف-۶۴) و (الف-۶۵) در معادله (الف-۶۶) می‌توان نوشت:

$$\dot{x}_0 + \delta \dot{x} = f(x_0 + \delta x, u_0 + \delta u)$$ (الف-۶۶)

با بسط تیلور سمت راست معادله (الف-۶۷) حول x_0, u_0 معادله زیر بدست می‌آید:

$$\dot{x}_0 + \delta \dot{x} = f(x_0, u_0) + \frac{\partial f}{\partial x} \delta x + \frac{\partial f}{\partial u} \delta u + H.O.T$$ (الف-۶۷)

با صرفنظر از جملات مرتبه بالا در بسط تیلور رابطه خطی زیر بدست می‌آید:

$$\delta \dot{x} = A \delta x + B \delta u$$ (الف-۶۸)

که در آن

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \cdots\cdots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \cdots\cdots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n} \\ . & . & . & . \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \frac{\partial f_n}{\partial x_2} & & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}$$ (الف-۶۹)

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u_1} & \frac{\partial f_1}{\partial u_2} & \ldots.. & \frac{\partial f_1}{\partial u_m} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u_1} & \frac{\partial f_2}{\partial u_2} & \ldots.. & \frac{\partial f_2}{\partial u_m} \\ . & . & . & . \\ \frac{\partial f_n}{\partial u_1} & \frac{\partial f_n}{\partial u_2} & & \frac{\partial f_n}{\partial u_m} \end{bmatrix} \quad \text{(الف-۷۰)}$$

ماتریسهاس A و B ماتریسهای معلومی هستند که از جایگذاری مقادیر نقطه‌کاری x_0, u_0 بدست می‌آیند.حسن این روش در مقایسه با روش اول، این است که یک قالب ماتریسی در فضای حالت در اختیار قرار می‌دهد که می‌توان محاسبات معادله مشخصه و بررسی پایداری را به راحتی و مستقیماً در حوزه زمان (فضای حالت) انجام داد و برای این منظور دیگر نیازی به فضای لاپلاس نیست. با توجه به موارد ذکر شده، در این پایان‌نامه خطی‌سازی معادلات حرکت غیرخطی پرنده براساس روش خطی‌سازی ژاکوبین انجام شده است.

الف-۷- معادلات حرکت جسم صلب اختلالات کوچک خطی شده طولی و عرضی

- **معادلات حرکت طولی**

$$(\frac{d}{dt} - X_u)\Delta u - X_w \Delta w + (g\cos\theta_0)\Delta\theta = X_{\delta_e}\Delta\delta_e + X_{\delta_t}\Delta\delta_t$$

$$-Z_u \Delta u + \left[(1 - Z_{\dot{w}})\frac{d}{dt} - Z_w)\right]\Delta w - \left[(u_0 + Z_q)\frac{d}{dt} - g\sin\theta_0\right]\Delta\theta = Z_{\delta_e}\Delta\delta_e + Z_{\delta_T}\Delta\delta_T$$

$$-M_u \Delta u - \left[M_{\dot{w}}\frac{d}{dt} + M_w)\right]\Delta w + \left[\frac{d^2}{dt^2} - M_q\frac{d}{dt}\right]\Delta\theta = M_{\delta_e}\Delta\delta_e + M_{\delta_T}\Delta\delta_T$$

- **معادلات حرکت عرضی**

$$(\frac{d}{dt} - Y_v)\Delta v + (u_0 - Y_r)\Delta r - (g\cos\theta_0)\Delta\phi = Y_{\delta_r}\Delta\delta_r$$

$$(\frac{d}{dt}-L_p)\Delta p - L_v\Delta v - (\frac{I_{xz}}{I_x}\frac{d}{dt}+L_r)\Delta r = L_{\delta_a}\Delta\delta_a + L_{\delta_r}\Delta\delta_r$$

$$(\frac{d}{dt}-N_r)\Delta r - (\frac{I_{xz}}{I_z}\frac{d}{dt}+N_p)\Delta p - N_v\Delta v = N_{\delta_a}\Delta\delta_a + N_{\delta_r}\Delta\delta_r$$

الف-۸- خلاصه معادلات دینامیکی و سینماتیکی

- **معادلات نیرو**

$$X - W\sin\theta = m[\dot{u} + qw - rv]$$

$$Y + W\cos\theta\,\sin\phi = m(\dot{v} + ru - pw)$$

$$Z + W\cos\theta\cos\phi = m[\dot{w} + pv - qu]$$

- **معادلات گشتاور**

$$L = I_x\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq$$

$$M = I_y\,\dot{q} + rq(I_x - I_z) + I_{xz}(p^2 - r^2)$$

$$N = I_z\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + pq(I_y - I_x) + I_{xz}qr$$

- **سرعت‌های زاویه‌ای بدنی بر حسب زوایا و سرعت زاویه‌ای اولر**

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi}\sin\theta$$

$$q = \dot{\theta}\cos\phi + \dot{\psi}\cos\theta\sin\phi$$

$$r = \dot{\psi}\cos\theta\cos\phi - \dot{\theta}\sin\phi$$

- **سرعت زاویه‌ای اولر بر حسب زوایا و سرعتهای زاویه‌ای بدنه**

$$\dot{\phi} = p + q\sin\phi\tan\theta + r\cos\phi\tan\theta$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi$$

$$\dot{\psi} = (q\sin\phi + r\cos\phi)\sec\theta$$

- **سرعت هواپیما در محورهای ثابت بر حسب زوایای اولر و مولفه‌های سرعت بدنه**

$$\begin{bmatrix} \frac{dX}{dt} \\ \frac{dY}{dt} \\ \frac{dZ}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\sin\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

پیوست ب

برنامه‌های کامپیوتری

ب-۱- S-function مربوط به مدل کاملا غیرخطی شش درجه آزادی هواپیمای F-18

```
%%%                                                                      %%
%%% ---- State Variables ---------                                       %%
%%% x = [ vt     ( ft/sec )     - velocity                               %%
%%%       alpha  ( rad )        - angle of attack                        %%
%%%       beta   ( rad )        - sideslip angle                         %%
%%%       phi    ( rad )        - Euler angle                            %%
%%%       theta  ( rad )        - Euler angle                            %%
%%%       psi    ( rad )        - Euler angle                            %%
%%%       P      ( rad/sec )    - roll rate                              %%
%%%       Q      ( rad/sec )    - pitch rate                             %%
%%%       R      ( rad/sec )    - yaw rate                               %%
%%%       integral of north speed    ( ft )  - north displacement        %%
%%%       integral of east speed     ( ft )  - east displacement         %%
%%%       integral of vertical speed ( ft )  - altitude                  %%
%%%       pow   ( percent, 0 <= pow <= 100 )   - power ];                %%
%%%                                                                      %%
%%% ---- control Variables ---------                                     %%
%%% u = [ thtl ( 0 <= thtl <= 1.0 ) - throttle                           %%
%%%       el   ( deg )              - elevator                           %%
%%%       ail  ( deg )              - aileron                            %%
%%%       rdr  ( deg )              - rudder ];                          %%
%%%                                                                      %%
%%% ---- parameters ---------                                            %%
%%% xcg - center of gravity position as                                  %%
%%%       fraction of mean aerodynamic chord                             %%
%%%                                                                      %%
%%% ---- Output Variables --------                                       %%
%%% output = [ x_dot                - 1st order derivative of state x    %%
%%%            an     ( m/sec^2 )   - normal acceleration                %%
%%%            alat   ( m/sec^2 )   - lateral acceleration in y-axis     %%
%%%            qbar   ( psf )       - dynamic pressure                   %%
%%%            amach                - mach number                        %%
%%%            q      ( rad/sec )   - pitch rate                         %%
%%%            alpha  ( rad )       - angle of attack ];                 %%
%%%                                                                      %%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

function  [ x_dot, an, alat, qbar, amach, q, alpha,Mudot ] = F18_dynam (
time, x, control, xcg )

%% --------- constant variable --------------------
rtod = 180 / pi; %% radians to degrees
%===================Inertia constants ==============


  cbar         = 11.52;%-------ft-----
  b            = 37.42;
  mass         = 1036;   %--- mass ---
  rm           = 1/mass;
  xcgr         = 0.25;
  g            = 32.2;
  Ix           = 23000*1;
```

```
  Iy          = 151293*1;
  Iz          = 169945*1;
  Ixz         =-2131.8*1;
  s = 400;

 lxt = 18.17;
 lyt = 2.23;

 he = 0.0;   % engine angular momentum

c1=( Iz*(Iy-Iz)-Ixz^2 )/(Ix*Iz-Ixz^2);
c2=( Ixz*(Ix-Iy+Iz))/(Ix*Iz-Ixz^2);
c3=Iz/(Ix*Iz-Ixz^2);
c4=Ixz/(Ix*Iz-Ixz^2);
c5=(Iz-Ix)/Iy;
c6=Ixz/Iy;
c7=1/Iy;
c8=(Ix*(Ix-Iy)-Ixz^2)/(Ix*Iz-Ixz^2);
c9=Ix/(Ix*Iz-Ixz^2);

%===================================================

%% ---- Assign state variables ---------------
vt = x(1);
alpha = x(2) * rtod; %% x(2) in radians, alpha in degrees.
beta = x(3) * rtod;  %% x(3) in radians, beta in degrees.
phi = x(4);
theta = x(5);
psi = x(6);
p = x(7);
q = x(8);
r = x(9);
alt = x(12);
pow = x(13);% power
% ---- Assign state & control variables ---------------
thtl = control(1);
el   = control(2);
ail  = control(3);
rdr  = control(4);

% ---- Air Data computer and engine model ------------
[tfac, t, rho, amach, qbar, ps ] = adc ( vt, alt );
%cpow = tgear (thtl);
%x_dot (13) = pdot ( pow, cpow );  %% x_dot(13) = power derivative
x_dot (13) = 0;  %% x_dot(13) = power derivative

%================================

T1=11200.*.7;
T1=16000.*1.3;

th=130;

thrust=( 24000+5500*sin( 2.1*(amach-0.7) ) )*( (th-30)/100 );

%================================
t=thrust*thtl;
```

```
%---------aerodynamic coefficients for state equation----------------------
----------
  if  alpha < 10
    CL=( 0.0751*alpha+.2292 );
%       CL=( 0.0751*alpha-0.0309 );
else
    CL=( -0.00148*(alpha)^2+0.106*alpha+0.1312 );
end
CLde=0.0144;              %------F-18(per deg)


if  alpha < 20
    CD=( 0.0013*(alpha)^2-0.00438*alpha+.03322 )*1;
    CD=( 0.0013*(alpha)^2-0.00438*alpha+.0297 )*1;
else
    CD=( -0.0000348*(alpha)^2+0.0473*alpha+0.45846 )*1;
end
    CY= -0.0186*beta+ail/25*(-
0.00227*alpha+0.039)+rdr/30*(0.00265*alpha+0.141)*1;
%---------------------Pitch-moment coefficient:---------------

    CM=( .0019885-.0043700*alpha );
    Cmde=-.0196*1;              %------F-18(per deg)
    Cmq=-.0615*1;
%====================================



%--- -5<=alpha<=15 ----Roll-moment coefficient:----
if  alpha < 15
    Cl0=( (-.00012*alpha-.00092)*beta );
else
    Cl0=( (.00022*alpha-.006)*beta );
end

%   Clp=-.01575;
    Clp=-0.0315*1;
    Clr=0.0126*1;
    Clda=( 1./25*(.00121*alpha-.0628) )*1;
    Cldr=(-1./30*(.000351*alpha-.0124) )*1;

%----------------------Yaw-moment coefficient:----
      if  beta< 10
    Cn0=( .00125*beta );
elseif  alpha >= 10 & alpha < 25.d0
    Cn0=( -.00022*alpha+.00342 )*beta;
else
    Cn0=( -.00201*beta );
end

    Cnr=-.0142*1;
    Cndr=( 1./30*(.000804*alpha-.0474) )*1;
    Cnda=( 1./25*(.000213*alpha+.00128) )*1;


     CL=CL+CLde*el;
     Cm=CM+cbar/(2*vt)*Cmq*q+Cmde*el;
     CD=CD;

%
```

```
    czt=-CL*cos(alpha/rtod)-CD*sin(alpha/rtod);
    cxt=CL*sin(alpha/rtod)-CD*cos(alpha/rtod);
    cmt=Cm+(xcgr-xcg)*czt;


    cyt=CY;
    clt=Cl0+Clda*ail+Clp*p;
    cnt= Cn0+Cndr*rdr+Cnr*r    ;

    cnt = cnt-cyt*( xcgr - xcg )*cbar /(2*vt);
%================================================

%% ---- Get ready for state equations ------------
cbta = cos( x(3) );
u = vt * cos( x(2) ) * cbta;
v = vt * sin( x(3) );
w = vt * sin( x(2) ) * cbta;
sth = sin( theta );
cth = cos( theta );
sph = sin( phi );
cph = cos( phi );
spsi = sin( psi );
cpsi = cos( psi );
qs = qbar * s;
qsb = qs * b;
rmqs = rm *qs;
gcth = g * cth;
qsph = q * sph;
ay = rmqs * cyt;
az = rmqs * czt;

%% ---- Force equations ------------
udot = r * v - q * w - g * sth + rm * ( qs * cxt + t );
vdot = p * w - r * u + gcth * sph + ay;
wdot = q * u - p * v + gcth * cph + az;
dum = ( u * u + w * w );
x_dot(1) = ( u * udot + v * vdot + w * wdot ) / vt; %vt    ( m/sec )    -
velocity
x_dot(2) = (u * wdot - w * udot ) / dum;
x_dot(3) = (vt * vdot - v * x_dot(1) ) * cbta / dum;

%% ---- Kinematics ------------
x_dot(4) = p + ( sth / cth ) * (qsph + r * cph );
x_dot(5) = q * cph - r * sph;
x_dot(6) = ( qsph + r * cph ) / cth;

%% ---- Moments ------------
x_dot(7) = ( c2 * p + c1 * r + c4 * he ) * q + qsb * ( c3 * clt + c4 * cnt
);
x_dot(8) = ( c5 * p -c7 * he )* r + c6 * ( r^2 - p^2 ) + qs * cbar * c7 *
cmt;
x_dot(9) = ( c8 * p - c2 * r + c9 * he ) * q + qsb * ( c4 * clt + c9 * cnt
);

%% ---- Navigation ------------
t1 = sph * cpsi;
t2 = cph * sth;
t3 = sph * spsi;
s1 = cth * cpsi;
s2 = cth * spsi;
```

```
s3 = t1 * sth - cph * spsi;
s4 = t3 * sth + cph * cpsi;
s5 = sph * cth;
s6 = t2 * cpsi + t3;
s7 = t2 * spsi - t1;
s8 = cph * cth;

x_dot(10) = u * s1 + v * s3 + w * s6;  %% north speed
x_dot(11) = u * s2 + v * s4 + w * s7;  %% east speed
x_dot(12) = u * sth - v * s5 - w * s8; %% vertical speed
Mudot=p*cos(x(2))+r*sin(x(2));

x_dot = x_dot'; % transfer the vector to a column vector

%% ---- Outputs ------------
%an = (-1) * az*cos(phi)*cos(theta) / g;
an = (-1) * az / g;
alat = ay / g;
```

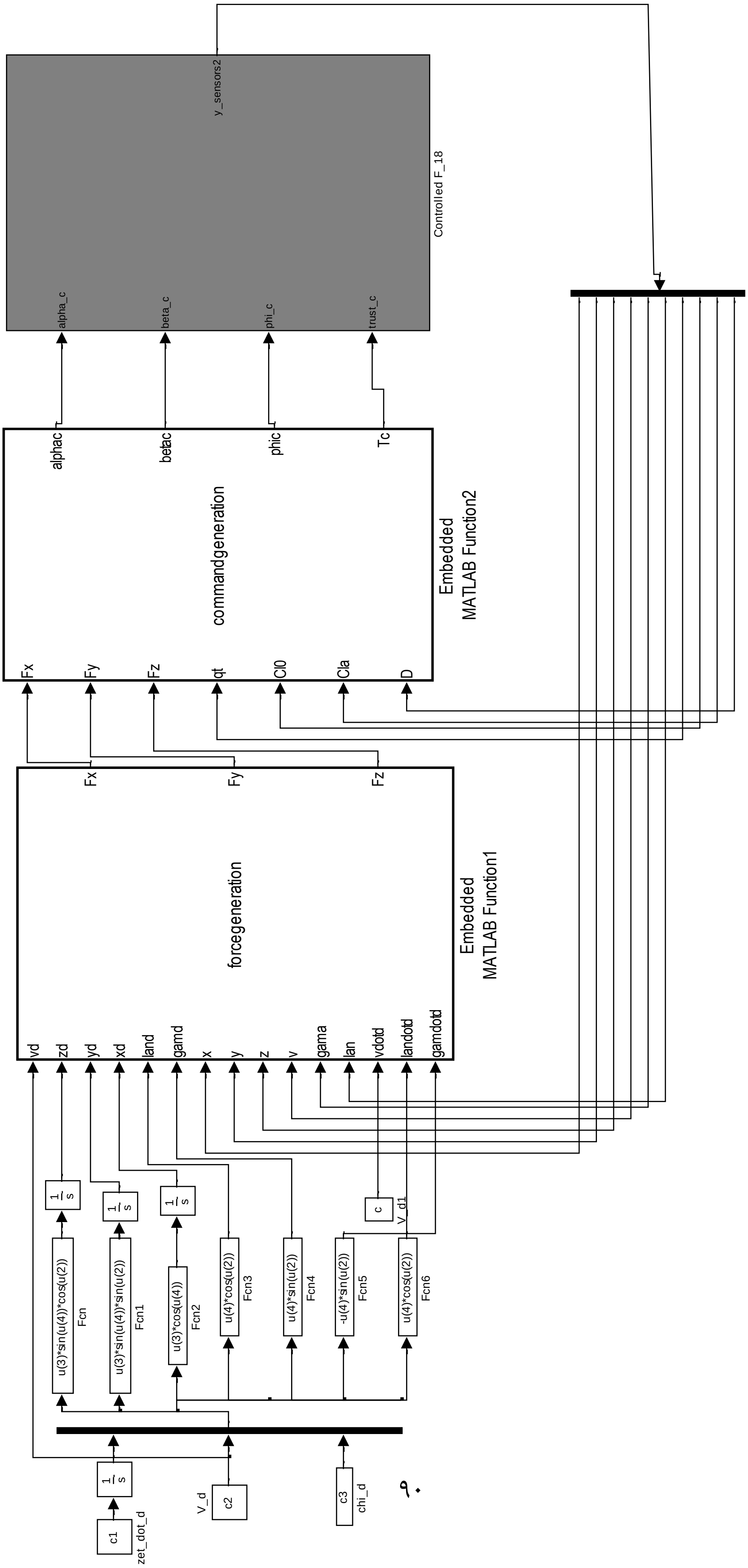
```
function [tfac, t, rho, amach, qbar, ps ] = adc ( vt, alt )


% %=======================================================
% %% standard atmosphere model used in F-18     %%
% %% model  ( air data computer )               %%
r0 = 2.37764e-3;  % const, sea-level density, slugs/ft^3
 alt=alt;                           % In ft
 tfac = 1.0 - 0.703e-5 * alt;
 t = 519.0 * tfac;  % temperature, Rankine scale
 if ( alt >= 35000.0 )
     t = 390.0;
end
 rho = r0 * ( tfac ^ 4.14 );  % density
 amach = vt / sqrt ( 1.4 * 1716.3 * t ); % Mach number
 qbar = 0.5 * rho * vt * vt;  % dynamic pressure, psf
 ps = 1715.0 * rho * t;  % static pressure
```

```
function [ sys, x0, str, ts ] = sfunction_nlplant( t, x , u, flag,
state_trim, xcg )

switch flag
case 0
   [ sys, x0, str, ts ] = mdlInitializeSizes( state_trim ); %
Initialization

case 1
   sys = mdlDerivatives( t, x, u, xcg ); % Calculation of derivatives

case 3
   sys = mdlOutputs( t, x, u, xcg ); % Calculate outputs

case {2,4,9}
   sys = []; % Unused flags

otherwise
   error(['Unhandled flag = ', num2str(flag)]); % error handling
```

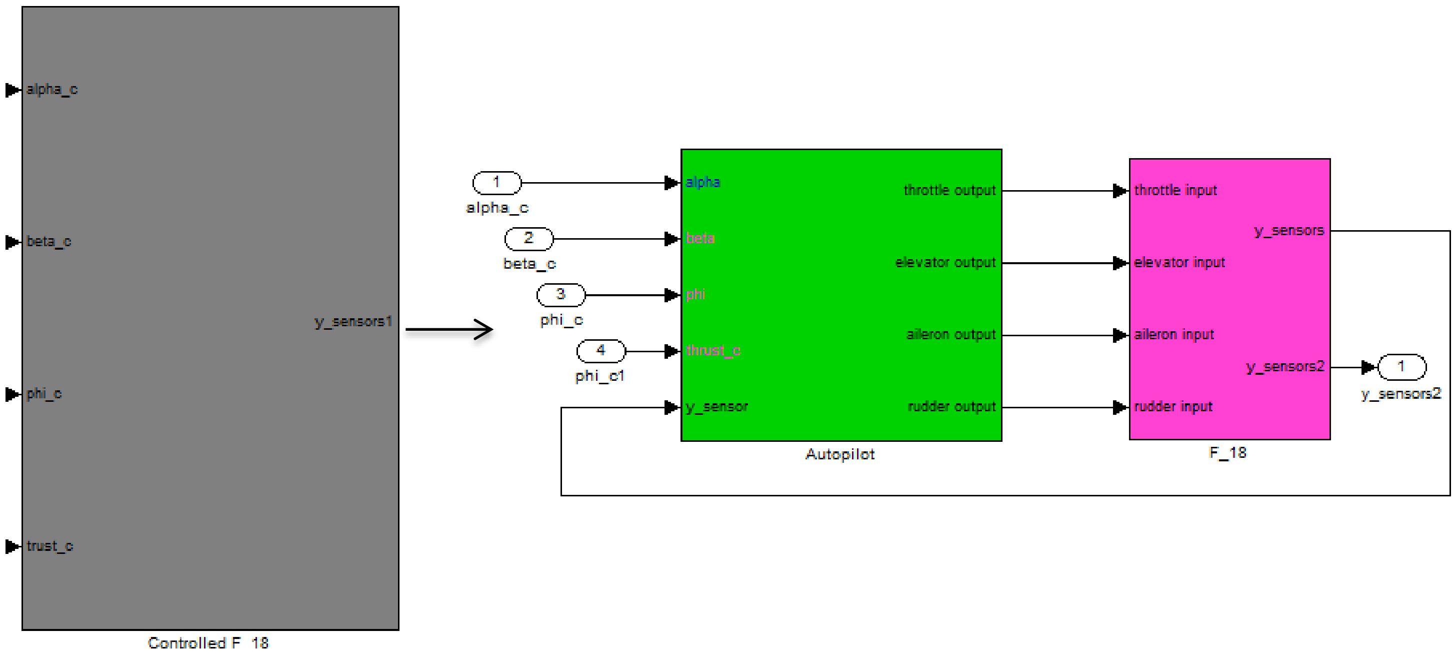
```
end

% end of function sfunct_nlplant

%==========================================================================
===
% mdlInitializeSizes
% Return the sizes, initial conditions, and sample times for the S-
function.
%==========================================================================
===
%
function [ sys, x0, str, ts ] = mdlInitializeSizes( state_trim )

sizes = simsizes;

sizes.NumContStates  = 13;
sizes.NumDiscStates  = 0;
sizes.NumOutputs     = 18;  % an, qbar, amach,alat
sizes.NumInputs      = 4;   % 4 controls
sizes.DirFeedthrough = 1;
sizes.NumSampleTimes = 1;   % at least one sample time is needed

sys = simsizes(sizes);

% initialize the initial conditions
x0  = state_trim;

% str is always an empty matrix for s-function as m-files
str = [];

% initialize the array of sample times to be continuous sample time
ts  = [0 0];

% end mdlInitializeSizes

%==========================================================================
===
% mdlDerivatives
% Return the derivatives for the continuous states.
%==========================================================================
===
%
function sys = mdlDerivatives( t, x, u, xcg )

% to calculate the state derivatives
[ x_dot, an, alat, qbar, amach, q, alpha ] = F18_dynam ( t, x, u, xcg );
sys = x_dot;

% end mdlDerivatives

%==========================================================================
===
% mdlOutputs
% Return the block outputs.
%==========================================================================
===
%
function sys = mdlOutputs( t, x, u, xcg )
```

```
% to calculate the state derivatives
[ x_dot, an, alat, qbar, amach, q, alpha, Mudot ] = F18_dynam ( t, x, u,
xcg );
sys = [ x; an; qbar; amach; alat; Mudot;];

% end mdlOutputs
```

ب-۲- کل مدل هواپیما و الگوریتم کنترل در سیمولینک



ب-۳- بلوک کنترل



مراجع

[1] Qin S., Li Y. Y., Yang J., Xie X. Y. and Lu J. H. (2010) "Super-Maneuver Flight Control Design Using Constrained Adaptive Backstepping and Sliding Mode" Proceedings of the 29th Control Conf. pp. 2121-2124.
[2] Sonneveldt L., Chu Q. P. and Mulder J. A. (2009) "Advances in Flight Control Systems" Delft University of Technology, The Netherlands.
[3] Ure N. K. and Inalhan G. (2008) "Design of Higher Order Sliding Mode Control Laws for a Multi Modal Agile Maneuvering UCAV" IEEE. ISSCAA. 2nd Int Symp. pp. 1-6
[4] Pourtakdoust S. H., Karimi J. (2005) "Optimal Maneuvers in close air Combat ", 13th annual conf. Mechanical Engineering ISME conf, Isfahan, Iran.
[5] Takano H. and Baba Y. (2004) "Optimal Flight Trajectory and Aerobatic Maneuvers Against Missiles" 5th Asian Control Conf. Vol. 3. pp. 1841-1848.
[6] Li Y., Sundararajan N. and Saratchandran P. (2001) "Neuro-controller design for nonlinear aircraft maneuver using fully tuned RBF networks" J. Automatica. Vol. 37, pp. 1293-1301.
[7] Roskam J. (1979) "Airplane Flight Dynamic and Automatic Flight Control" Roskam Aviation and Engineering Corporation, USA.
[8] Available in "http://dcb.larc.nasa.gov/Introduction/Controls/index.htm".
[9] Shaw R. L. (1988) "Fighter Combat: Tactics and Maneuvering" United States Naval
[10] Smith R. E., Dike B. A., Mehra R. K., Ravichandran B. and A. El-Fallah A. (2000) "Classifier systems in combat: two-sided learning of maneuvers for advanced fighter aircraft" Comput. Method Appl. Mech. Engrg. Vol. 186, pp. 421-437.
[11] Lin Ch. M., Hsu Ch. F. and Wai R. J. (2000) "Guidance Law Evaluation For Missile Guidance system" Asian Journal of Control. Vol. 2, pp. 243-250.
[۱۲] نیکو سخن لامع. م، ۱۳۸۳، "شناسایی غیر خطی سیستم دینامیکی هواپیما توسط شبکه‌های عصبی"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف.
[13] Herbst W. A. (1990) "Future fighter technologies ". AIAA Journal of Aircraft. Vol. 17, pp. 561-566.
[14] Ahmed-Ziad F., Ioannou P. A. and Polycarpou M. M. (1993) "Identification and Control of Aircraft Dynamic Using Radial Basis Function Networks" Second IEEE Conf Control Appl. Vancouver, B.C. pp. 567-572
[15] Hen Hu Y., Hwang J. (2002) "Introduction to Neural Networks for Signal Processing" by CRC Press.Washington.
[16] Chan Y., Lin S. H, and Kung S. Y. (1998) "Video indexing and retrieval", in B. Sheu and M. Ismail, Editors Multimedia Technology for App, IEEE Press, New York. pp. 253–281.
[17] Chan Y., Lin S. H. Lin, Tan Y. P. and Kung S. Y. (1996) "Video shot classification using human faces" Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing. Lausanne, Switzerland. pp. 843–846.
[18] Hagan M. T., Demuth H. B. and De Jesus O. (2002) "An Introduction to the use of Neural Networks in Control Systems" Int. Robust and Nonlinear Control. Vol. 12.
[19] Nho K., Agarwal R. K. (1999) "Adaptive Control of Aircraft Dynamics Using Neural Networks" IEEE. Vol. 3, pp. 2076-2080.
[20] Widrow B., Stearns S. D. (1985) "Adaptive Signal Processing" Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ.
[21] Sayed A. H. and. Al-Naffouri T. Y. (2001) "Mean-square analysis of normalized leaky adaptive filters" in Proc. ICASSP, Salt Lake City, UT. Vol. 6, pp. 3873–3876.
[22] Clark G. A. (1980) "Block adaptive filtering" in pro. ISCAS. pp. 384-387.

[23] Rath Sh. Sh., Chakraborty M. (2010) “A Low Complexity Realization of the Sign-LMS Algorithm” IEEE. India. pp. 51-53.
[24] Pokharel P. P., Liu W. and Principe J. C. (2009) “Kernel least mean square algorithm with constrained growth” Signal processing. Vol. 89, pp. 257-265.
[25] Vapnik V. (1995) “The Nature of Statistical Learning Theory” Springer, New York.
[26] Schoblkopf B. S., Smola A. and Muller K. R. (1998) “Nonlinear component analysis as a kernel eigenvalue problem” Neural Comput. pp. 1299–1319.
[27] Girosi F., Jones M. and Poggio T. (1995) “Regularization theory and neural networks architectures” Neural Comput. pp. 219–269.
[28] Kivinen J., Smola A. and Williamson R. (2004) “Online learning with kernels” IEEE Trans. Signal Processing. Vol. 52, pp. 2165-2176.
[29] Liu W., Pokharel P. P. and Principe J. C. (2008) “The Kernel Least-Mean-Square Algorithm” IEEE Trans. Signal Processing. Vol. 56, pp. 543-554.
[30] Modaghegh H., Khosravi H., Ahoon Manesh S. and Sadoghi Yazdi H. (2009) “A new modeling algorithm Normalized Kernel Least Mean Square”. IEEE Int conf innovation in information technology. pp. 120-124.
[31] Available in “http://www.dfrc.nasa.gov/Resarch/HARV/kempel2.html”.
[32] Lliff., K. W., Wag K. Sh. C. (1997) “Flight determined subsonic longitudinal stability and control derivatives of the F-18 HARV with thrust vectoring” NASA/TP-97-206539.
[33] Stevens B. L and Lewis F. L. (2003) “Aircarft control and simulation” 2nd ed, John Wiley and sons.
[34] Fan Y., Lutze F. H. and Cliff. E. M. (1995) “Time-Optimal Lateral Maneuvers of an Aircraft” J. Guidance and Control and dynamics .Vol. 18, pp. 1106-1112.
[35] Well K. H., Faber B. and Berger E. (1982) “Optimization of Tactical air craft maneuvers utilizing high angle of attack” J. Guidance and Control. Vol. 5, pp. 131-137
[36] Haffman E. and Stalford H. (1989) “Singular Trajectories for Time-Optimal Half-Loop Maneuvers of a High Alpha Fighter Aircraft” AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Boston, Massachusetts.
[37] Blakelock J. H. (1991) “Automatic_control of aircraft and missiles”,2nd ed, New York, Wiley Interscience.
[38] Nelson C. R. (1998) “Flight Stability and Automatic Control” 2nd ed, McGraw-Hill. USA.

Abstract

The proper control for tracking the desired path is one of the most important military superiority and maneuverability of a fighter aircraft. The fighter aircraft control system is usually automatic. Automatic control systems for aircraft guidance realize via the various control parameters such as angle of attack, pitch angle, flight angle and altitude.

Therefore, it is important to use an intelligent and online method for an efficient track of complex and nonlinear maneuver. In this thesis, kernel least mean square (KLMS) based method is proposed for the intelligent control and online tracking of a desirable nonlinear maneuver. The kernel least mean square algorithm enhances the present understanding of the LMS algorithm with a machine learning perspective. Moreover, training the RBF networks with the KLMS is different from conventional RBF networks. For conventional RBF training, the kernel centers and their number have to be chosen heuristically or through a complex algorithm. While in the KLMS method, the centers and its number are automatically chosen during the learning, and there do not need to be determined beforehand. Therefore, this method performs as a generalized simple neural network with radial type basis functions. Furthermore, for updating the kernel function, an adaptive learning algorithm is also presented. Finally, the efficiency of the proposed approach is successfully investigated through the nonlinear maneuver tracking of a fighter aircraft.

Keywords: Intelligent control, fighter aircraft, tracking, Kernel least mean square algorithm, radial basis neural networks, nonlinear maneuver.