

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مهندسی برق و رباتیک

پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی کنترل

طراحی کنترل پیش بین برای یک پهپاد با استفاده از شناسایی عصبی

نگارنده: امیرحسین سنایی

استاد راهنما:

دکتر علی اکبرزاده کلات

شهریور ۱۳۹۸

شماره: ۱۲۸۲، ۱۰
تاریخ: ۹۸، ۲، ۱۱

باسمه تعالی



مدیریت تحصیلات تکمیلی

فرم شماره (۳) صورتجلسه نهایی دفاع از پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

با نام و یاد خداوند متعال، ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم / آقای امیر حسین سنایی با شماره دانشجویی ۹۵۰۸۱۵۴ رشته مهندسی برق گرایش کنترل تحت عنوان: طراحی کنترل پیش بین برای یک پهپاد با استفاده از شناسایی عصبی که در تاریخ ۱۳۹۸/۰۶/۱۱ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید، به شرح ذیل اعلام می گردد:

<input type="checkbox"/> مردود	<input checked="" type="checkbox"/> قبول (با درجه: <u>خیلی خوب</u>)
<input type="checkbox"/> عملی	<input checked="" type="checkbox"/> نظری

عضو هیأت داوران	نام و نام خانوادگی	مرتبه علمی	امضاء
۱- استاد راهنمای اول	دکتر اکبر زاده حدادی	دانشیار	
۲- استاد راهنمای دوم	_____	_____	_____
۳- استاد مشاور	_____	_____	_____
۴- نماینده تحصیلات تکمیلی	دکتر محمد ابراهیم زعفرانی	دانشیار	
۵- استاد ممتحن اول	دکتر الفی	دانشیار	
۶- استاد ممتحن دوم	دکتر علی موسوی	استادیار	

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده: محمد خواجه فرد
تاریخ و امضاء و مهر دانشکده:

تبصره: در صورتی که کسی مردود شود حداکثر یکبار دیگر (در مدت مجاز تحصیل) می تواند از پایان نامه خود دفاع نماید (دفاع مجدد نباید زودتر از ۴ ماه برگزار شود).

تقدیم

محضر ارز شمن‌پدر و مادر عزیزم

به خاطر همه‌ی تلاش‌های محبت آمیزی که در دوران مختلف زندگی

ام انجام داده‌اند و بامهربانی چگونه زیستن را به من آموخته‌اند.

تشکر و قدردانی

آن بی‌همتای بزرگ را می‌ستایم که همواره الطاف بی‌پایانش را بر من ارزانی داشته است اکنون که به فضل خداوند منان مراحل تحقیق این پایان‌نامه به اتمام رسیده است بر خود لازم می‌دانم از تمام کسانی که با بذل عنایت خویش اینجانب را یاری نموده‌اند، سپاسگزاری نمایم.

از استاد فاضل و اندیشه‌مند جناب آقای دکتر علی اکبرزاده کلات به عنوان استاد راهنما که همواره اینجانب را مورد لطف و محبت خود قرار داده‌اند، کمال تشکر را

دارم.

تعمیر نامه

اینجانب **امیرحسین سنایی** دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی کنترل دانشکده مهندسی برق و رباتیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه **طراحی کنترل پیش بین برای یک پهپاد با استفاده از شناسایی عصبی** تحت راهنمایی دکتر علی اکبرزاده کلات متعهد می شوم.

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است .
- در استفاده از نتایج پژوهشهای محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است .
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است .
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام « دانشگاه صنعتی شاهرود » و یا « Shahrood University of Technology » به چاپ خواهد رسید .
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه ، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است .
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری ، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است .

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج ، کتاب ، برنامه های رایانه ای ، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد . این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود .

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

چکیده

بزرگترین چالش در طراحی سیستم های کنترل برای دستیابی به عملکرد مناسب، ایجاد درک صحیح از سیستم، و در دسترس داشتن مدلی مناسب از دینامیک آن می باشد، امروزه با کمک روش های مختلف شناسایی سیستم^۱ مدل مورد نظر از فرآیند را می توان بدست آورد و از آن در محاسبات طراحی کنترل کننده بهره برد، از طرفی ساختار سیستم و میزان پیچیدگی، خطی و یا غیرخطی بودن آن از جمله عوامل مهم در انتخاب روش مناسب جهت شناسایی سیستم هستند. روش کنترل پیش بین^۲ از گونه روش هایی است که برای دستیابی به اهداف کنترلی به شدت به مدل دقیقی از سیستم نیاز دارد، در این پژوهش با در نظر گرفتن یک پهپاد^۳ به عنوان مدل تحت کنترل سعی بر این است که با بررسی چند مقاله پیرامون روش های اعمال کنترل پیش بین بر روی جسم پرنده در نهایت با کمک روش شناسایی سیستم^۴ با شبکه عصبی^۵ یک مدل دقیق از سیستم ارائه کرده و نتیجه ی آن را با اعمال به متد پیش بین بررسی کنیم.

کلمات کلیدی

کنترل پیش بین، شناسایی سیستم، شبکه عصبی، کنترل گام، معادلات ۶ درجه آزادی پرواز^۶

¹ Identification

² Model based predictive control (MPC)

³ Unmanned aerial vehicle (UAV)

⁴ System identification

⁵ Neural network

⁶ Six degree of freedom (6 DOF)

فهرست مطالب

فصل ۱: مقدمه	۱
۱ - ۱ مقدمه	۲
۲-۱ مروری بر کارهای انجام شده	۵
۳-۱ اهداف تحقیق	۷
۴-۱ ساختار پایان نامه	۸
فصل ۲: تشریح معادلات جسم پرنده	۹
۲ - ۱ دسته بندی انواع پهپادها و بررسی ساختار کلی	۱۰
۲ - ۲ بررسی دینامیک و مدل سازی	۱۰
۱-۲-۲ دسته بندی کلی حالت‌های پرواز	۱۴
۲-۲-۲ شبیه سازی سیستم در متلب	۱۷
۳-۲-۲ تحلیل پاسخ سیستم به شرایط تریم	۲۱
۳ - ۲ تحلیل اعمال اغتشاش خارجی	۲۲
۱-۳-۲ پایداری استاتیکی طولی	۲۳
فصل ۳: شناسایی سیستم	۲۵
۳ - ۱ تعریف اولیه	۲۶
۳ - ۱ فرض‌های اولیه و تشکیل ساختار عصبی مناسب	۲۸
۳-۱-۱ تشکیل ساختار عصبی مناسب	۲۹
۳ - ۳ نمایش خروجی شبکه آموزش یافته	۳۰

۳۲	۱-۳-۳ صحت سنجی خروجی شبکه
۳۳	فصل ۴: اعمال کنترل کننده‌ی پیش بین
۳۴	۴ - ۱ مقدمه ای بر کنترل پیش بین
۳۶	۴-۱-۱ استراتژی MPC
۳۷	۴-۲ انواع روش‌های MPC
۳۹	۴ - ۳ بررسی روش کنترل پیش بین تعمیم یافته
۴۱	۴ - ۴ اعمال روش پیشنهادی به سیستم
۴۴	۴-۴-۱ استفاده از پارامترهای بدست آمده در طراحی کنترل کننده
۴۵	۴-۴-۲ نتایج اعمال کنترل کننده
۴۹	۴-۴-۳ تحلیل پاسخ مدل در حضور کنترل کننده
۵۱	فصل ۵: نتیجه‌گیری و پیشنهاد
۵۲	۵ - ۱ نتیجه‌گیری
۵۲	۵-۲ پیشنهاد
۵۴	مراجع

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱. پهپاد K50 ۳
- شکل ۱-۲. دسته بندی سیستم هوانوردی پهپاد k50 ۴
- شکل ۱-۳. دسته بندی سیستم کنترل پرواز پهپاد k50 ۴
- شکل ۱-۲. کنترل حرکات پهپاد ۱۰
- شکل ۲-۲. نمایش مختصات بدنی رو پهپاد ۱۲
- شکل ۲-۵. جدول ضرایب ایرودینامیکی ۱۶
- شکل ۲-۶. بلوک دیاگرام شبیه سازی سیستم ۱۷
- شکل ۲-۷الف. نمودار تغییرات سرعت در راستای y ۱۸
- شکل ۲-۷ب. نمودار تغییرات سرعت در راستای x ۱۸
- شکل ۲-۷پ. نمودار حرکت در راستای دماغه (حرکت روبه جلو) ۱۹
- شکل ۲-۷ت. نمودار تغییرات سرعت حرکت در راستای z ۱۹
- شکل ۲-۷ث. نمودار تغییرات ارتفاع (حرکت سمتی) ۲۰
- شکل ۲-۷ج. نمودار حرکت در راستای بال راست ۲۰
- شکل ۲-۷چ. نمودار سرعت تغییرات زوایای اوپلر ۲۱
- شکل ۲-۷ح. نمودار تغییرات زوایای اوپلر (زوایای بدنی) ۲۱
- شکل ۲-۸. نمودار تحلیل پایداری استاتیکی طولی ۲۳
- شکل ۳-۱. دیاگرام شناسایی سیستم ۲۶
- شکل ۳-۲. خروجی با اعمال سیگنال پله به ورودی الویتور δe ۲۷
- شکل ۳-۳. سیگنال تصادفی ۲۷

- شکل ۳-۴. خروجی ناشی از اعمال ورودی تصادفی ۲۸
- شکل ۳-۵. ساختار شبکه‌ی عصبی با لایه‌ی مخفی غیرخطی و لایه‌ی خروجی خطی ۲۹
- شکل ۳-۶. ساختار شبکه‌ی عصبی مورد استفاده ۳۰
- شکل ۳-۷. خروجی واقعی سیستم نسبت به خروجی آموزش یافته (ورودی تصادفی) ۳۱
- شکل ۳-۸. خطای مدل سازی به ورودی تصادفی ۳۱
- شکل ۳-۹. خروجی واقعی سیستم نسبت به خروجی آموزش یافته (ورودی سینوسی) ۳۱
- شکل ۳-۱۰. مقایسه‌ی خروجی سیستم واقعی و سیستم مدل‌سازی شده ۳۲
- شکل ۴-۱. نمودار پاسخ زمانی سیستم و سگنال کنترل در حضور کنترل کننده پیش بین ۳۶
- شکل ۴-۲. نمودار پاسخ آزاد و خصوصی سیستم ۳۷
- شکل ۴-۳. نمودار پاسخ پله‌ی سیستم ۳۸
- شکل ۴-۴. ساختار کنترل کنترل پیش بین براساس مدل ۴۱
- شکل ۴-۶. پاسخ پله‌ی حلقه باز ۴۴
- شکل ۴-۸. پاسخ پله‌ی حلقه بسته‌ی سیستم در حضور کنترل کننده‌ی پیش بین ۴۵
- شکل ۴-۹. نمودار سیگنال کنترل ۴۶
- شکل ۴-۱۰. نمودار خروجی مدل در حضور سیگنال پله‌ی تصادفی ۴۶
- شکل ۴-۱۱. نمودار سیگنال کنترل در حضور ورودی پله‌ی تصادفی ۴۶
- شکل ۴-۱۲. نمودار خروجی در حضور اغتشاش ۴۷
- شکل ۴-۱۳. نمودار خروجی و ورودی کنترلی در حضور اغتشاش ۴۷
- شکل ۴-۱۴الف. مقایسه خروجی سیستم در حضور کنترل کننده پیش بین و کنترل کننده تناسبی-
انتگرالی- مشتقی ۴۸
- شکل ۴-۱۴ب. مقایسه خروجی سیستم در حضور کنترل کننده پیش بین و کنترل کننده تناسبی-
انتگرالی- مشتقی ۴۸

فصل ۱: مقدمه

۱-۱ مقدمه

پرنده‌ی هدایت‌پذیر از دور یا به اختصار پهپاد که به آن هواپیمای بدون سرنشین نیز می‌گویند، نوعی هواگرد هدایت‌پذیر از راه دور بی‌خلبان است. تولید پهپادها از مهمترین دستاوردهای دنیای هوانوردی و تکنولوژی است که بیشترین سرمایه‌گذاری در جهان در زمینه‌ی ساخت و تجهیز پهپادها را وزارت دفاع ایالات متحده آمریکا انجام داده‌است. این نوع پرنده‌ها دارای کاربردهای بسیاری‌اند که هم‌اکنون به‌طور گسترده در زمینه‌های مخابرات، ناوبری جهانی، تحقیقات هواشناسی، جغرافیایی به‌کار گرفته شده‌اند. از مصارف غیرنظامی پهپادها نیز می‌توان به عنوان نمونه به حادثه فوکوشیمای ژاپن که از پهپادها برای بررسی آسیب‌های وارده به این نیروگاه استفاده شد اشاره نمود. پهپادها نقش مهم و تأثیرگذاری در شناسایی و خاموش کردن آتش‌سوزی‌ها و جایی که پرواز برای خلبان خطر دارد، ایفا می‌کنند. درحالت کلی می‌توان دو دسته برای پهپادها در نظر گرفت:

۱. عمود پرواز

۲. پهپادهای با بال ثابت و باله‌های پشتی

– پهپادهای عمودپرواز یا به اختصار^۱ VTOL که به آن‌ها پرنده‌های نشیننده بر روی دم^۲ هم گفته می‌شود

$$m\ddot{z} = F_t - mg \quad (1-1)$$

پهپاد عمود پرواز یک هواپیمای با قدرت مانور بالا است. این هواپیما می‌تواند در نزدیکی زمین برای ایجاد یک حرکت عرضی معلّق بماند. برخاست کوتاه و نشست عمودی ویژگی است که هواگرد با بال ثابت دارنده آن قادر به برخاستن از روی باند کوتاه و فرود عمودی است. یک هواگرد برخاست کوتاه و نشست عمودی هواگردی است با بال ثابت که قادر است با پیمودن حداکثر ۴۵۰ متر در آغاز برخاستن، از روی ۱۵ متر مانع، بدون برخورد بگذرد، و قادر است عمودی بنشیند [۱]. زمان زیادی از اختراع و

¹ Vertical take-off and landing

² Tail sitter

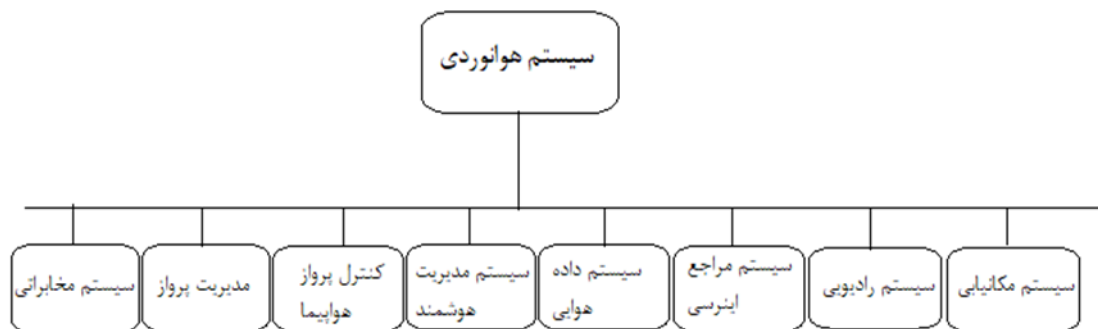
پرواز نخستین هواپیما نمی گذشت که ایده استفاده از آن در زمینه های نظامی مطرح شد. هواپیماها برای گشت زنی و رصد تغییرات در یک منطقه، بعدها برای بمباران و در نهایت نبردهای هوایی با یکدیگر طراحی می شدند. با گسترش این نبردها و با ساخت ناوهای هواپیمابر، لزوم بهره گیری از هواپیماهایی با قابلیت نشست و برخاست در فواصل کوتاه، به خصوص ناوها، بیشتر خود را نشان داد. ارائه سیستم هایی برای کمک به پرواز هواپیما در یک باند کوتاه و تغییرات اساسی در نیروی پیشران و طراحی آیرودینامیکی آنها، این امکان را می داد تا هواپیماها را قادر سازد در فاصله بسیار کوتاه تری سرعت و قابلیت پرواز را پیدا کنند.

– پهپادهای با بال ثابت و باله های پشتی : در واقع مدل مورد نظر برای بررسی در این پژوهش پهپادهای با بال ثابت اند که در شکل (۱-۱) پهپاد K50 دیده می شود، که این پرنده برای اهداف عکس برداری و تهیه نقشه های هوایی و شناسایی مناطق مورد استفاده قرار می گیرد. در صفحات بعدی طرحی کلی از سیستم هدایت و ناوبری برای پهپادها ارائه شده است که در این طرح کلی می توان نحوه ی ارتباط بخش ها مختلف سیستم کنترل و سیستم ناوبری را مشاهده نمود [۲].



شکل ۱-۱. پهپاد K50

در پیشبرد اهداف کنترلی در سیستم پهپادها می‌توان ابتدا به بلوک کلی در شکل (۲-۱) اشاره نمود که این بلوک به صورت جامع تمام قسمت‌های سیستم پرنده بی‌سرنشین و نحوه ارتباط آنها با یکدیگر را نمایش می‌دهد پس از آن می‌توان به بلوک‌های زیر مجموعه‌ی این دسته بندی کلی اشاره نمود.



شکل ۲-۱. دسته بندی سیستم هوانوردی پهپاد k50

در شکل (۲-۱) دیده می‌شود که استراتژی کنترل کلی سیستم هوانوردی می‌تواند شامل قسمت‌های مختلفی باشد که تمام قسمت‌های سیستم کنترل به هم مربوط بوده، به عنوان مثال باید به رابطه‌ی تراست^۱ موتور و نرخ (سرعت) بلند شدن پرنده از زمین و یا به رابطه‌ی تراست موتور و سرعت حرکت پرنده در راستای افقی اشاره داشت. لذا در نمودار شکل (۲-۱) نمی‌توان بیان کرد که صرفاً همه‌ی قسمت‌های طراحی سیستم کنترل از هم مجزا اند.



شکل ۳-۱. دسته بندی سیستم کنترل پرواز پهپاد k50

¹ Thrust

قسمت‌های پنج‌گانه‌ی کنترل پرواز به صورت زیر تشریح می‌شوند:

عنصر پیش پردازش:^۱ وظیفه فیلتر سازی و تطبیق دادن داده‌های بدست آمده از سنسورها را بر عهده دارد، که شامل داده‌های هوایی، اینرسی، موقعیت کلی و... شده که توسط این قسمت پردازش می‌شود. خلبان خودکار:^۲ این قسمت شامل تمام کنترل کننده‌های پیشنهادی برای بهبود حالات گذرا و ماندگار سیستم و تضمین کننده پایداری سیستم در تمام مراحل پرواز بوده، در واقع این قسمت با دریافت فرمان‌ها و مرجع‌ها و با دریافت فیدبک از سنسورها، به عنوان بلوک کنترلی در فرآیند پرواز پهباد عمل می‌کند.

عنصر راهنمای پرواز:^۳ این قسمت فرمان‌های مختلف نقطه کارهای مختلف را بر اساس داده‌های پیش پردازش شده به خلبان خودکار می‌دهد که این فرمان‌ها (مرجع‌ها) در تمام مراحل پرواز تولید شده و به خلبان خودکار داده می‌شود.

عنصر سرپرست تراست:^۴ این قسمت همانند سرپرست پرواز فرمان‌های مرجع را برای خلبان خودکار طراحی و ارسال می‌کند.

در نهایت عنصر پس پردازش:^۵ این قسمت فرمان‌های کنترلی صادر شده از کنترل کننده (خلبان خودکار) را به سیگنال‌هایی با توان بیشتر (رنج بالاتر) تبدیل کرده تا به سمت محرک‌ها فرستاده شوند [۲].

۱-۲ مروری بر کارهای انجام شده

در مقاله‌ی [۳] نوشته‌ی بیتمن و همکاران مدل دینامیکی از یک پهباد aerosonde ارائه شد که در واقع ساختار این پرنده به صورت دُم ۷ شکل^۶ است، که این ساختار یک ساختار متداول در طراحی بدنه‌ی جسم پرنده می‌باشد، از طرف دیگر که می‌توان به مقاله‌ی [۴] نوشته‌ی ماراوال و همکاران اشاره نمود؛ در این تحقیق نویسنده به بررسی محدودیت‌های پروازی پرداخته است و با ارائه‌ی روش کنترل

¹ Preprocessing component

² Autopilot component

³ Flight director component

⁴ Thrust director component

⁵ Post-processing component

⁶ V tail

کننده‌ی دو ساختاری متشکل از شبکه عصبی و کنترل کننده کلاسیک (تناسبی-انتگرالی)^۱ ردگیری مناسب مسیر را تضمین نموده است اما مشکلی که به این روش وارد می‌شود این است که نمی‌توان محدودیت‌های پرواز را به آن اعمال نمود و از طرف دیگر در مانورهای هجومی نمی‌توان ردگیری را تضمین کرد. در مقاله‌ی [۵] با اعمال روش کنترل کننده‌ی پیش بین بر روی پهپاد تا حد ممکن مشکلات مذکور را رفع نماید اما با توجه به این که در این روش پیشنهادی نیاز به یک مدل دقیق از سیستم وجود دارد لذا این روش به تنهایی هم مفید نخواهد بود. در مطالعات بعدی که توسط کاواتو و همکاران انجام شده است نویسندگان با کمک شبکه عصبی^۲ و روش کنترل کننده‌ی دینامیک معکوس^۳ کنترل کننده‌ی مدنظر خود را ارائه داده اند [۶]؛ در این روش اگر سیستم پیچیده باشد نمی‌توان مدل دقیق برای آن ارائه داد و طبعاً ارائه‌ی کنترل کننده هم ممکن نخواهد بود و مهمتر از همه اینکه برای سیستم‌های غیرمینیمم فاز^۴ این روش مناسب نمی‌باشد.

اخیراً تحقیقات بسیاری در زمینه‌ی کنترل پرواز پهپادها انجام شده است؛ یکی از بخش‌های کلیدی، کنترل کننده‌ی اصلی بوده که فرمان‌های کنترلی را با توجه به فیدبک سنسورها و مسیرمورد نظر به محرک‌ها ارسال میکند. در این راستا در مقاله‌ی [۷] محقق با بررسی حرکت عمودی (نیروی عمودی) پهپاد و استفاده از کنترل کننده‌ی تناسبی-مشتقی به همراه فیدبک شتاب؛ متد مدنظر خود را ارائه داده است می‌توان بیان نمود که به دلیل تک بعدی در نظر گرفتن حرکت پهپاد این روند منسجم نبوده و قابل تعمیم نمی‌باشد. از طرف دیگر به دلیل استفاده از فیدبک شتاب، نفوذ نویز در سنسور باعث واگرایی در سیگنال کنترل می‌شود. در حالت کلی روش‌های کنترل کلاسیک به دلیل غیرخطی بودن سیستم عملکرد مناسبی ندارند از نمونه‌ی دیگر می‌توان به روش کنترل LQR^۵ در مقاله‌ی [۸] اشاره نمود. که این روش در سیستم‌های غیرخطی با حجم بالای محاسبات همراه خواهد بود.

¹ Proportional and integration

² Neural network

³ Invers dynamic

⁴ Non-minimum phase

⁵ Linear quadratic regulator

در مقاله‌ی [۹] متد تطبیقی-مقاوم^۱ برای کنترل ارتفاع مطرح شده اما مشکل این روش آن است که دینامیک واقعی پیشرانه را در نظر نمی‌گیرد به این معنی که فرض میکند که پیشرانه‌ی موتور در کمترین زمان ممکن به حداکثر خود می‌رسد؛ این فرض باعث میشود که از این روش نتوان برای پهپاد با دینامیک‌های پیچیده تر بهره برد. در مقاله‌ی [۱۰] از ساختار کنترل آبشاری^۲ استفاده می‌کند به رغم این که در این تحقیق مدل موتور (سیستم پیشرانه) وارد محاسبات شده است، دینامیک آن را بسیار سریع تر از دینامیک اهوای اطراف بدنه در نظر گرفته است و از طرف دیگر به دلیل پیچیدگی مسئله‌ی پایداری هم بررسی نشده است؛ در ادامه در تحقیق [۵] از روش کنترل پیشبین مبتنی بر تکرار بهره می‌برد که در واقع برای حل مسائل بهینه سازی غیرخطی از روند تکراری (مبتنی بر تکرار) استفاده می‌کنند که این متد جایگزینی حل معادله‌ی دیوفانتین می‌باشد؛ می‌توان بیان نمود که از مشکلات روش مبتنی بر تکرار زمان طولانی برای بدست آوردن قانون کنترل می‌باشد. محققان دیگری در این راستا از روش‌های جدیدتری استفاده کرده اند که نمونه‌ی آنها استفاده از روش کنترل مدلفزشی [۱۱] و روش کنترل پسگام برای سیستم غیرخطی در مقاله‌ی [۱۲] می‌باشد در این روش‌ها پیچیدگی محاسبات بالا بوده و از طرفی هم عمل ردگیری توسط کنترل کننده رضایت بخش نمی‌باشد.

۳-۱ اهداف تحقیق

با توجه به اینکه هدف از انجام این رساله کنترل پهپاد می‌باشد، یک نمونه پهپاد که در شکل (۱-۱) نشان داده شده مد نظر قرار می‌گیرد و سعی بر این است که با توجه به مرور پژوهش‌های گذشته یک سیستم کنترل مناسب برای دینامیک‌های غیرمینیم فاز و یا ناپایدار غیرخطی ارائه شود. در این تحقیق ابتدا به بررسی و بدست آوردن معادلات پرواز پهپاد می‌پردازیم و سپس با اعمال محدودیت‌ها و قیود ناشی از محیط پرواز بر روی سیستم کنترل، کنترل کننده‌ی مورد نظر را بدست می‌آوریم. از طرف دیگر

¹ Robust adaptive control

² cascade

با بهره‌گیری از روش شبکه عصبی مدل دقیق دینامیک پهباد در زمان پرواز و مانور را می‌توان در اختیار کنترل‌کننده قرار داد.

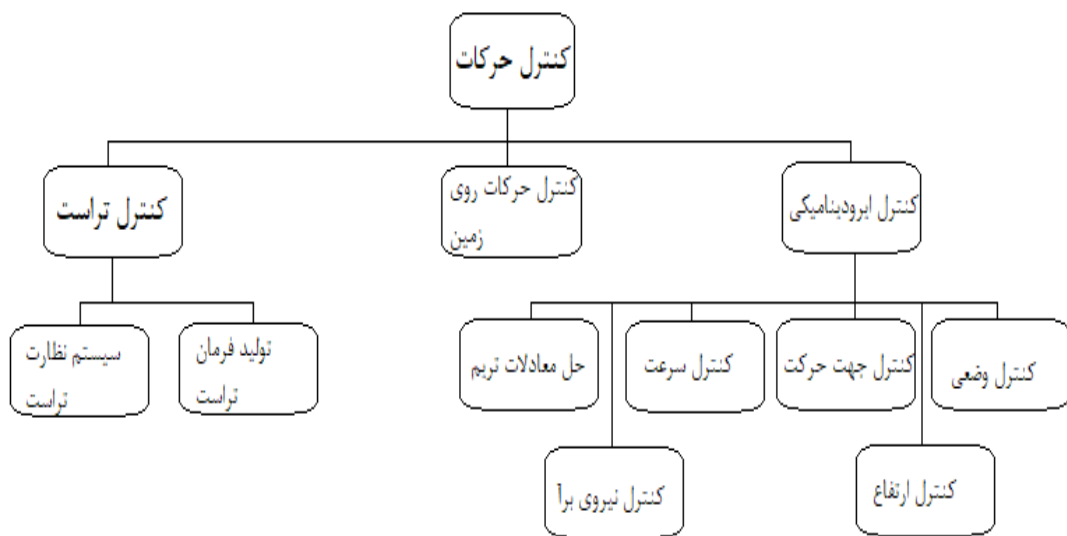
۴-۱ ساختار پایان‌نامه

در فصل دوم، به بررسی مدل سیستم پرداخته، بر اساس منابع و مراجع یک مدل از معادلات ۶ درجه آزادی برای حرکت جسم پرنده ارائه می‌شود. در فصل سوم به بررسی شبکه‌ی عصبی و روش‌های شناسایی سیستم توسط شبکه عصبی اشاره می‌شود. فصل چهارم به معرفی و بررسی روش کنترل پیشبین مورد نظر اختصاص دارد که در نهایت در همین فصل متد مورد نظر ارائه شده و شبیه‌سازی سیستم انجام می‌شود و در نهایت در فصل پنجم نتیجه‌گیری و پیشنهادات بیان می‌شود.

فصل ۲: تشریح معادلات جسم پرنده

۲ - ۱ دسته بندی انواع پهپادها و بررسی ساختار کلی

همانگونه که در فصل قبل اشاره شد، مدل مورد بررسی پهپاد K50 بوده، این پرنده دارای ساختار بال ثابت و باله‌های پشتی است که سیستم کنترل حرکت را به صورت بلوک‌های زیر می‌توان نمایش داد:



شکل ۲-۱. کنترل حرکات پهپاد^۱

از طرف دیگر باتوجه به شکل (۱-۳) سیستم کنترل پرواز شامل قسمت خلبان خودکار شده که این بلوک شامل کنترل کانال‌های طولی^۲ و کانال‌های عرضی می‌شود^۳ [۲]. در بخش‌های بعدی پس از اشاره به معادلات سیستم پرواز به دسته بندی پارامترهای طولی و عرضی می‌پردازیم.

۲ - ۲ بررسی دینامیک و مدل سازی

در حالت کلی تمامی اجسام پرنده از دو قانون اصلی نیوتن و معادلات اوپلر برای گشتاور پیروی می‌کنند پیش از پرداختن به معادلات اجسام پرنده، فرضیات معادلات پرواز را به صورت زیر بیان می‌کنیم:

۱. پیکربندی بدنه هواپیما صلب می‌باشد.

¹ Control uav movement

² Longitudinal controller

³ Lateral controller

۲. از کاهش و یا افزایش جرم ناشی از مصرف سوخت و یا لود (بار) چشم پوشی می‌شود.

۳. گشتاورهای حاصل از حرکت اجزای گردنده و یا نیروهای حاصل از شلیک صفر در نظر گرفته می‌شود.

متغیرهای حالت سیستم در این صورت به شرح زیر می‌باشد:

✓ سرعت‌های خطی بدنی w, v, u

✓ سرعت تغییرات زاویه‌های اویلر p, q, r

✓ زوایای اویلر φ, θ, ψ

✓ موقعیت‌های اینرسی x, y, z

ورودی‌های کنترلی سیستم به شرح زیر می‌باشد:

✓ تغییرات زاویه الویتور δe

✓ تغییرات زاویه رادر δr

✓ تغییرات زاویه ایلرون δa

پس از معرفی ورودی و خروجی‌های سیستم (حالت‌های سیستم)، در شکل (۲-۲) می‌توان موقعیت‌های بدنی (مختصات بدنی) را بر روی پرنده به صورت دقیق مشاهده نمود، در حالت کلی روابط نیوتن و اویلر در دستگاه اینرسی (مختصات مبدا که بر روی زمین در نظر گرفته می‌شود) برقراراند و از طرف دیگر تمامی نیروها و گشتاورها بر جسم پرنده (در مختصات بدنی) اثر می‌کنند، لذا برای مدل سازی و نوشتن روابط نیوتن و اویلر لازم است که این نیروها و گشتاورها را از دستگاه بدنی به دستگاه اینرسی منتقل کنیم که این انتقال توسط ماتریس تبدیل نوشته شده در روابط (۲-۱) بدست می‌آید:



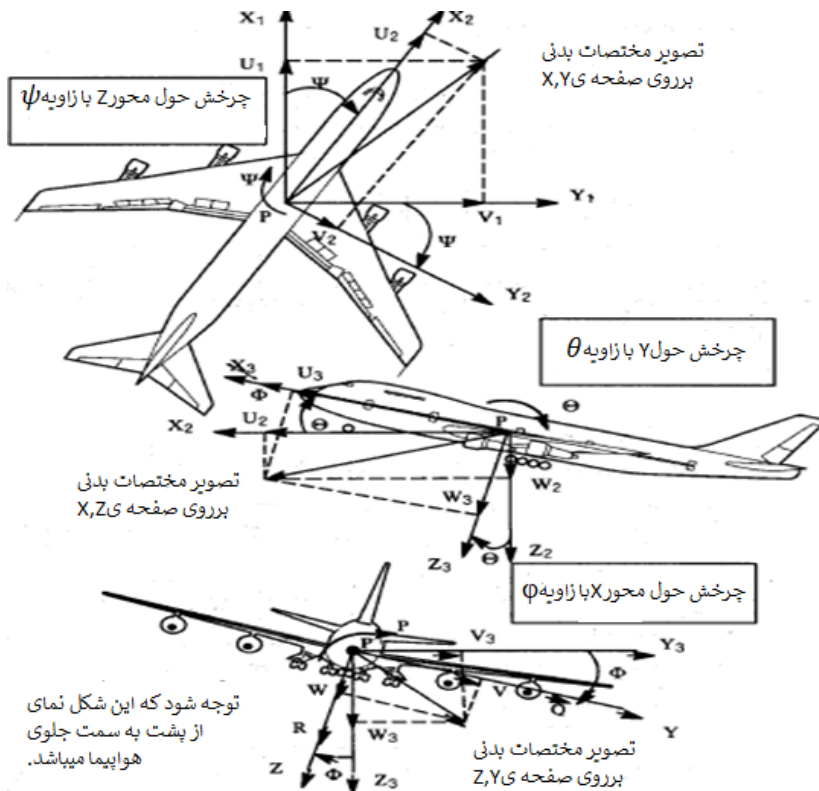
$$T^{BI} = [T(\varphi)]^{B3} [T(\theta)]^{32} [T(\psi)]^{21} \quad (1-2)$$

$$[T(\psi)]^{21} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$[T(\theta)]^{32} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$[T(\varphi)]^{B3} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix}$$

در شکل (۳-۲) ارتباط دقیق میان مختصات دستگاه بدنی و دستگاه اینرسی توسط زوایای دقیق تر دیده می‌شود [۱۳].



شکل ۲-۳. نمایش زوایای اوایلر و نحوه‌ی انتقال مختصات بدنی به اینرسی

در نهایت با اعمال ماتریس انتقال رابطه‌ی (۲-۱) به قوانین نیوتن و اوایلر معادلات ۶ درجه آزاد برای جسم پرنده به صورت روابط (۲-۲) الی (۲-۴) نوشته می‌شوند در این روابط دسته معادلات (۲-۲) بیانگر قانون نیوتن، دسته معادلات (۲-۳) بیانگر معادلات اوایلر و دسته معادلات (۲-۴) نشان دهنده‌ی زوایای اوایلر هستند [۱۳]:

$$\begin{aligned} m(\dot{U} - VR + WQ) &= -mg \sin \theta + F_{A_x} + F_{T_x} \\ m(\dot{V} + UR - WP) &= mg \sin \phi \cos \theta + F_{A_y} + F_{T_y} \\ m(\dot{W} - UQ + VP) &= mg \cos \phi \cos \theta + F_{A_z} + F_{T_z} \end{aligned} \quad (2-2)$$

$$\begin{aligned} I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} - I_{xz}PQ + (I_{zz} - I_{yy})RQ &= L_A + L_T \\ I_{xx}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})PR + I_{xz}(P^2 + R^2) &= M_A + M_T \\ I_{zz}\dot{R} + I_{xz}\dot{P} + (I_{yy} - I_{xx})P^2 + R^2 &= M_A + M_T \end{aligned} \quad (3-2)$$

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= Q \cos \phi - R \sin \phi \\ \dot{\psi} &= (Q \sin \phi + R \cos \phi) \sec \theta \end{aligned} \quad (4-2)$$

۲-۲-۱ دسته بندی کلی حالت‌های پرواز

دو نوع حالت پرواز برای هواپیما مطرح می‌شود:

– پرواز حالت دائم^۱

– پرواز اغتشاش یافته^۲

ابتدا پرواز حالت دائم را بررسی کرده و معادلات پرواز و معادلات ایرودینامیکی را در این شرایط بررسی می‌کنیم و سپس توسط مدل سازی در نرم افزار متلب پاسخ سیستم را در نقطه‌ی کارتریم بدست می‌آوریم [۱۳، ۱۴].

در شرایط پروازی حالت دائم^۳ دو نکته باید مورد توجه قرار گیرد:

$$\dot{V}_p = \dot{u}^2 + \dot{v}^2 + \dot{w}^2 = 0 \quad (۵-۲)$$

$$\dot{\omega}_p = \dot{p}^2 + \dot{q}^2 + \dot{r}^2 \quad (۶-۲)$$

دو عبارت بالا بیانگر آن اند که پارامترهای پرواز در دستگاه مختصات بدنه نسبت به زمان ثابت باقی می‌مانند، با اعمال شرایط تریم به معادلات ۶ درجه آزادی به فرم معادلات زیر خواهیم رسید:

$$\begin{aligned} m(-V_1 R_1 + W_1 Q_1) &= -mg \sin \theta_1 + F_{A_x,1} + F_{T_x,1} \\ m(U_1 R_1 - W_1 P_1) &= mg \sin \varphi_1 \cos \theta_1 + F_{A_y,1} + F_{T_y,1} \end{aligned} \quad (۷-۲)$$

$$m(-U_1 Q_1 + V_1 P_1) = mg \cos \varphi_1 \cos \theta_1 + F_{A_z,1} + F_{T_z,1}$$

$$\begin{aligned} -I_{xz} P_1 Q_1 + (I_{zz} - I_{yy}) R_1 Q_1 &= L_{A1} + L_{T1} \\ (I_{xx} - I_{zz}) P_1 R_1 + I_{xz} (P_1^2 + R_1^2) &= M_{A1} + M_{T1} \end{aligned} \quad (۸-۲)$$

$$(I_{yy} - I_{xx}) P_1 Q_1 + I_{xz} Q_1 R_1 = N_{A1} + N_{T1}$$

$$\begin{aligned} P_1 &= \dot{\varphi}_1 - \dot{\theta}_1 \sin \theta_1 \\ Q_1 &= \dot{\theta}_1 \cos \varphi_1 + \dot{\psi}_1 \cos \theta_1 \sin \varphi_1 \\ R_1 &= \dot{\psi}_1 \cos \theta_1 \cos \varphi_1 - \dot{\theta}_1 \sin \varphi_1 \end{aligned} \quad (۹-۲)$$

معادلات بالا بیانگر پرواز حالت دائم می‌باشند از طرف دیگر این معادلات به پروازهای مانوری حالت دائم

تقسیم بندی شده به صورت زیر:

¹ Tirm condition

² Perturbed condition

³ Trim

(۱) پرواز در مسیر مستقیم در یک صفحه قائم:^۱

$$P_1 = Q_1 = R_1 = 0$$

(۲) دور زدن در صفحه افقی:^۲

$$\bar{\omega} = k'\dot{\psi} = k_1\dot{\psi}$$

(۳) چرخش و بالا رفتن در صفحه قائم:^۳

$$\bar{\omega} = k\dot{\theta}, \quad V_1 = P_1 = R_1 = 0 \quad \phi_1 = 0$$

فرض ۱-۲: با در نظر گرفتن پرواز در مسیر مستقیم در یک صفحه قائم می توان معادلات حالت تریم را حل کرد که در این صورت با توجه به جدول زیر ورودی معادلات تریم و خروجی آنها بدست خواهند آمد:

[۱۴, ۱۳]

شکل ۲-۴. جدول ورودی و خروجی معادلات تریم

خروجی های معادله حالت تریم	ورودی معادله حالت تریم
تراست موتور	مشخصات جرمی جسم پرنده
زاویه حمله	سطح بال و وتر میانگین بال
زاویه لغزش	زاویه نصب موتور
تغییرات الوبتور	شرایط پرواز مانند سرعت و ارتفاع و چگالی
تغییرات ایلرون و رادر	ضرایب ایرودینامیکی

همانطور که دیده می شود با داشتن ضرایب دینامیکی جسم چرنده می توان زاویه حمله^۴، لغزش^۵ و مقادیر متغیرهای کنترلی را بدست آورد و سپس با کمک این مقادیر، نیروها و گشتاورهای ایرودینامیکی پرنده بدست آمده که می توان از آنها به عنوان ورودی معادلات ۶ درجه آزادی استفاده نمود. لازم به

¹ Steady rectilinear flight

² Steady level turn

³ Steady symmetrical pull-up

⁴ Angle of attack- α

⁵ Sideslip angle- β

ذکر است که ضرایب دینامیکی پرنده بستگی به مد پروازی آن دارد که به سه حالت صعود^۱، نزول^۲، حرکت مسیر مستقیم^۳ تقسیم بندی می شود.

در شکل (۵-۲) ضرایب ایرودینامیکی مربوط به دینامیک پهپاد در مد پروازی نزول دیده می شود:

شکل ۵-۲. جدول ضرایب ایرودینامیکی

drag	value	Lateral Force	value	lift	value	roll	value	pitch	value	yaw	value
Cd0	۰,۰۴۳۴	Cyβ	-۰,۸۳	CL0	۰,۲۳	Cβ	-۰,۱۳	Cm0	۰,۱۳۵	Cnβ	۰,۰۷۲۶
CDdar	۰,۰۱۵۱	Cyp	.	CLa	۵,۶۱۶	Cip	-۰,۵	Cma	-۲,۷۳	Cnp	-۰,۰۶۹
CDdal	۰,۰۱۵۱	Cyr	.	CLq	۷,۹۵	Cir	۰,۲۵	Cmq	-۳۸,۲	Cnr	-۰,۰۹۴۶
CDdfr	۰,۰۷۳	Cydar	-۰,۰۷۵	CLdar	۰,۳۴	Cl _{dar}	-۰,۱۶۹۵	Cmdar	۰,۰۲۱	Cndar	۰,۰۱۰۸
CDder	۰,۰۰۶۷	Cy _{dal}	۰,۰۷۵	CL _{dal}	۰,۳۴	Cl _{dal}	۰,۱۶۹۵	Cmdal	۰,۰۲۱	Cndal	-۰,۰۱۰۸
CDdel	۰,۰۰۶۷	Cy _{dfr}	-	CL _{dfr}	۰,۳۷	Cl _{dfr}	-۰,۰۳۷	Cmdfr	۰,۰۲۳	Cndfr	-
CDdfl	۰,۰۷۳	Cy _{dfl}	-	CL _{dfl}	۰,۳۷	Cl _{dfl}	۰,۰۳۷	Cmdfl	۰,۰۲۳	Cndfl	-
		Cyder	۰,۱۹۱۴	CL _{der}	۰,۰۶۵	Cl _{der}	۰,۰۰۲۴	Cm _{der}	-۰,۴۹۹۵	Cn _{der}	-۰,۶۹۳
		Cy _{del}	-۰,۱۹۱۴	CL _{del}	۰,۰۶۵	Cl _{del}	-۰,۰۰۲۴	Cm _{del}	-۰,۴۹۹۵	Cn _{del}	۰,۶۹۳

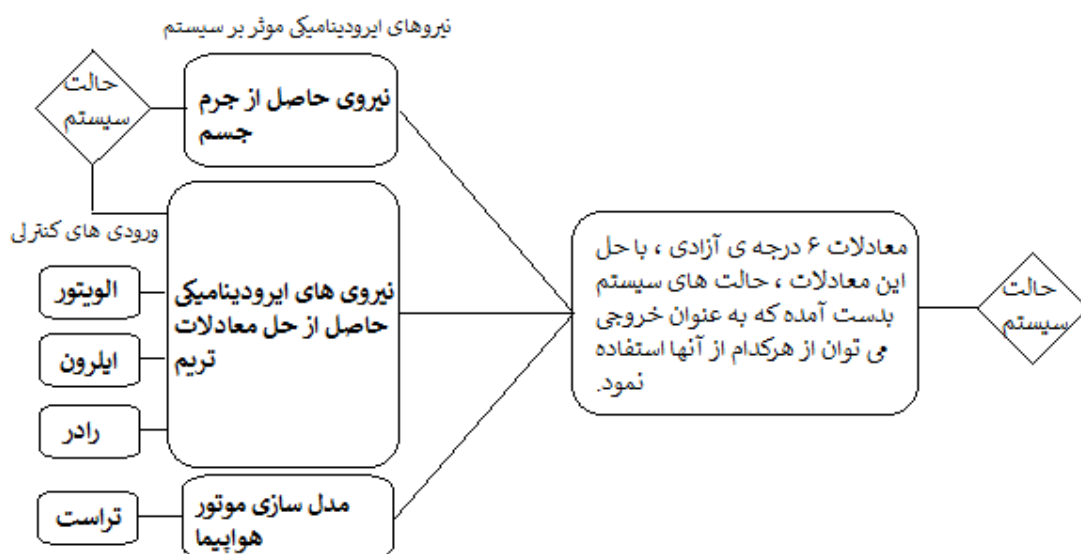
¹ Climb

² Approach

³ Cruise

۲-۲-۲ شبیه سازی سیستم در متلب

در نرم افزار متلب با کمک سیمولینک^۱ مدل سیستم را شبیه سازی کرده، برای اینکار ابتدا معادلات حالت تریم را توسط این نرم افزار حل کرده و مقدار ورودی های سیستم که شامل تراست^۲، الویتور^۳، ایلرون^۴، رادر^۵ است را بدست آورده، در شکل (۲-۶) بلوک دیاگرام شبیه سازی سیستم در سیمولینک نشان داده شده است.



شکل ۲-۶. بلوک دیاگرام شبیه سازی سیستم

با قرار دادن مد پرواز در مسیر مستقیم در یک صفحه ی قائم در معادلات حالت تریم، می توان حالت های سیستم را بدست آورد. در این شبیه سازی مدت زمان شبیه سازی ۱۰۰۰ ثانیه، روش حل معادله ode3 در نظر گرفته شد.

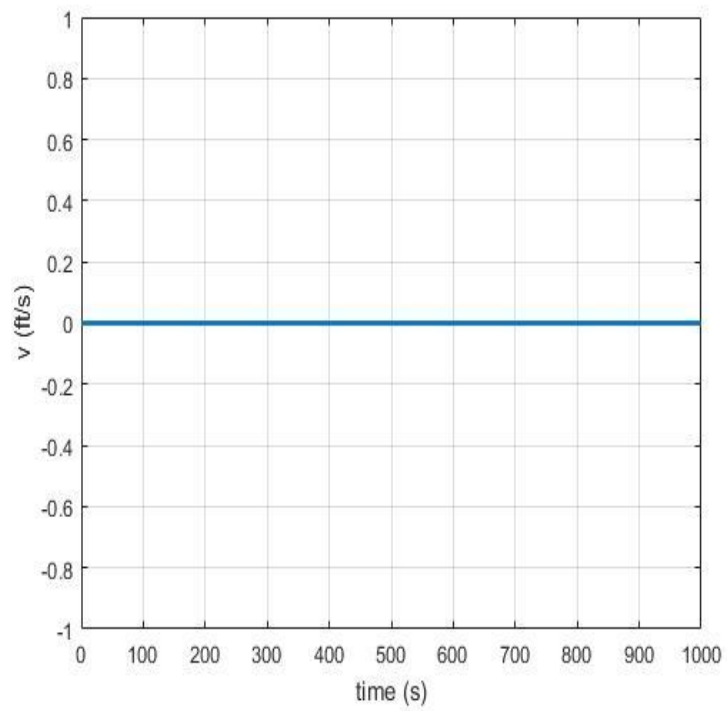
¹ Simulink

² Trust

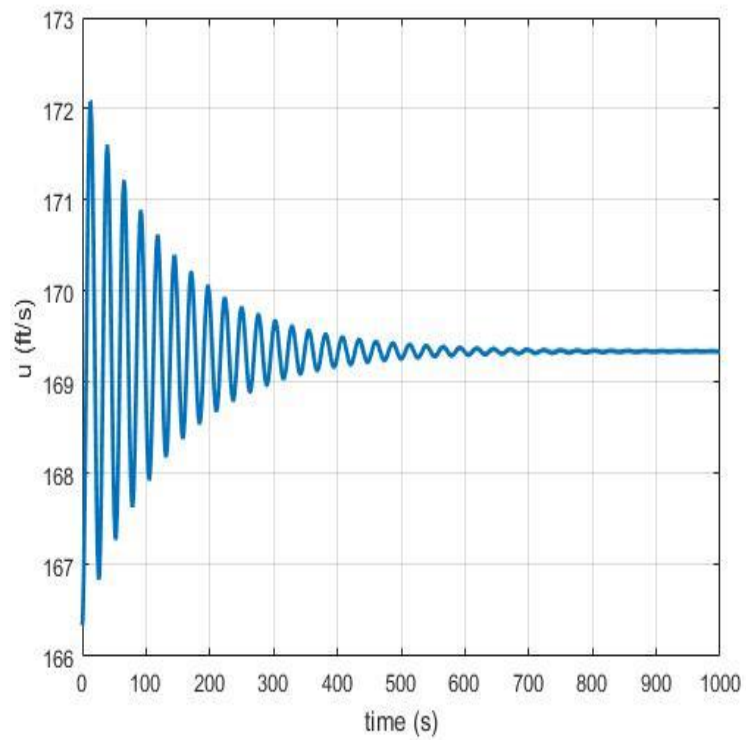
³ Elevator

⁴ Aileron

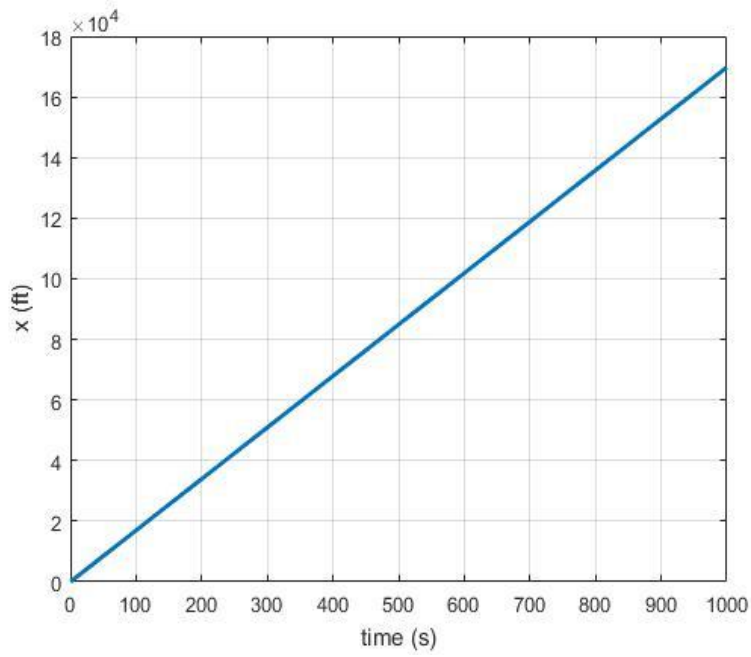
⁵ Ruder



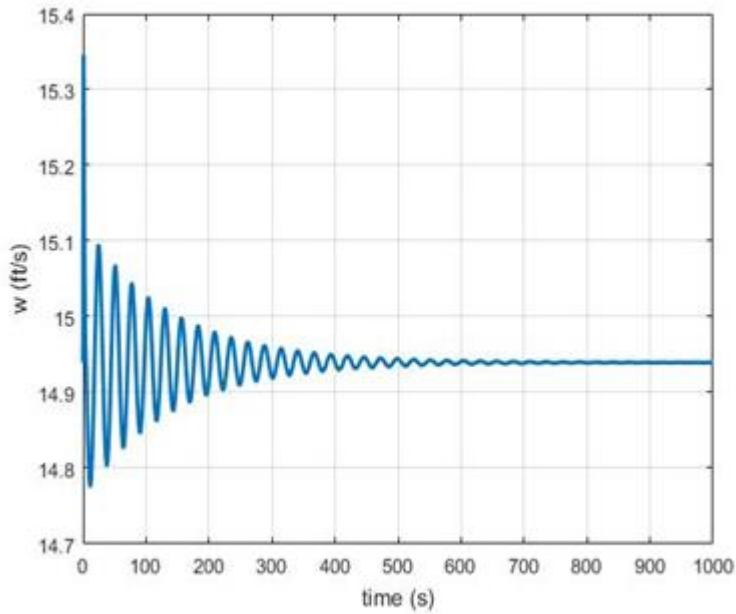
شکل ۲-۱۷ الف. نمودار تغییرات سرعت در راستای y



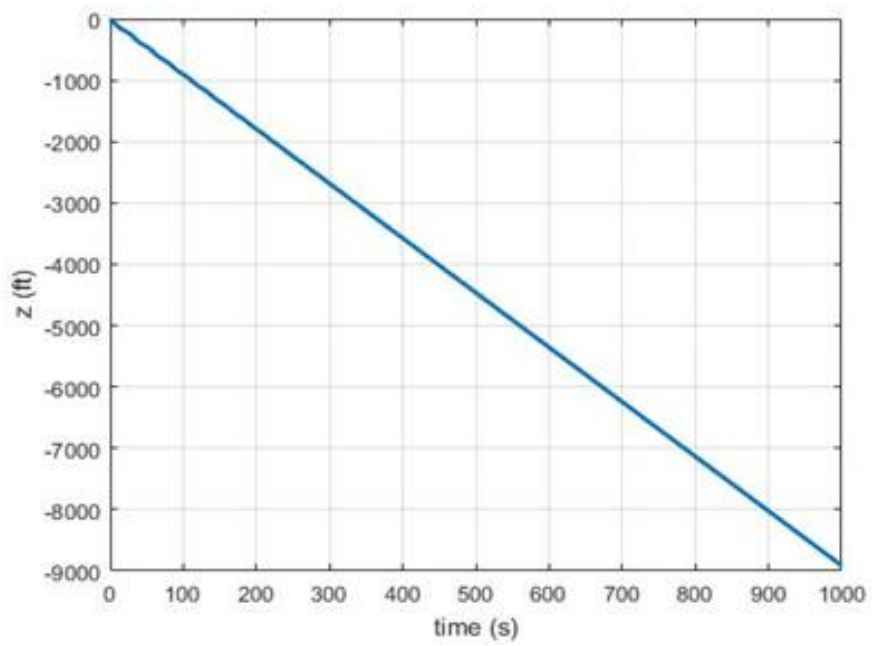
شکل ۲-۱۷ ب. نمودار تغییرات سرعت در راستای x



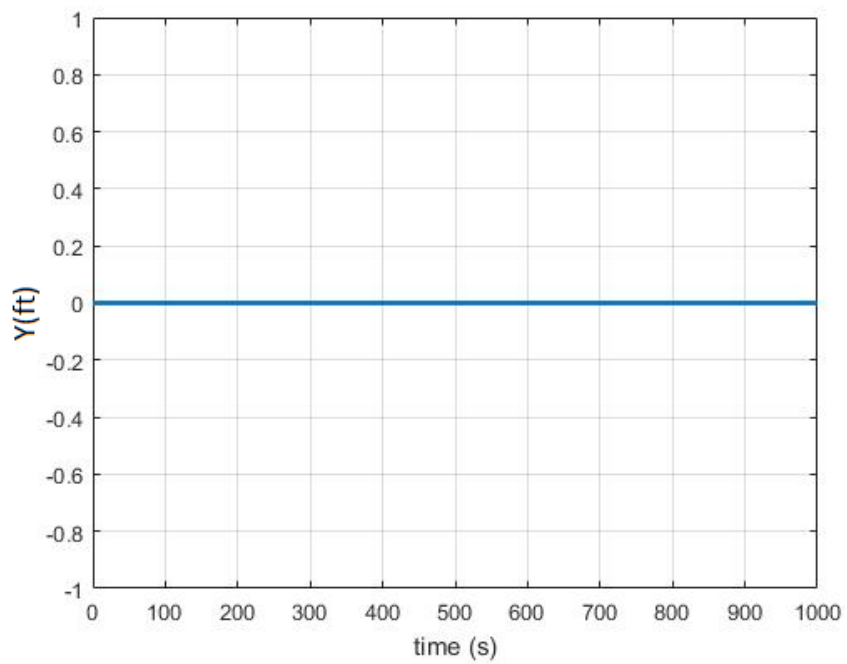
شکل ۲-۷ پ. نمودار حرکت در راستای دماغه (حرکت روبه جلو)



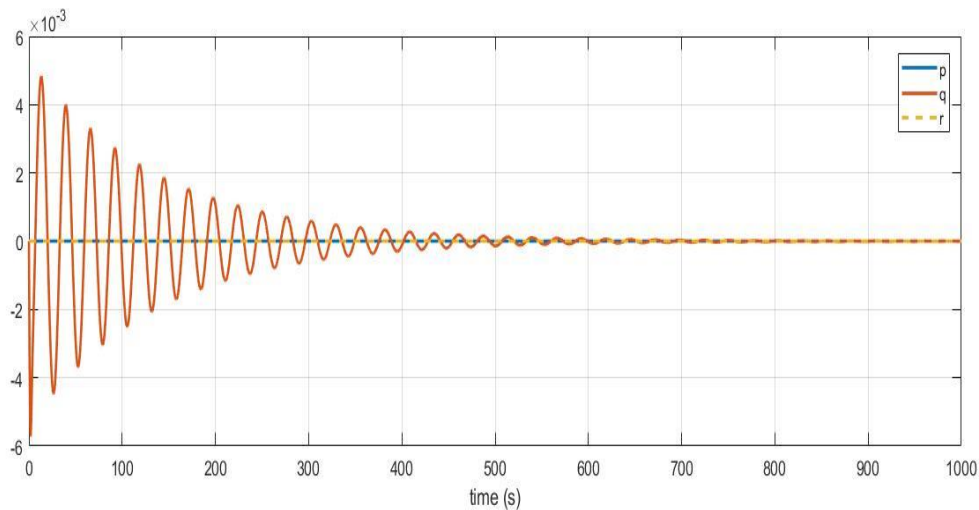
شکل ۲-۷ ت. نمودار تغییرات سرعت حرکت در راستای z



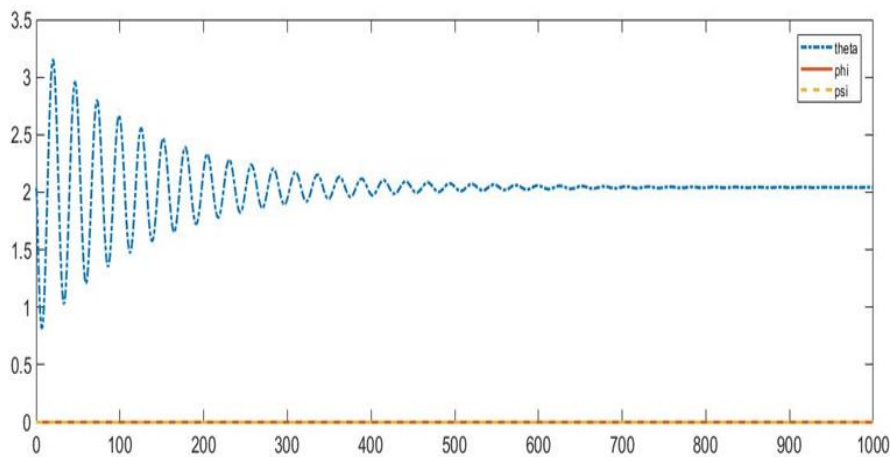
شکل ۷-۲ ث. نمودار تغییرات ارتفاع (حرکت سمتی)



شکل ۷-۲ ج. نمودار حرکت در راستای بال راست



شکل ۲-۷. نمودار سرعت تغییرات زوایای اویلر



شکل ۲-۷. نمودار تغییرات زوایای اویلر (زوایای بدنی)

۲-۲-۳ تحلیل پاسخ سیستم به شرایط حالت تریم

با توجه به فرض ۱-۲ (پرواز در یک مسیر مستقیم در صفحه‌ی قائم)، تغییرات در راستای سمت^۱ صفر خواهد بود و در صفحه‌ی^۲ X-Z صورت می‌گیرد. لذا تمامی متغیرهای مربوط به سمت‌گیری مقدارشان صفر خواهد بود و تغییری نخواهند کرد، از طرف دیگر q در ابتدا تغییرات کوچکی دارد که ناشی از اعمال شرایط حرکت درمد نزولی^۳ است، با توجه به حرکت نزولی هواپیما و دینامیک آن در هنگام انجام مد

¹ Head

² X-Z plane

³ Approach mode

نزولی، زاویه اوج^۱ دارای یک مقدار مثبت کوچک است^۲ [۱۳] و دیگر زوایا مقدارشان صفر خواهد بود که این موضوع در شکل (۷-۲) h کاملاً مشهود است، مقدار ارتفاع هم در حال کاهش است لذا پاسخ مشاهده شده در نمودار شکل (۷-۲) f صحیح بوده نکته‌ی مهمی که باید به آن توجه داشت دینامیک کند آن است که در تمامی نمودارها قابل مشاهده می‌باشد در فصل چهارم خواهیم دید که با اعمال کنترل کننده تا حد زیادی دینامیک کند سیستم جبران سازی می‌شود.

۲-۳ تحلیل اعمال اغتشاش خارجی

پیش از اعمال اغتشاش خارجی به سیستم چند نکته باید بررسی شود. از دیدگاه سیستماتیک دو نوع پایداری برای جسم پرنده مطرح می‌شود:

(۱) پایداری استاتیکی

(۲) پایداری دینامیکی

- پایداری استاتیکی

تمایل ذاتی هواپیما برای مقابله با هرگونه اغتشاش داخلی (دستورات خلبان)، که انواع آن شامل تعادل پایدار، ناپایدار و پایداری خنثی است.

- پایداری دینامیکی:

بازگشت به حالت تعادل اولیه پس از برخورد هرگونه اغتشاش خارجی (تلاطمات جوی و باد)، که انواع آن شامل پایدار دینامیکی، پایداری خنثی، ناپایدار دینامیکی می‌شود. پایداری دینامیکی هواپیما در ارتباط با پاسخ زمانی به انواع اغتشاش است که با خطی سازی حرکت پرنده حول نقطه‌ی تریم می‌توان آن را تحلیل نمود. در حالت کلی معادلات پرواز را به دودسته طولی و عرضی-سمتی تقسیم‌بندی می‌کنند در این حالت پایداری و شرایط آن هم در سیستم به دو دسته پایداری طولی و عرضی-سمتی

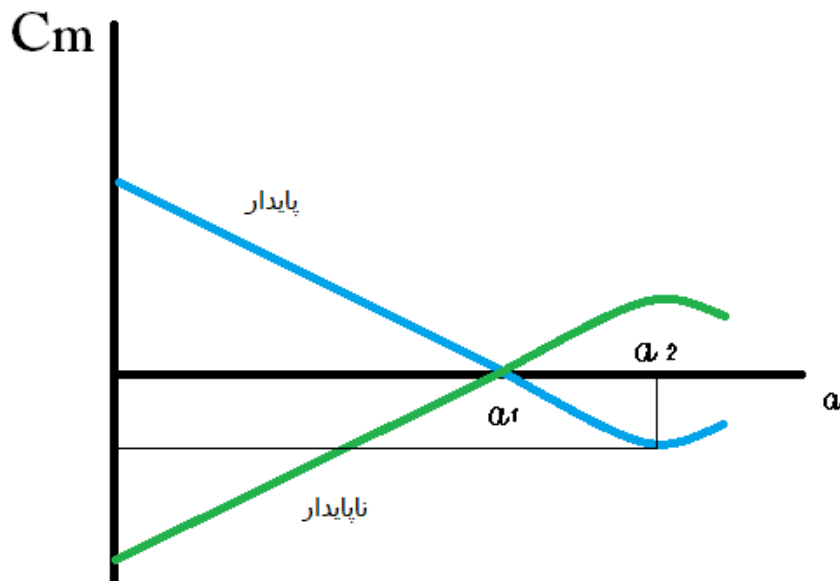
¹ Pitch angle-theta

² jan roskam. Airplane flight dynamics _page 532

تقسیم بندی میشود. در این پژوهش سعی بر این است که معادلات طولی سیستم را بررسی کرده و لذا اغتشاش ورودی به سیستم هم در کانال طولی خواهد بود.

۲-۳-۱ پایداری استاتیکی طولی

اگر M را گشتاور پیچ حول محور y در نظر بگیریم به صورت زیر خواهیم داشت:



شکل ۲-۸. نمودار تحلیل پایداری استاتیکی طولی

همانگونه که در نمودار بالا مشخص است با افزایش زاویه حمله در اثر اغتشاش خارجی اگر هواپیما ناپایدار باشد C_m مثبت می شود (افزایش می یابد) و این افزایش به معنی ایجاد مثبت در زاویه حمله می شود که این افزایش می تواند باعث ناپایداری شود. برای حفظ پایداری باید گشتاور منفی ایجاد شود یعنی C_m منفی شود تا در رابطه ی زیر M منفی شود:

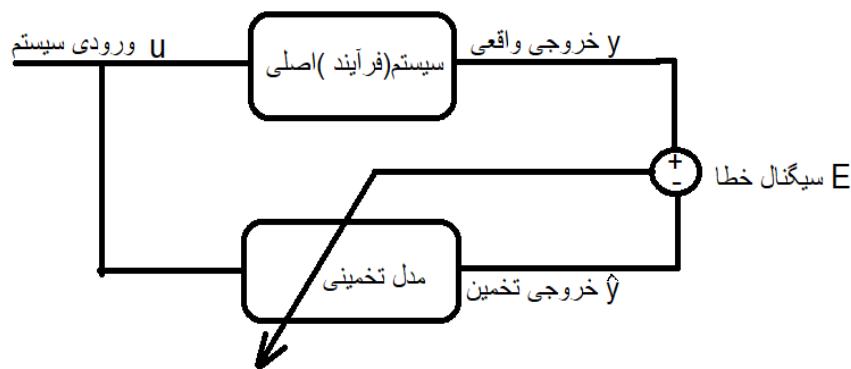
$$M = \frac{1}{2} (\rho V^2 C C_m) \quad (2-10)$$

در فصل چهارم با اعمال کنترل کننده نحوه ی ایجاد گشتاور مخالف با اغتشاش خارجی شبیه سازی می شود و می توان با توجه به نمودار خروجی سیستم تحلیل بهتری ارائه نمود.

فصل ۳: شناسایی سیستم

۳-۱ تعریف اولیه

– هدف از شناسایی سیستم، به دست آوردن مدل تقریبی از سیستم در زمانی که مدل دقیق در دسترس نباشد، به دست آوردن درجه تقریبی سیستم (تعداد صفر و قطب ها) ، به دست آوردن محل تقریبی قرار گیری قطب های سیستم و تحلیل پایداری . شماتیک کلی شناسایی یک سیستم مجهول به صورت شکل زیر می باشد:

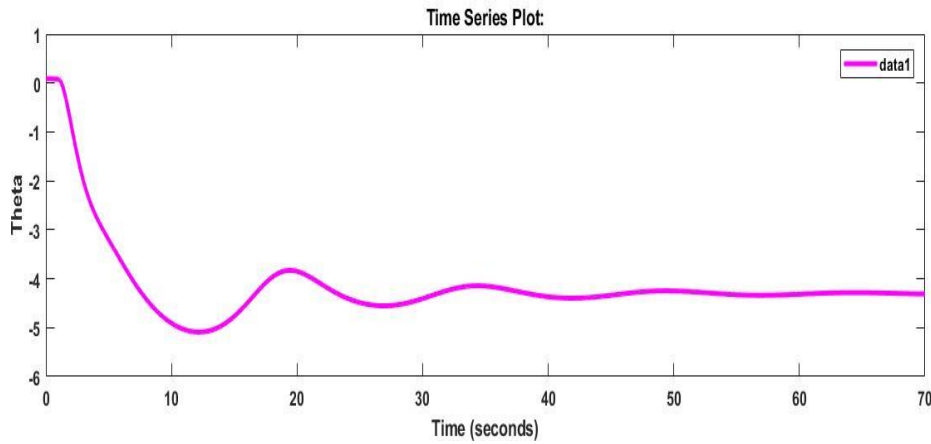


شکل ۳-۱. دیاگرام شناسایی سیستم

برای انجام شناسایی سیستم، دانستن ماهیت خود سیستم بسیار مهم می باشد لذا برای اینکار ابتدا پاسخ پله‌ی سیستم مورد نظر را بدست آورده تا بتوان از روی آن پارامترهای مهم را بازیابی کرد. تا به کمک آنها بتوان سیگنال مناسب برای تحریک را به سیستم اعمال کرد تا همه‌ی متغیرهای آن را بتوان شناسایی نمود. برای شناسایی سیستم از سیگنال PRBS (سیگنال باینری با دامنه و فرکانس تصادفی)^۱ برای تحریک ورودی سیستم بهره می‌بریم. از طرف دیگر لازم به ذکر است که در مدل مورد، نظر شناسایی

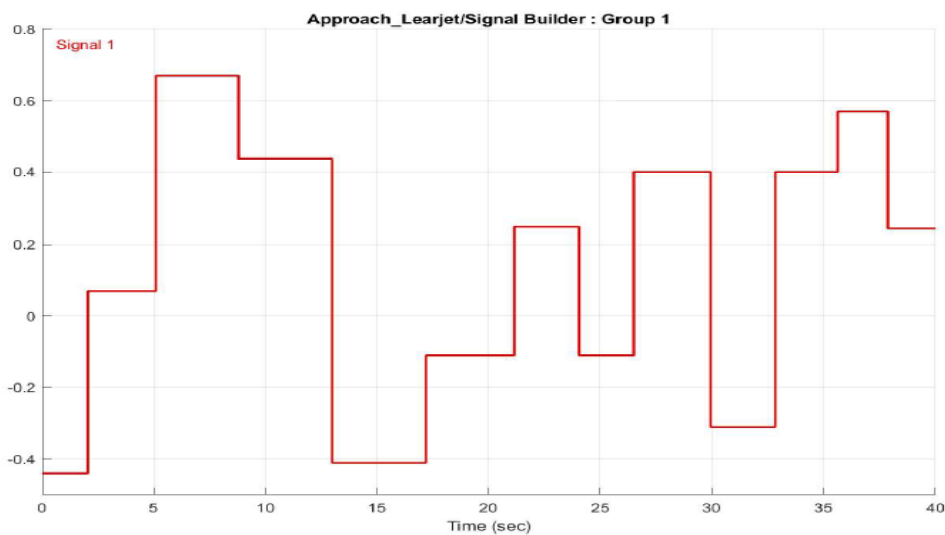
¹ Pseudo random binary signal

در کانال طولی، از ورودی الویتور (elevator) به خروجی تتا (theta) انجام می‌شود. لذا پاسخ پله‌ی تتا را نسبت به ورودی الویتور بدست آورده که در شکل (۲-۳) مشاهده می‌شود:



شکل ۲-۳. خروجی با اعمال سیگنال پله به ورودی الویتور δ_e

با بررسی پاسخ پله‌ی سیستم، می‌توان پهنای باند آن را بدست آورد، به طوری که دیده می‌شود که زمان اوج‌گیری سیستم در حدود ۱۰ ثانیه است، در این حالت فرکانس تغییرات ورودی (PRBS) را در محدوده‌ی ۰/۱ تا ۱ هرتز انتخاب می‌کنیم.



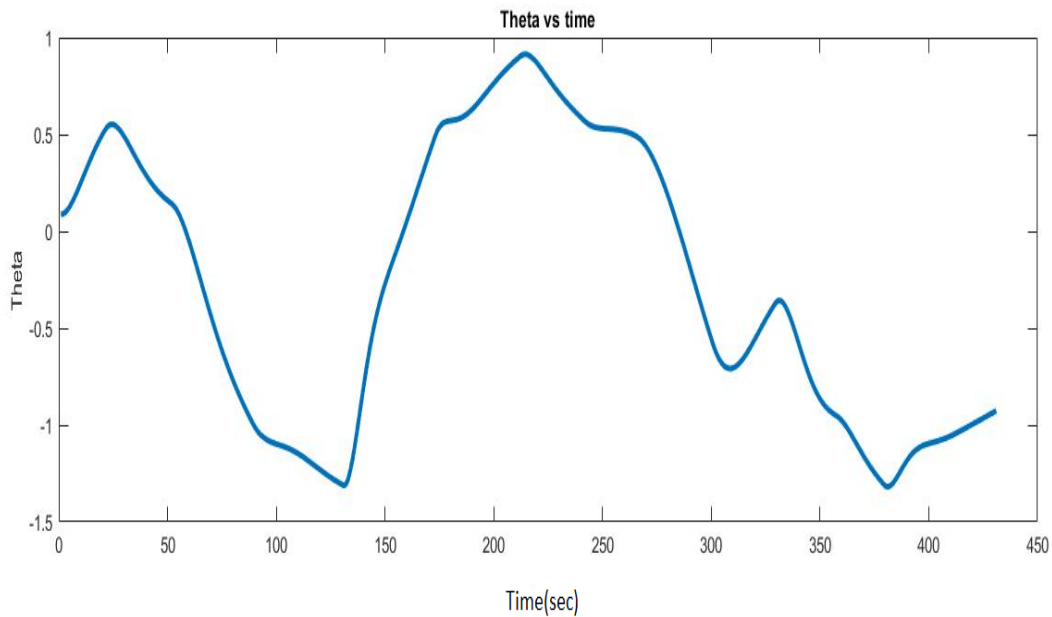
شکل ۲-۳. سیگنال تصادفی

۳-۱ فرض‌های اولیه و تشکیل ساختار عصبی مناسب

با در نظر گرفتن مدل ARMA برای سیستم (از ورودی الویتور به خروجی تتا) به صورت زیر خواهیم داشت (به این مدل شناسایی سیستم براساس مدل ورودی-خروجی گویند):

$$y(k) = f(y(k-1), y(k-2), y(k-3), y(k-4), u(k)) \quad (۱-۳)$$

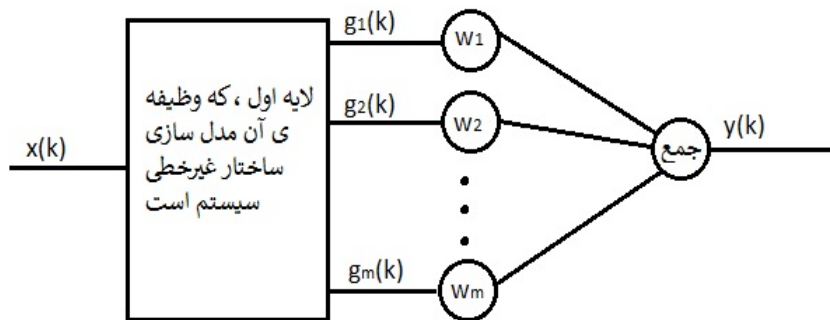
مدت زمان اجرای برنامه در سیمولینک ۴۳ ثانیه در نظر گرفته شد. با کمک بلوک گسسته ساز، خروجی سیستم واقعی را گسسته کردیم. زمان نمونه برداری (Ts) جهت دریافت نمونه های مورد نظر از خروجی سیستم ۰.۱ ثانیه در نظر گرفته شد. در این حالت خروجی تتا (θ) در اثر اعمال ورودی به الویتور (δe) به شکل زیر خواهد بود:



شکل ۳-۴. خروجی ناشی از اعمال ورودی تصادفی

۳-۱-۱ تشکیل ساختار عصبی مناسب

باتوجه به اینکه ماتریس رگرسیور (Φ) به شکل رابطه‌ی (۲) است^۱، لذا تعداد ورودی‌های شبکه عصبی را ۵ در نظر گرفته و از طرف دیگر تعداد خروجی هم یک است. ساختار شبکه یک پرسپترون دولایه، با ۶ نرون در لایه‌ی مخفی می‌باشد تابع فعال ساز شبکه در لایه‌ی مخفی $\text{Tanh}(\beta x)$ و در لایه‌ی خروجی به صورت خطی در نظر گرفته شد که همانطور که در شکل (۳-۵) دیده می‌شود، می‌تواند به عنوان یک ساختار عمومی در شناسایی سیستم‌های غیرخطی توسط شبکه‌ی عصبی مورد استفاده قرار گیرد [۱۵]؛ از طرف دیگر برای ساده تر شدن محاسبات از ساختار شبکه عصبی پیشرو بهره می‌بریم. آموزش شبکه توسط پس انتشار خطا با استفاده از روش بهینه سازی گرادیان نزولی و به صورت خارج از خط انجام^۲ می‌شود. روابط کلی شبکه عصبی مورد استفاده را می‌توان در رابطه‌ی (۳-۲) نشان داد [۱۶]:



لایه دوم (قسمت ترکیب کننده ی خطی)

شکل ۳-۵. ساختار شبکه‌ی عصبی با لایه‌ی مخفی غیر خطی و لایه‌ی خروجی خطی

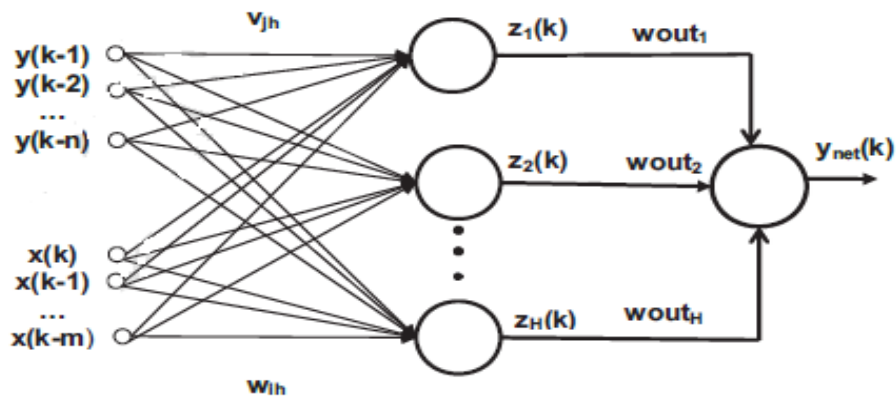
$$y_{net}(k) = g \left(\sum_{h=1}^H z_h(k) w_{out_h} \right) \quad (۲-۳)$$

$$z_h(k) = f \left(\sum_{i=0}^m w_{ih} x(k-i) + \sum_{j=0}^n v_{jh} y(k-j) \right) \quad (۳-۳)$$

از طرف دیگر این روابط به صورت ساختار شکل (۳-۶) قابل نمایش هستند:

¹ Input_output model

² Offline (batch) learning



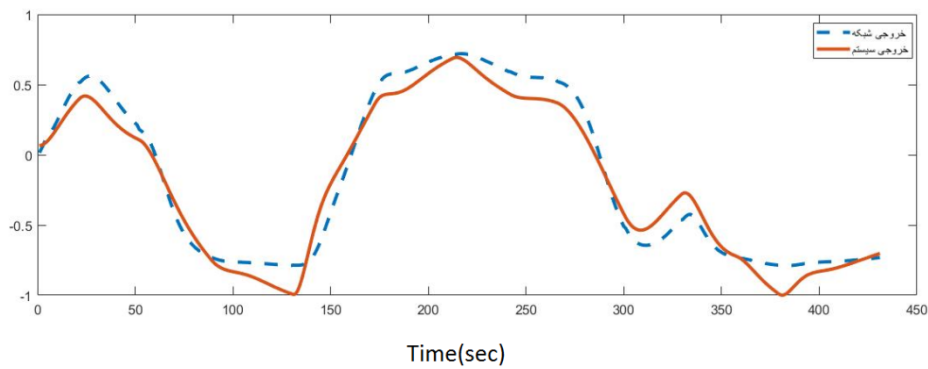
شکل ۳-۶. ساختار شبکه عصبی مورد استفاده

نکته ۱): باتوجه به اینکه سیستم مورد شناسایی به شدت غیرخطی بوده، خروجی شناسایی به شرایط اولیه و مقادیر اولیه شبکه وابسته می باشد، لذا برای بدست آوردن جواب مناسب از شبکه، لازم است که اوزان شبکه و مقدار β را با سعی و خطا به صورتی قرار دهیم که بتوان به جواب درست رسید در این حالت مقدار $\beta = 0.14$ قرار می دهیم.

نکته ۲): به دلیل استفاده از تابع Tanh ابتدا ورودی های شبکه را به مقدارهای بین -۱ تا ۱ تغییر داده و سپس به شبکه وارد میکنیم؛ از طرف دیگر به دلیل استفاده از روش آموزش دسته ای برای شرط توقف خاصی در نظر نمی گیریم.

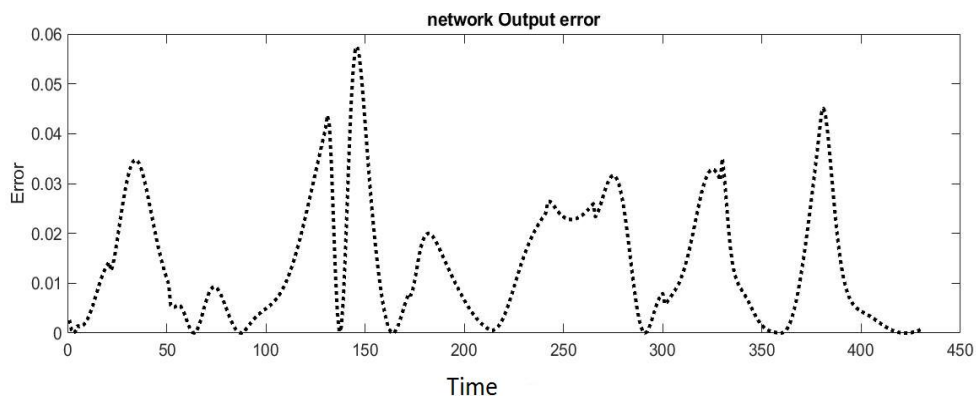
۳-۳ نمایش خروجی شبکه آموزش یافته

پس از اعمال سیگنال تصادفی به سیستم و به دست آوردن خروجی حاصل از آن، شرایط اولیه را به الگوریتم شناسایی اعمال می کنیم و توسط نرم افزار متلب خروجی شبکه را مشاهده می نماییم و خطای مدل سازی را بررسی می کنیم، پس از آن می توان برای بررسی توانایی شبکه در مدل سازی رفتار سیستم، به آن سیگنال سینوسی با دامنه ۰/۷ و فرکانس یک هرتز اعمال کرد.

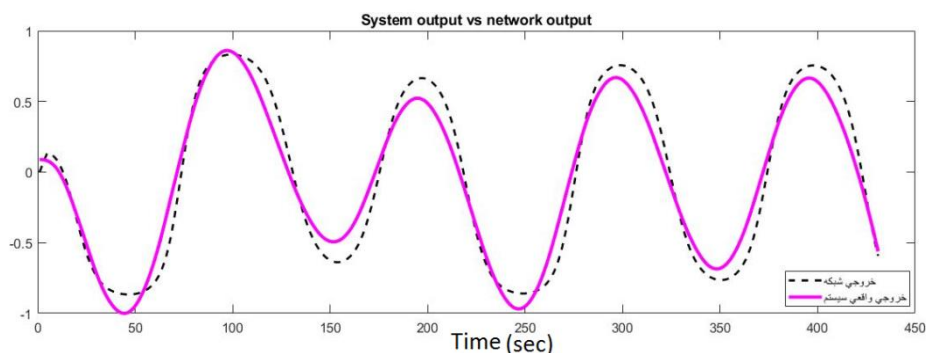


شکل ۳-۷. خروجی واقعی سیستم نسبت به خروجی آموزش یافته (ورودی تصادفی)

همانگونه که در شکل (۳-۷) دیده می‌شود خطای شبیه سازی بین خروجی واقعی و خروجی شبکه وجود دارد که این موضوع به دلیل استفاده از مدل ورودی خروجی برای شناسایی سیستم غیرخطی اجتناب ناپذیر است. نمودار خطای شبیه سازی را به فرم زیر داریم:



شکل ۳-۸. خطای مدل سازی به ورودی تصادفی



شکل ۳-۹. خروجی واقعی سیستم نسبت به خروجی آموزش یافته (ورودی سینوسی)

۳-۳-۱ صحت سنجی خروجی شبکه

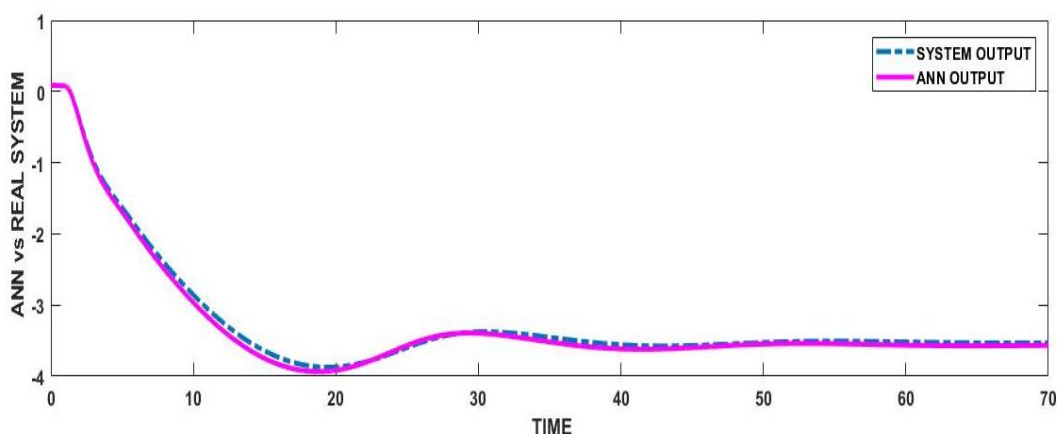
در نهایت با کمک وزن‌های بدست آمده و تابع فعال ساز شبکه و روابط زیر، مدل تقریبی شبکه را در متلب نوشته و به آن ورودی پله اعمال می‌کنیم و با مقایسه‌ی پاسخ شبکه با پاسخ سیستم اصلی میزان درستی آموزش را بررسی می‌کنیم:

$$X = [y(k-1) \quad y(k-2) \quad y(k-3) \quad y(k-4) \quad u(k)] \quad (۴-۳)$$

$$y1 = \tanh(\beta_1(W1 * X)) \quad (۵-۳)$$

$$y_{out} = \beta_2(W2 * y1) \quad (۶-۳)$$

در روابط بالا $W1$ و $W2$ بردار اوزان در هر لایه هستند و $Y1$ بردار خروجی لایه‌ی مخفی و y_{out} خروجی شبکه می‌باشند، پس از بازنویسی این رابطه‌ها در متلب نمودار خروجی شبکه نسبت به ورودی پله در مقایسه با نمودار خروجی سیستم واقعی نسبت به ورودی پله در شکل (۳-۱۰) دیده می‌شود:



شکل ۳-۱۰. مقایسه‌ی خروجی سیستم واقعی و سیستم مدلسازی شده

پس از شناسایی سیستم توسط ساختار پیشنهادی، در فصل بعدی به بررسی متد کنترل کننده‌ی پیش بین می‌پردازیم و با کمک بسط تیلور مدل سیستم (مدل تخمینی) یک مدل پارمتری خطی برای مدل سیستم ارائه می‌کنیم که از آن برای اعمال کنترل کننده‌ی مورد نظر استفاده می‌شود.

فصل ۴: اعمال کنترل‌کننده‌ی پیش‌بین

۴-۱ مقدمه ای بر کنترل پیش بین

کنترل پیش بین (مبتنی بر مدل)^۱ که به اختصار MBPC یا MPC خوانده میشود؛ در اواخر دهه هفتاد ایجاد شد و از آن زمان تا کنون به شکل چشم گیری گسترش یافته است. اصطلاح کنترل پیش بین به معنای کاربرد یک روش کنترلی واحد نیست؛ بلکه این روند متشکل از دامنه وسیعی از روش های کنترلی است که به منظور دستیابی به سیگنال کنترل و با به حداقل رساندن تابع هدف، به شکلی صریح از مدل فرآیند استفاده می کند. کاربرد این روش های طراحی منجر به دستیابی به کنترل کننده های خطی می شود که از لحاظ عملی ساختاری مشابه داشته و درجه آزادی ارائه شده توسط آنها در حد مطلوب است. همه ایده هایی که چه در مقیاس بزرگتر و چه در مقیاس کوچکتر در خانواده روش های کنترل پیش بین بوجد می آیند دارای خواص اولیه زیر هستند [۱۷]:

- بهره گیری از یک مدل به منظور پیش بینی خروجی فرآیند در بازه های زمانی آتی (افق)^۲
- محاسبه یک توالی کنترلی که تابع هدف را به حداقل می رساند.
- به کار بردن استراتژی خزشی^۳ بدین منظور که در هر لحظه، افق فرآیند در راستای آینده جابجا شود، البته برای این مهم به کارگیری اولین سیگنال کنترلی توالی که در هر قدم محاسبه می شود ضروری است.

تفاوت اصلی میان الگوریتم های مختلف MPC در مدل مورد استفاده برای ارائه فرآیند و نویز و توابع هزینه ای است که بایستی به حداقل برسند. این نوع از کنترل را "کنترل با ماهیت آزاد"^۴ می نامند که در بطن آن کارهای زیادی انجام شده است. جوامع آکادمیک و صنعتی نیز استقبال خوبی در برابر این نوع از روش ها نشان داده اند. در حال حاضر، کنترل پیش بین کاربردهای فراوان و موفقیتی نه تنها در صنایع فرآیند بلکه در زمینه هایی همچون هدایتگر های روبات ها و بیهوشی بالینی دارد. کاربردهای این روش در صنعت سیمان و بتون، برج های خشک کننده و بازو روبات ها مطرح شده و پیشرفت های

¹ Model based predictive control

² Horizon

³ Receding strategy

⁴ Open nature

انجام گرفته، در زمینه های ستون های تقطیر، تجهیزات پی وی سی، دیگ های بخار یا فرمان یارها در بخش های اثر این روش کنترلی دیده می شود.

مزایای استفاده از MPC

- استفاده از مفاهیم اولیه کنترل در طراحی
- تنظیم ساده کنترل کننده
- قابلیت توسعه برای سیستم های پیچیده، غیر حداقل فاز و تأخیردار و ناپایدار
- قابلیت توسعه آسان برای سیستم های MIMO
- قابلیت جبران اثر اغتشاش قابل اندازه گیری و اغتشاهای داخلی
- لحاظ کردن قیده های سیگنال کنترل، خروجی و حالت، در فرآیند طراحی (کنترل بهینه)
- کاربرد بسیار مفید برای شرایطی که تراژکتوری^۱ مطلوب در زمان آینده معلوم باشد (رباتیک)

معایب MPC

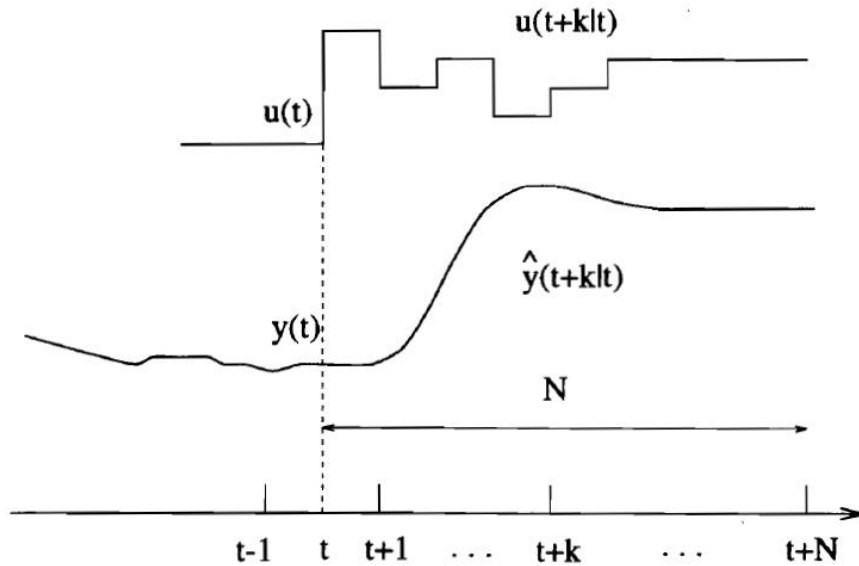
- پیچیده تر بودن محاسبه سیگنال کنترل نسبت به کنترل کننده های کلاسیک
- بار محاسباتی اضافه برای فرآیندهایی که دینامیک آنها تغییر نمی کند
- حجم محاسبات بالا برای کنترل کننده های مقید
- هزینه سخت افزاری برای ارتقاء کنترل کننده های کلاسیک به MPC و سایر کنترل کننده های پیشرفته)

- نیاز به مدل مناسب برای فرآیند
- تاثیر پذیری مزایای MPC از در دسترس نبودن مدل دقیق
- مشکل اثبات پایداری و مقاوم بودن در حالت مقید و برخی سیستم های غیرخطی

¹ Trajectory

۱-۱-۴ استراتژی MPC

تمامی روش های کنترل کننده ی پیش بین از منطق کنترلی یکسانی بهره می برند که در شکل (۱-۴) نشان داده شده است:

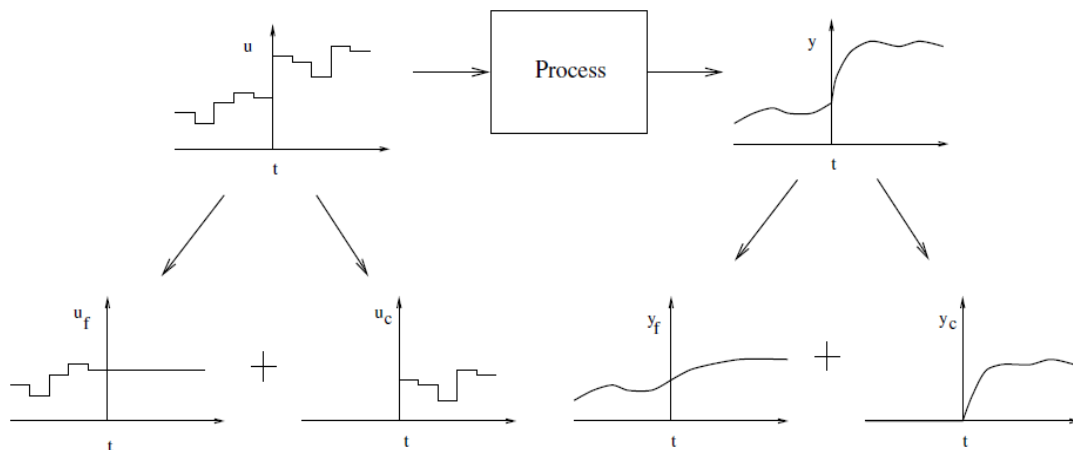


شکل ۱-۴. نمودار پاسخ زمانی سیستم و سیگنال کنترل در حضور کنترل کننده پیش بین

خروجی های آینده ی سیستم در لحظه ی t به ازای داشتن مقادیر ورودی و خروجی گذشته ی سیستم تا این زمان قابل پیش بینی می باشند. N افق پیش بینی^۱ و k افق کنترل است.^۲ با توجه به استراتژی جابجایی افق (خزش) P محاسبه شده به سیستم اعمال می گردد و سپس خروجی سیستم توسط الگوریتم بررسی شده و براساس پاسخ زمانی گذشته (که در این حالت ناشی از ورودی های کنترلی هم می باشد) و ورودی های گذشته ی سیستم، دوباره برای P گام ورودی جدید محاسبه می گردد و به سیستم اعمال می شود نکته ی قابل توجه این است که افق کنترل همواره باید کوچکتر از افق پیش بینی باشد.

^۱ خروجی های سیستم تا N گام بعدی تخمین زده می شوند
^۲ در هر لحظه تا k گام در تابع هزینه محاسبات بهینه سازی انجام می شود و ورودی موردنظر سیستم بدست می آید.

همانگونه که در شکل (۱) مشاهده می‌شود پاسخ سیستم پس از اعمال کنترل کننده شامل دو بخش پاسخ آزاد^۱ و پاسخ خصوصی (اجباری)^۲ می‌شود که می‌توان در نمودار زیر آنها را مشاهده نمود:



شکل ۴-۲. نمودار پاسخ آزاد و خصوصی سیستم

۴-۲ انواع روش‌های MPC

- ماتریس دینامیکی پویا^۳
- کنترل تطبیقی افق بسط یافته^۴
- کنترل خود تنظیم با پیش بینی توسعه یافته^۵
- کنترل پیش بین تعمیم یافته^۶
- کنترل تطبیقی چندمتغیری چندمرحله ای^۷
- کنترل تطبیقی افق خزشی دارای چند پیش بینی کننده^۸
- کنترل تابعی پیش بین^۹

¹ Free response

² Control response-force response

³ DMC-DYNAMIC matrix control

⁴ EHAC-Extended Horizon Adaptive Control

⁵ EPSAC-Extended Prediction Self Adaptive Control

⁶ GPC-Generalized predictive control

⁷ MUSMAR-Multistep Multivariable Adaptive Control

⁸ MURHAC-Multipredictor Receding Horizon Adaptive Control

⁹ PFC-Predictive Functional Control

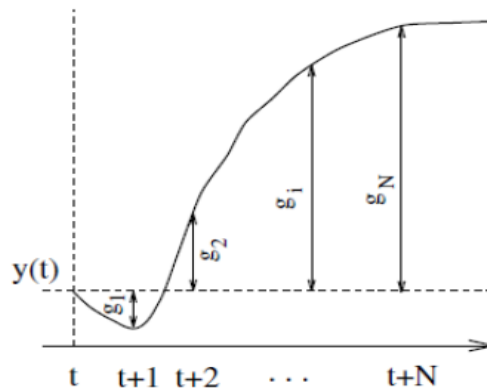
در هر گام از حل مسئله‌ی بهینه‌سازی تابع هزینه‌ی به فرم زیر باید حل شود:

$$\min_z \sum_{k=0}^{n-1} \|y_{t+k} - r(t)\|^2 + \rho \|u_{t+k}\|^2 \quad (1-4)$$

$$u_{min} \leq u_{t+k} \leq s \cdot t \cdot x_{t+k+1} = f(x_{t+k}, u_{t+k}) \quad y_{t+k} = g(x_{t+k})$$

$$u_{max} \quad y_{min} \leq y_{t+k} \leq y_{max}$$

تمامی روش‌های کنترل پیش بین بر اساس مدل از تابع هزینه به فرم معادلات (۱-۴) استفاده می‌کنند با این تفاوت که در روش‌های مختلف نحوه‌ی تشکیل ماتریس خطا متفاوت می‌باشد. از بین روش‌های ذکر شده دو روش ماتریس کنترل پویا و روش کنترل پیش بین تعمیم یافته، رایج تر بوده و در صنعت و تحقیقات بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرند، به طور خلاصه می‌توان گفت روش کنترل ماتریس پویا با استفاده از پاسخ پله‌ی سیستم به پیش بینی سیستم می‌پردازد که در شکل زیر مشخص می‌باشد:



شکل ۴-۳. نمودار پاسخ پله‌ی سیستم

که در نهایت با کمک معادله‌ی (۲) پاسخ سیستم پیش بینی می‌شود:

$$y(t) = \sum_{i=1}^{\infty} g_i \Delta u(t-i) \quad (2-4)$$

$\Delta u(t-i)$ سیگنال ورودی غیر کنترلی بوده، روش کنترل ماتریس پویا به دلیل سادگی و عدم حجم بالا در محاسبات در بیشتر فرآیندها مورد استفاده قرار می‌گیرد اما از مشکلات اساسی این روش عدم امکان اعمال آن به سیستم‌های نامینیم فاز و ناپایدار می‌باشد. روش دیگری که توسط آقای کلارک ارائه شد کنترل پیش بین تعمیم یافته است این روش نسبت به کنترل ماتریس پویا از پیچیدگی و

حجم بالاتری در محاسبات برخوردار است اما از مزایای آن قابلیت اعمال آن به سیستم های نامینیم فاز و ناپایدار می باشد که مطالعات انجام شده در این گزارش بر مبنای این روش است.

۴-۳ بررسی روش کنترل پیش بین تعمیم یافته

در مقایسه با دیگر روش های کنترل پیش بین روش GPC منجر به اهداف کنترلی بیشتری می شود. مدل فرآیند مورد استفاده در GPC به یکی از دو فرم زیر است:

$$CARMA: A(z)y(t) = Z^{-d} B(z)u(t-1) + C(z)e(t) \quad (3-4)$$

$$CARIMA: A(z)y(t) = Z^{-d} B(z)u(t-1) + C(z)e(t)/\Delta \quad (4-4)$$

اپراتور Δ یک شیفت زمانی است. که هر دو رابطه به واسطه ی داشتن عبارتی متناظر با $e(t)$ مربوط به یک فرآیند تصادفی می باشند و به خاطر وجود عبارت Z^{-d} ، قابلیت مدل کردن سیستم های تأخیردار را نیز دارند. با این تفاسیر سیستم داده شده در مسئله یک فرآیند تصادفی بدون تأخیر می باشد. رابطه ی CARMA زمانی به کار می رود که فرآیند تصادفی ایستا باشد و در مقابل از رابطه ی CARIMA زمانی استفاده می شود که با یک فرآیند تصادفی غیرایستا سروکار داشته باشیم. و در هر دو مدل فرآیند داریم:

$$A(z^{-1}) = 1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + a_3 z^{-3} \dots a_{na} z^{-na} \quad (5-4)$$

$$B(z^{-1}) = 1 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2} + b_3 z^{-3} \dots b_{nb} z^{-nb} \quad (6-4)$$

$$C(z^{-1}) = 1 + c_1 z^{-1} + c_2 z^{-2} + c_3 z^{-3} \dots c_{nc} z^{-nc} \quad (7-4)$$

ساختار تابع هدف در این روش کنترلی به صورت زیر است:

$$J(N_1, N_2, N_u) = \sum_{j=N_1}^{N_2} \delta(j) [\hat{y}(t+j|t) - w(t+j)]^2 + \sum_{i=1}^{N_u} \lambda(i) [\Delta u(t+j-1)]^2 \quad (8-4)$$

$\delta(j)$ و $\lambda(i)$ ضرایب وزنی تابع هدف می باشد. در واقع $\lambda(i)$ وزن نرخ^۱ تغییرات سیگنال کنترلی بوده که با تنظیم آن می توان تغییرات سیگنال کنترلی را محدود نمود. N_2 همان افق پیش بینی N_u افق کنترل می باشد. برای بدست آوردن خروجی مورد پیش بینی سیستم از یکی از مدل های ذکر شده در روابط (۳) و (۴) می توان بهره گرفت لازم به ذکر است که ما در این پژوهش ابتدا مقدار نویز را برای

¹ Δu punishment

راحتی محاسبات و مشاهده‌ی بهتر خروجی سیستم صفر در نظر گرفته و سپس می‌توان اثر نویز بر خروجی را بررسی نمود. با در نظر گرفتن فرم CARIMA برای مدل سیستم خروجی پیش بینی به صورت معادله‌ی (۹) خواهد بود (با فرض $e(t)=0$):

$$\hat{y}(t+j) = (1 - A\Delta)y(t+j) + B\Delta u(t+j-1) \quad (9-4)$$

برای حل مسئله‌ی بهینه سازی باید معادله‌ی (۹) را در تابع هدف قرار دهیم که در این حالت بدست آوردن ضرایب A, B مستلزم حل معادله‌ی دیوفانتین می‌باشد، حل معادلات دیوفانتین به دلیل پیچیدگی‌های ساختاری که دارد در مقالات مختلفی روش‌های مبتنی بر تکرار ارائه شد که با کمک آنها می‌توان A و B را بدست آورد. در نهایت با کمک الگوریتم‌های تکراری خواهیم داشت:

$$\tilde{A}(z^{-1})E_j(z^{-1})y(t+j) = E_j(z^{-1})B(z^{-1})\Delta u(t+j-d-1) + E_j(z^{-1})e(t+j) \quad (10-4)$$

$$(1 - z^{-j}F_j(z^{-1}))y(t+j) = E_j(z^{-1})B(z^{-1})\Delta u(t+j-d-1) + E_j(z^{-1})e(t+j) \quad (11-4)$$

$$y(t+j) = F_j(z^{-1})y(t) + E_j(z^{-1})B(z^{-1})\Delta u(t+j-d-1) \quad (12-4)$$

$$\hat{y}(t+j | t) = G_j(z^{-1})\Delta u(t+j-d-1) + F_j(z^{-1})y(t) \quad (13-4)$$

در نهایت با تشکیل ماتریس‌های ورودی و خروجی سیستم به فرم نهایی زیر می‌رسیم که می‌توان از آن در تابع هزینه استفاده نمود:

$$y = Gu + F(z^{-1})y(t) + G(z^{-1})\Delta u(t-1) \quad (14-4)$$

در رابطه‌ی (۱۴-۴) G' و G به فرم ماتریسی زیر خواهند بود:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} g_0 & 0 & \dots & 0 \\ g_1 & g_0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ g_{N-1} & g_{N-2} & \dots & g_0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}'(z^{-1}) = \begin{bmatrix} (G_{d+1}(z^{-1}) - g_0)z \\ (G_{d+2}(z^{-1}) - g_0 - g_1z^{-1})z^2 \\ \vdots \\ (G_{d+N}(z^{-1}) - g_0 - g_1z^{-1} - \dots - g_{N-1}z^{-(N-1)})z^N \end{bmatrix}$$

در این حالت با قرار دادن رابطه‌ی (۱۴-۴) در تابع هزینه:

$$J = (Gu + f - w)^T(Gu + w) + \lambda u^T u \quad (15-4)$$

$$J = \frac{1}{2}u^T H u + b^T u + f_0 \quad (16-4)$$

$$H = 2 (G^T G + \lambda I) \quad (17-4)$$

$$b^T = 2 (f - w)^T G \quad (18-4)$$

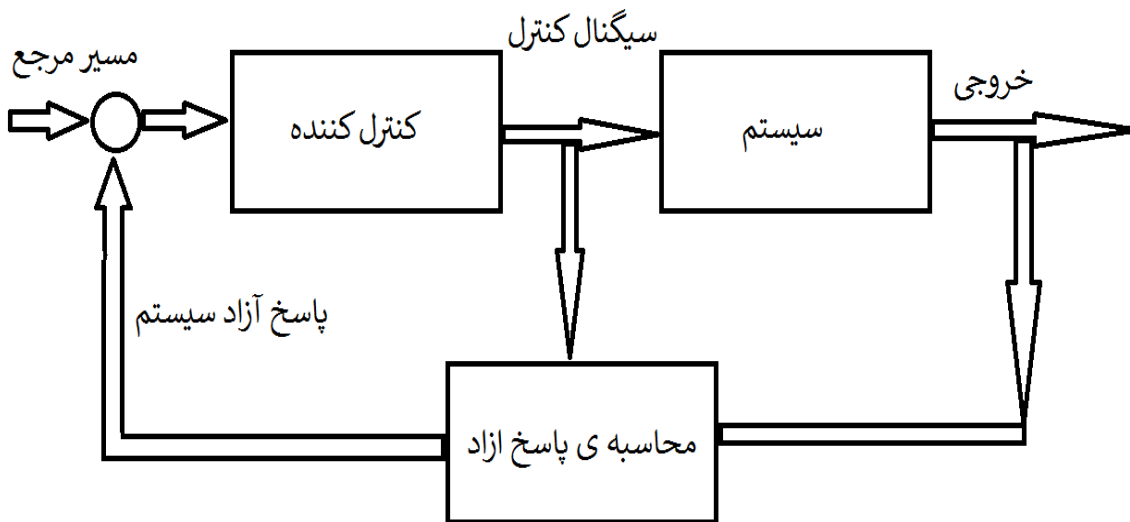
$$f_0 = (f - w)^T (f - w) \quad (19-4)$$

پس از بدست آوردن تابع هزینه به فرم رابطه‌ی ۱۶ می‌توان از آن نسبت به u مشتق گرفته و رابطه‌ی قانون کنترل را بدست آورد:

$$u = (G^T G + \lambda I)^{-1} G^T (w - f) \quad (20-4)$$

به طوری که w مسیر مرجع u سیگنال کنترلی و f پاسخ آزاد سیستم می‌باشد، در بلوک زیر ساختار دقیق کنترل پیش بین دیده می‌شود:

$$K = (G^T G + \lambda I)^{-1} G^T \rightarrow \Delta u = K (w - f) \quad (21-4)$$



شکل ۴-۴. ساختار کنترل کنترل پیش بین براساس مدل [۱۷]

۴ - ۴ اعمال روش مورد نظر به سیستم

همانگونه که در فصل سوم اشاره شد ساختار شبکه‌ی عصبی مورد نظر دولایه با ۶ نرون در لایه‌ی مخفی و یک خروجی است که به عنوان تابع فعال ساز در لایه‌ی مخفی از \tanh و در لایه‌ی خروجی از فعال

سازی خطی بهره بردیم با توجه به ساختار شبکه، که در فصل سوم ارائه شد می‌توانیم ضرایب وزنی ورودی‌ها و خروجی‌های لایه‌ی مخفی را به صورت زیر دسته بندی کنیم [۱۶]:

– W_{out} بردار ضرایب برای خروجی لایه‌ی مخفی

– V_{jh} بردار ضرایب مربوط به نمونه برداری از خروجی سیستم اصلی که به عنوان داده آموزشی به شبکه وارد می‌شوند

– W_{ih} بردار ضرایب مربوط به نمونه برداری از ورودی سیستم اصلی که به عنوان داده آموزشی به شبکه وارد می‌شوند.

به عبارت دیگر اگر بخواهیم دقیق‌تر توضیح دهیم در عبارت زیر، V_{jh} ها شامل ضرایب a_j ها می‌شوند و W_{ih} ها شامل ضرایب b_i می‌شوند:

$$y(k) = \sum_{i=0}^m b_i x(k-i) + \sum_{j=1}^n a_j y(k-j) \quad (22-4)$$

که در عبارت (۲۲-۴)، $x(k)$ و $y(k)$ به ترتیب ورودی سیستم اصلی و خروجی سیستم اصلی می‌باشند که با کمک تبدیل Z می‌توان مدل تابع تبدیل به فرم رابطه‌ی (۲۳-۴) را بدست آورد.

$$H(z) = \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{b_0 + b_1 z^{-1} + \dots + b_m z^{-m}}{1 - a_1 z^{-1} - \dots - a_n z^{-n}} \quad (23-4)$$

در این حالت می‌توان یک رابطه بین ضرایب وزنی در شبکه عصبی و ضرایب صورت و مخرج عبارت (۲۳-۴) به دست آورد. همانگونه که اشاره شد تابع فعال ساز در لایه‌ی مخفی را از نوع تانژانت هایپربولیک انتخاب کردیم که خروجی آن هم مقداری بین -۱ تا ۱ دارد، در این حالت خروجی لایه‌ی مخفی را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$z_h(k) = \frac{e^{\beta net_h(k)} - e^{-\beta net_h(k)}}{e^{\beta net_h(k)} + e^{-\beta net_h(k)}} \quad (24-4)$$

که با قرار دادن مقدار $\beta = 0.14$ برای β در عبارت بالا به صورت زیر خواهیم داشت:

$$z_h(k) = \tanh(-0.14 net_h(k)) \quad net_h(k) = \sum_{i=0}^m w_{ih} x(k-i) + \sum_{j=1}^n v_{jh} y(k-j) \quad (25-4)$$

از طرف دیگر چون تابع تانژانت هایپربولیک در بازه‌ی -۱ تا ۱ به صورت خطی عمل می‌کند لذا می‌توان آنرا حول مقدار صفر خطی سازی کرد از طرف دیگر فعال ساز لایه‌ی خروجی هم خطی انتخاب شد که

این امر باعث کاهش پیچیدگی مسئله می‌شود و با یکبار خطی سازی می‌توان به هدف مورد نظر دست یافت، سپس با اعمال بسط تیلور به رابطه‌ی (۴-۲۵) خواهیم داشت (رابطه‌ی بسط تیلور در زیر مشاهده می‌شود):

$$f(k) = f(x_0) + \frac{f'(x_0)(x-x_0)}{1!} + \frac{f''(x_0)(x-x_0)^2}{2!} + \dots \quad (۴-۲۶)$$

با قراردادن رابطه‌ی (۴-۲۵) در بسط (۴-۲۶) خواهیم داشت (بسط تیلور حول صفر به ازای $net_h = 0$ بدست می‌آید)

$$z_h(k) = \frac{1-e^0}{1+e^0} + \frac{2e^0}{(1+e^0)^2} (0.14net(k) - 0) + \dots \quad (۴-۲۷)$$

که در رابطه‌ی (۴-۲۷) برای جلوگیری از ایجاد عبارتهای غیرخطی، فقط ترم اول بسط نوشته شد. با قرار دادن معادله‌ی عبارت net_h در رابطه‌ی (۴-۲۷) به فرم زیر خواهیم داشت:

$$z_h(k) = 0.07 \sum_{i=0}^m w_{ih} x(k-i) + 0.07 \sum_{j=1}^n v_{jh} y(k-j) \quad (۴-۲۸)$$

از طرف دیگر چون فعال ساز خروجی از نوع خطی است لذا:

$$y_{out} = y_{net}(k) = \sum_{h=1}^H (wout_h z_h(k)) \quad (۴-۲۹)$$

در نهایت با قرار دادن معادله‌ی (۴-۲۸) در معادله‌ی (۴-۲۹) و مقایسه‌ی عبارت به دست آمده با فرم سیستم در رابطه‌ی (۴-۲۲):

$$y_{out} = y_{net}(k) = 0.07 \sum_{h=1}^H (wout_h (\sum_{i=0}^m w_{ih} x(k-i) + \sum_{j=1}^n v_{jh} y(k-j))) \quad (۴-۳۰)$$

$$\hat{a}_j = 0.07 (\sum_{h=1}^H (wout_h v_{jh}))$$

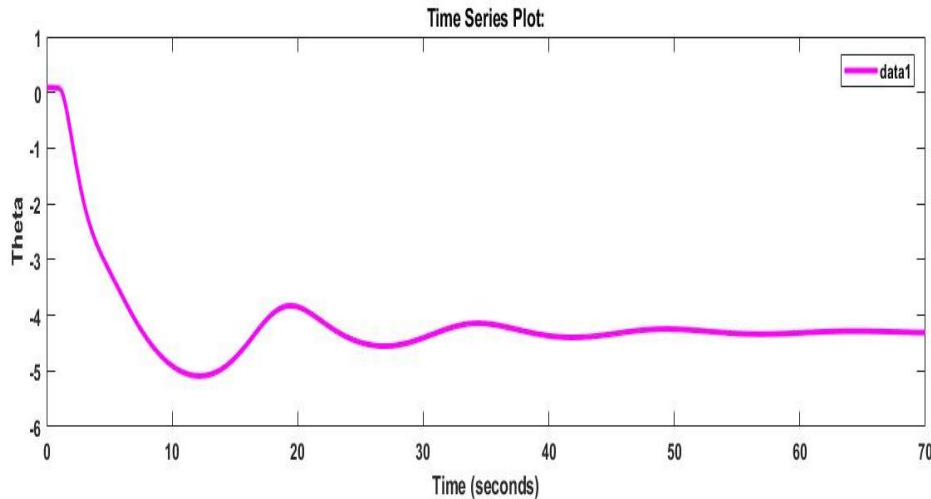
$$\hat{b}_i = 0.07 (\sum_{h=1}^H (wout_h w_{ih}))$$

عبارتهای بالا نشان دهنده‌ی یک رابطه‌ی ریاضی بین ضرایب شبکه عصبی و پارامترهای فرآیند ARMA می‌باشند که با کمک آن می‌توان شناسایی پارامتری توسط شبکه‌ی عصبی انجام داد، پس از این مرحله با کمک شبیه سازی در نرم افزار متلب بردار ضرایب A_j و B_i ها بدست می‌آیند [۱۶].

۴-۴-۱ استفاده از پارامترهای بدست آمده در طراحی کنترل کننده

– ایجاد ساختار کنترل پیش بین برای سیستم مورد نظر

پاسخ پله‌ی حلقه باز و حلقه بسته‌ی سیستم در زیر مشاهده می‌شود



شکل ۴-۶. پاسخ پله‌ی حلقه باز

همانگونه که دیده می‌شود زمان خیزش سیستم حلقه باز حدود ۱۰ ثانیه است با کمک نمودار پاسخ حلقه باز فرکانس نمونه برداری حل مسئله را ۰.۱ در نظر می‌گیریم از طرف دیگر پاسخ حلقه بسته‌ی سیستم ناپایدار است که بهترین ساختار کنترلی در این حالت الگوریتم GPC می‌باشد.

– مقادیر و شرایط اولیه‌ی حل مسئله

پیش از شروع اعمال الگوریتم کنترل به سیستم توجه به این نکته ضروری است که با توجه به ماهیت و دینامیک آهسته‌ی سیستم، هر نوع ورودی با هر دامنه‌ای را نمی‌توان به آن اعمال نمود لذا برای اعمال نقطه کار^۱ باید سیگنال ورودی به سیستم را نرم کنیم ازین رو از تکنیک زیر با نام سیگنال نرم^۲ بهره می‌بریم:

$$w(t) = \alpha w(t-1) + (1-\alpha)r \quad (۴-۳۱)$$

¹ Set point

² Smooth signal

که ورودی سیستم $w(t)$ می‌باشد و $r(t)$ همان نقطه‌ی کار سیستم است. در عبارت بالا مقدار α در بازه‌ی $[0 \ 1]$ قرار دارد و هرچه α را کوچکتر انتخاب کنیم سیگنال اعمال شده به سیستم با تغییرات شدیدتری خواهد بود. از طرف دیگر با توجه به محدودیت تغییرات زاویه‌ی اوج (تتا)^۱، نقطه‌ی کار محدود خواهد شد و لذا سیگنال مرجع دارای محدودیت اندازه خواهد بود.

- شرایط اولیه‌ی حل

$$\alpha = 0.7$$

$$T_s = 0.1$$

$$R = 0.8, Q = 1$$

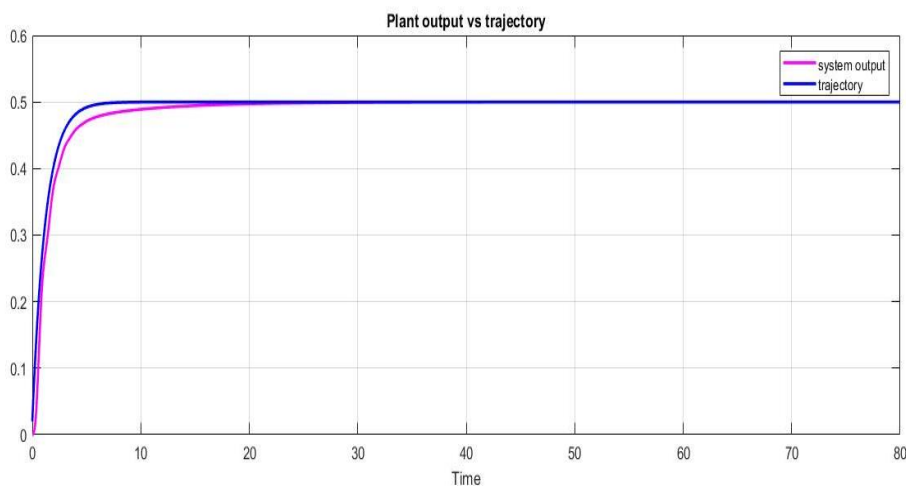
$$N_2 = 7, N_u = 2$$

$$T_{sim} = 80 \text{ s}$$

در روابط بالا α را با توجه به ماهیت سیستم ۰٫۷ انتخاب می‌کنیم زمان نمونه برداری (T_s) را ۰٫۱ انتخاب کرده ، افق کنترل (N_u) را ۲ و افق پیش بینی ۷ انتخاب شد .

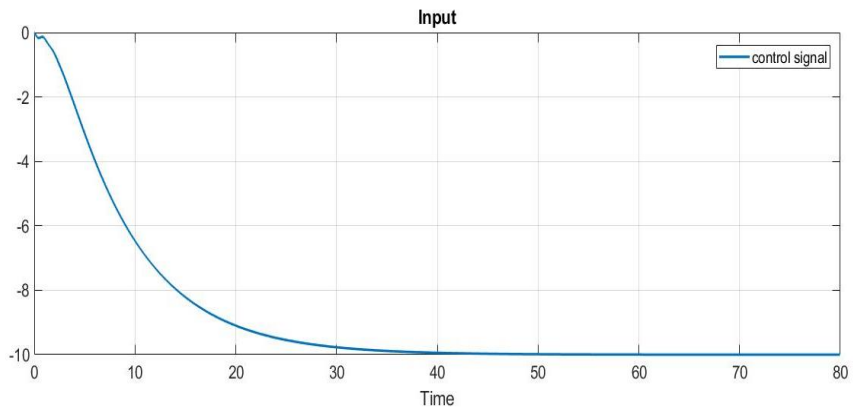
۴-۴-۲ نتایج اعمال کنترل کننده

نمودار خروجی سیستم پس از اعمال کنترل کننده‌ی پیش بین در شکل (۸) آورده شده است:

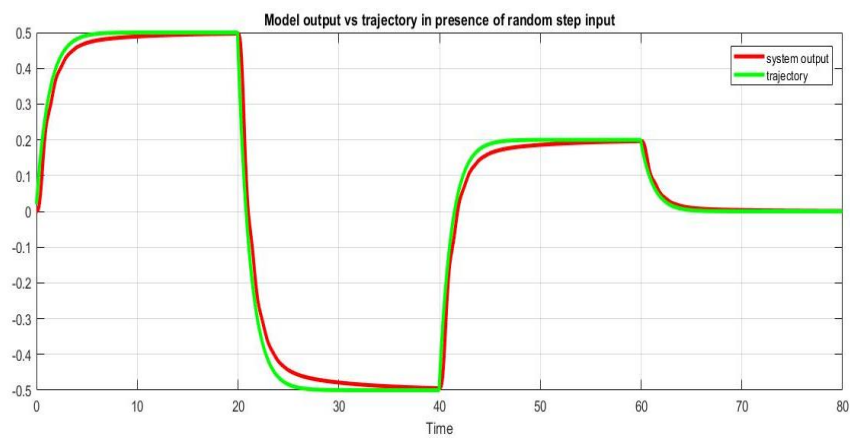


شکل ۴-۸. پاسخ پله‌ی حلقه بسته‌ی سیستم در حضور کنترل کننده‌ی پیش بین

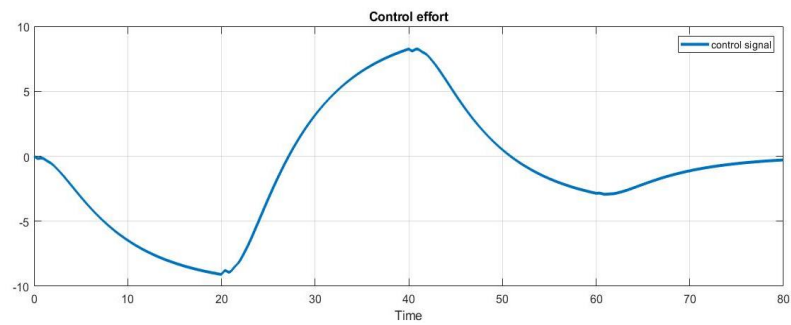
¹ Pitch (theta)



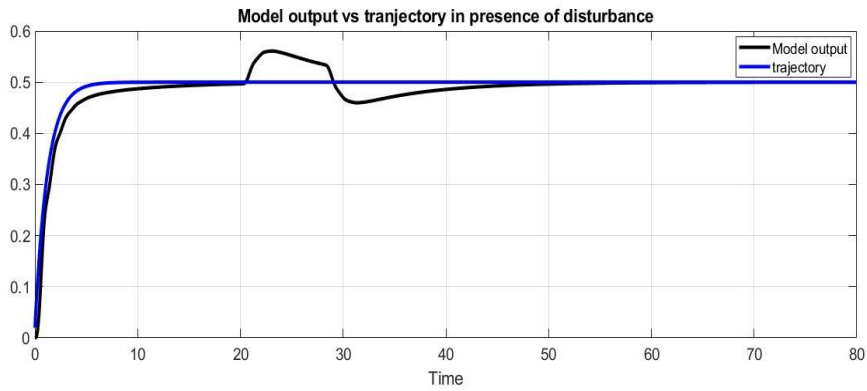
شکل ۴-۹. نمودار سیگنال کنترل



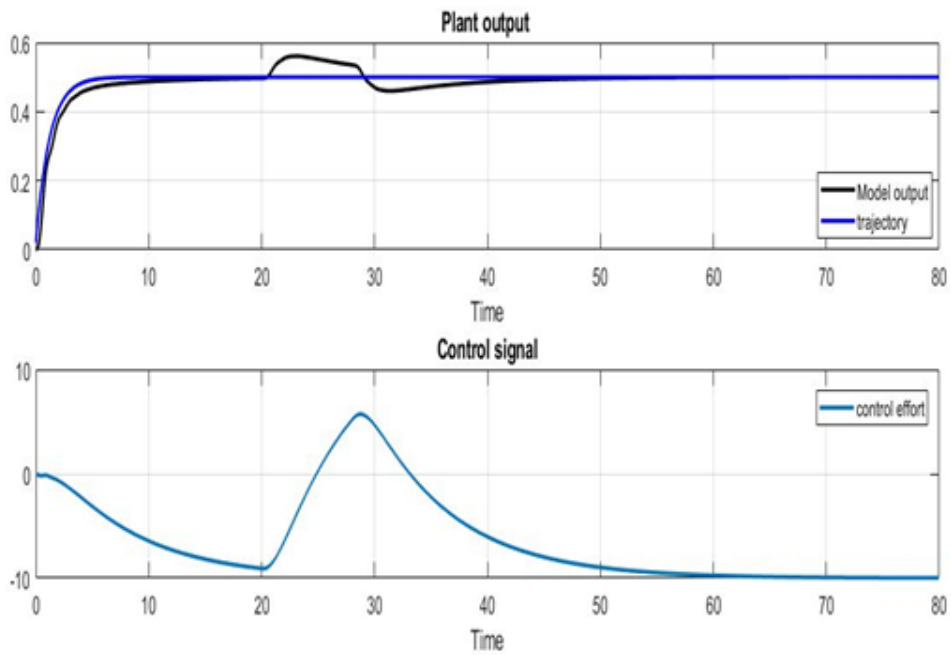
شکل ۴-۱۰. نمودار خروجی مدل در حضور سیگنال پله ای تصادفی



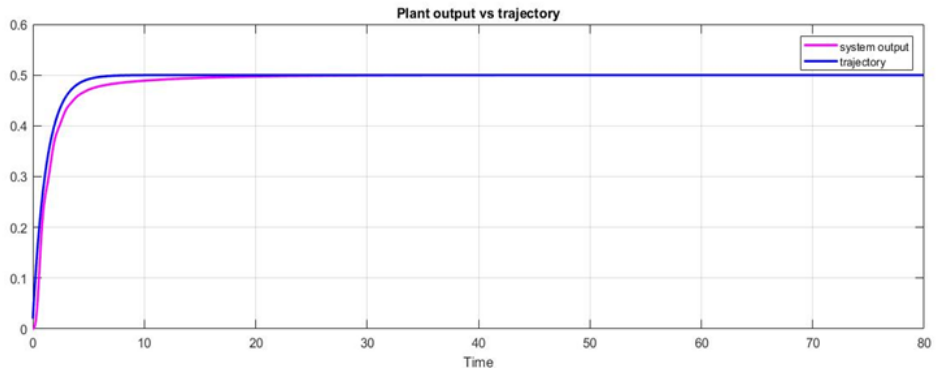
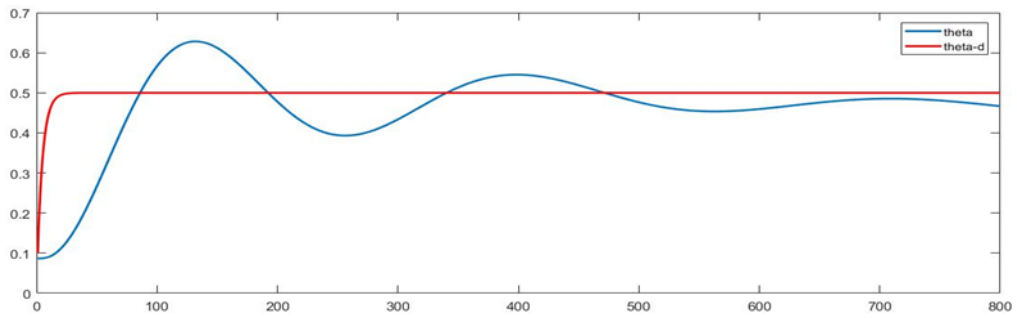
شکل ۴-۱۱. نمودار سیگنال کنترل در حضور ورودی پله ای تصادفی



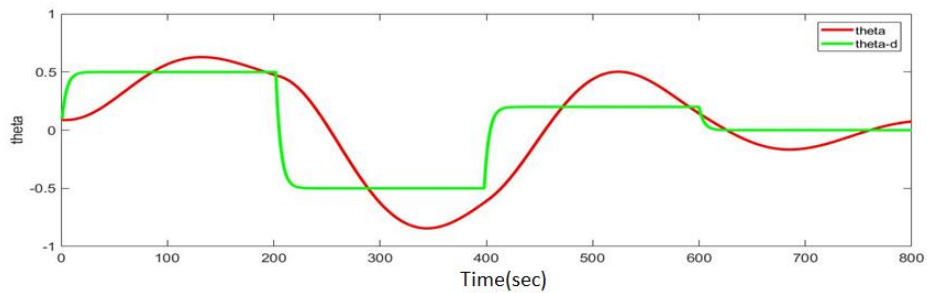
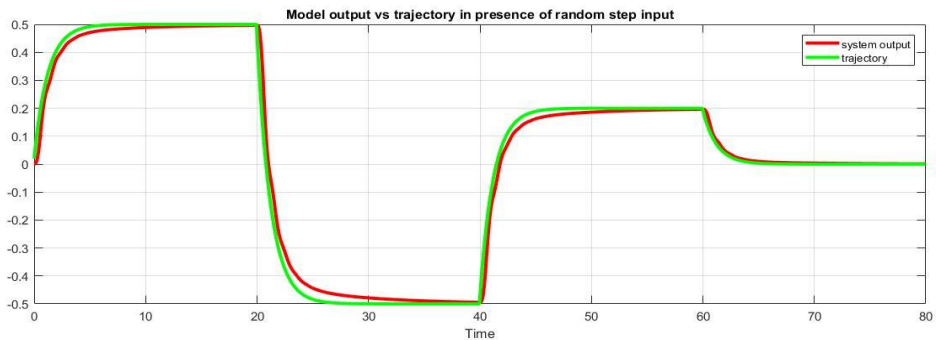
شکل ۴-۱۲. نمودار خروجی در حضور اغتشاش



شکل ۴-۱۳. نمودار خروجی و ورودی کنترلی در حضور اغتشاش



شکل ۴-۱۴ الف. مقایسه خروجی سیستم در حضور کنترل کننده پیش بین و کنترل کننده تناسبی -
انتهگرالی - مشتقی



شکل ۴-۱۴ ب. مقایسه خروجی سیستم در حضور کنترل کننده پیش بین و کنترل کننده تناسبی -
انتهگرالی - مشتقی

۴-۴-۳ تحلیل پاسخ مدل در حضور کنترل کننده

(۱) با اعمال الگوریتم کنترل سیستم حلقه بسته کاملاً پایدار شده و پارامترهای حالت گذرای سیستم تا حدودی بهبود یافته است به طوری که زمان خیزش سیستم و زمان نشست آن کمتر از حالت حلقه باز شده است، از طرف دیگر همانگونه که در شکل (۴-۶) مشخص است در سیستم حلقه باز به دلیل وجود گین منفی حدوداً ۴ برابری در سیستم با اعمال ورودی های با دامنه‌ی مثبت، خروجی سیستم مقدارش منفی می‌شود [۱۴]، که این موضوع به طور قابل قبولی توسط کنترل کننده جبران گردیده است و ردگیری سیگنال مرجع توسط خروجی تضمین شده، با تحلیل پاسخ پله‌ی حلقه باز سیستم می‌توان دلیل اعمال گین منفی توسط کنترل کننده را توجیه نمود. ذکر این نکته لازم است که با تغییر شرایط اولیه‌ی الگوریتم کنترل می‌توان اثر آن بر خروجی سیستم را مشاهده نمود و یا با توجه به ماهیت سیستم سیگنال نرم اعمال شونده به آن را تغییر داد و عملکرد کنترلی را بررسی کرد.

(۲) با توجه به نمودار (۴-۱۲) و (۴-۱۳) نحوه‌ی تاثیر اغتشاش و عملکرد کنترل کننده دیده می‌شود. در حالت کلی برای ایجاد ساختار کنترل کننده‌ی پیش بین می‌توان اغتشاش به دو نوع داخلی و خارجی دسته بندی نمود که در این پژوهش برای سنجش عملکرد کنترل کننده از یک اغتشاش خارجی بهره بردیم. از جهت دیگر با توجه به ساختار کنترل پیش بین و توانایی آن در وارد کردن مدل اغتشاش در محاسبات، این متد کنترلی عملکرد مناسبی را در نمودار (۴-۱۲) نشان می‌دهد به نحوی که در شکل (۴-۱۳) دیده می‌شود در لحظه‌ی اعمال اغتشاش کنترل کننده واکنش نشان داده و سعی در حذف اغتشاش ورودی دارد.

(۳) همانطور که در شکل (۴-۶) دیده می‌شود سیستم (مدل سیستم) دارای یک بهره‌ی حدوداً ۴ برابری با مقدار منفی است به نحوی که پاسخ سیستم به ورودی پله‌ی واحد تا ۴ برابر با علامت منفی بزرگ می‌شود لذا لازم است که برای حذف این بهره‌ی منفی و ردگیری دقیق سیگنال مورد نظر کنترل کننده بهره‌ی منفی با مقدار بزرگی داشته باشد تا بتواند بهره‌ی سیستم را خنثی کند این بهره تا جایی که محدودیت ورودی اجازه‌ی عملکرد بدهد وارد سیستم می‌شود.

۴) با تحلیل پاسخ پله‌ی سیستم اینگونه دریافت می‌شود که سیستم دارای لختی بوده و زمان نشست و زمان صعود آن بسیار زیاد است، دیده می‌شود با اعمال کنترل کننده‌ی پیش بین تا حد ممکن زمان صعود و نشست جبران شده است.

۵) نکته‌ی هائز اهمیت این است که چون خروجی سیستم و ورودی کنترلی هر دو از جنس رادیان^۱ هستند لذا تابع تبدیل بدست آمده فارق از بعد می‌باشد.^۲

۶) برای اعمال نقطه‌ی کار به سیستم باید توجه داشت که باید از جنس رادیان باشد که با تبدیل زیر می‌توان این شرط را اعمال نمود:

$$(۳۲-۴) \quad \text{نقطه‌ی کار} \times \frac{\pi}{180}$$

در اعمال نقطه‌ی کار باید محدودیت تغییرات خروجی سیستم (تتا) در محاسبات وارد نماییم [۱۹]:

$$-45^\circ < \theta < 45^\circ \Rightarrow -0.78(\text{rad}) < \theta < 0.78(\text{rad})$$

۷) در شکل‌های (۴-۱۲) و (۴-۸) نقطه‌ی کار سیستم ۰.۵ رادیان در نظر گرفته شد که دیده می‌شود خروجی سیستم، مسیر مورد نظر را به خوبی دنبال کرده است.

۸) در شکل (۴-۹) و (۴-۱۱) و (۴-۱۳) سیگنال کنترل اعمال شده به سیستم از جنس درجه می‌باشد.

۹) با توجه به اینکه در بخش ۴-۴-۱ در قسمت ایجاد ساختار کنترل کننده، برای تغییرات سیگنال کنترل^۳ ضریب وزنی^۴ در نظر گرفتیم دیده می‌شود که تغییرات سیگنال کنترل آهسته بوده که مقدار این ضریب وزنی کاملاً به دینامیک سیستم (محدودیت عملگر)^۵ بستگی دارد.

¹ Rad

² $G = \frac{\theta}{\delta_e} = \frac{\text{rad}}{\text{rad}}$

³ Δu

⁴ Punishment

⁵ Actuator

فصل ۵: نتیجه گیری و پیشنهاد

۵-۱ نتیجه‌گیری

در نهایت با مقایسه‌ی پاسخ حلقه بسته‌ی سیستم در حضور کنترل کننده‌ی پیش بین با پاسخ حله باز و حلقه بسته با بهره کنترلی واحد، قدرت این روش در پایدار سازی و تضمین ردگیری در پاسخ سیستم مشخص می‌شود، از طرف دیگر در بخش مدل سازی سیستم به دلیل بهره بردن از روش عصبی برای شناسایی سیستم، پایداری مدل سیستم تضمین می‌شود چرا که توابع فعال ساز ورودی سیستم از نوع تانژانت هیپربولیک با دامنه‌ی خروجی بین ۱- تا ۱می‌باشد که این موضوع دلیل کافی برای پایداری سیستم مدل سازی شده خواهد بود. در حالت کلی متدهای شناسایی بر پایه‌ی شبکه‌ی عصبی از قویترین روش‌ها جهت شناسایی سیستم های غیرخطی هستند به طوری که با اندکی خطای قابل قبول اکثر توابع خطی و غیرخطی را می‌توان توسط این روش‌ها مدل سازی نمود، با استفاده از قدرت مدل سازی و در عین حال انعطاف شبکه در برابر مدل‌های غیرخطی، پس بدست آوردن ضرایب شبکه می‌توان یک مدل خطی برای سیستم شناسایی شده ارائه نمود (با کمک بسط حول نقطه‌ی کار خطی توابع فعال ساز شبکه) از طرف دیگر به دلیل پایداری سیستم غیرخطی مدل سازی شده (سیستم حلقه باز) خطی سازی مدل اشکالی در روند حل ایجاد نخواهد کرد.

با توجه به اینکه متد پیشنهاد شده بر روی دینامیک پیچیده‌ی پهباد بررسی شد و جواب مناسبی را ارائه نمود، لذا در فرآیندهای صنعتی که از پیچیدگی کمتری برخوردارند جواب سریع تر و مناسب تری (به ویژه در بخش شناسایی سیستم) را ارائه خواهد داد.

۵-۲ پیشنهاد

در این پژوهش مدل مورد استفاده یک مدل ۶ درجه‌ی آزادی بوده که در حالت کاملاً خاص حل شد در این حالت با توجه به اینکه پرواز در یک بعد و با سرعت ثابت در نظر گرفته شد، معادلات سیستم کاملاً دکوپله بوده و مسئله‌ی کنترل به صورت تک متغیره حل شد در پژوهش های پیچیده تر می‌توان کنترل کننده را در حالت مانورهای پروازی دیگر بررسی کرد که در این حالت مسئله‌ی کنترل از نوع چند متغیره خواهد بود.

به عنوان موضوع مورد بحث دیگر می توان اغتشاش های داخلی را به سیستم اعمال نمود و توانایی کنترل کننده در رفع اثر آنها را بررسی کرد و یا از جهت دیگر با در نظر گرفتن عدم قطعیت در مدل سیستم طراحی کنترل کننده را مقاوم انجام داد.

مراجع

- [1]. Huanyu, Chunwen, Hangyu, Yingjie, Z. Xing.” An Integrated Altitude Control Design For a Tail-Sitter UAV Equipped With Turbine Engines”. 2169-3536 2017 IEEE. Translations, VOLUME 5, 2017
- [2]. Fernandez, J. L., Lopez, J., & Gomez, J. P. (2016). Feature article: Reengineering the avionics of an unmanned aerial vehicle. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 31 (4), 6–13.
- [3]. Bateman. F, Noura. H, Shirin Noei, Ouladine. M. Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Strategy for the Aerosonde uav.” *IEEE transactions on aerospace and electronic systems vol. 47, NO. 3 JULY 2011*.
- [4]. Maravall, D., de Lope, J., & Pablo Fuentes, J. (2015). Vision-based anticipatory controller for the autonomous navigation of an UAV using artificial neural networks. *Neurocomputing*, 151 (P1), 101–107.
- [5]. Gavilan, F., Vazquez, R. and Camacho, E. (2015). An iterative model predictive control algorithm for UAV guidance. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 51 (3), pp. 2406-2419.
- [6]. Kawato, M., Setoyama, T. and Suzuki, R. (1988). Feedback error learning of movement by multi-layer neural network. *Neural Networks*, 1, p. 342.
- [7]. Li, H., Li, C., Li, H., Li, Y. and Xing, Z. (2017). An Integrated Altitude Control Design for a Tail-Sitter UAV Equipped with Turbine Engines. *IEEE Access*, 5, pp. 10941-10952.
- [8]. Oner, K., Cetinsoy, E., Unel, M., Aksit, M., Kandemir, I. and Gulez, K. (2008). Dynamic model and control of a new quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with tilt-wing mechanism. *Proc. World Acad. Sci.: Eng. Technol*, 47, pp. 58-63.
- [9]. Min, B., Hong, J. and Matson, E. (2011). Adaptive robust control (ARC) for an altitude control of a quadrotor type UAV carrying an unknown Payloads. *Proc. 11th Int. Conf. IEEE Control, Autom. Syst. (ICCAS)*, pp. 1147_1151.

- [10]. Besnard, L., Shtessel, Y. and Landrum, B. (2012). Quadrotor vehicle control via sliding mode controller driven by sliding mode disturbance observer. *Journal of the Franklin Institute*, 349 (2), pp. 658-684.
- [11]. Besnard, L., Shtessel, Y. and Landrum, B. (2007). Control of a quadrotor vehicle using sliding mode disturbance observer. *Amer. Control Conf. (ACC)*, pp. 5230_5235.
- [12]. Azinheira, J. R., & Moutinho, A. (2008). Hover control of an UAV with backstepping design including input saturations. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 16 (3), 517–526.
- [13]. Jan Roskam. "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. ", part I, University of Kansas.
- [14]. Zipfel, P. H. (2014). Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, Third Edition. In Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, Third Edition.
- [15]. Tutunji, T. A. (2016). Parametric system identification using neural networks. *Applied Soft Computing Journal*, 47, 251–261.
- [16]. Billings, S., & Chen, S. (2011). Neural networks and system identification. *Neural Network Applications in Control*, 229–252.
- [17]. Maciejowski, J. M. (2002). (*Maciejowsky, 2000*) - *Predictive Control with Constraints*.

Abstract

This study presents a new approach to model predictive control based on new identification method by using neural identifiers with tapped delay lines added to the input layer of the artificial neural network system. The identifier uses the back propagation method in order to minimize the output error.

For neumerical simulation first by considers an UAV as a controllable model, tries to investigate several articles. Finally, by using system identification methods (for system modeling) with a neural network, presents a precise model of the system and examine its result by applying a model based predictive control.

Keywords

Model based predictive control, System Identification, Neural Network, Step Control, Equations of 6 degrees Freedom of Flight



Faculty of Electrical Engineering and Robotic
M. Sc. Thesis in Control Engineering

MPC design for an UAV using neural identification

By:

Amir hossein sanaie

Supervisor:

Dr. A. Akbarzade kalat

August 2019