

دانشگاه فنی و حرفه ای

دانشکده فنی و حرفه ای شهید شمس پور

پایان نامه دوره کارشناسی

عنوان پروژه:

طراحی و شبیه سازی جبران کننده مناسب

برای کنترل اتوماتیک پرواز (AFC)

استاد راهنما:

جناب آقای رضا زاده

دانشجو:

علی صادقی

تابستان ۱۳۹۱

فهرست مطالب

پیش گفتار	چ
فصل اول عنوان پروژه و تحقیق	۱
(۱-۱) عنوان پروژه	۱
(۱-۲) تعریف پروژه	۱
فصل دوم کلیات و تعاریف	۵
(۲-۱) مقدمه	۵
(۲-۲) قرار دادها	۷
(۲-۲-۱) محورهای مختصات	۷
(۲-۲-۲) علائم اصلی	۹
(۲-۳) مفاهیم تعادل، کنترل، پایداری، ناوبری و هدایت	۱۲
(۲-۳-۱) تعادل (Trim)	۱۲
(۲-۳-۲) کنترل	۱۳
(۲-۳-۳) پایداری	۱۳
(۲-۳-۴) ناوبری (Navigation)	۱۴
(۲-۳-۵) هدایت	۱۵
(۲-۴) آلات دقیق و ابزار کنترل پرواز	۱۵
(۲-۴-۱) ابزار کنترل هواپیما	۱۶
(۲-۴-۲) ابزار های اندازه گیری در هواپیما	۱۸
(۲-۵) حرکت های مختلف یک هواپیما در هوا	۲۲
(۲-۵-۱) معرفی عملکرد هواپیما و چهار نیروی اصلی پرواز	۲۲

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

۲۴.....	پرواز یکنواخت- تعادل نیرو ها	(۲-۵-۲)
۲۶.....	پرواز شیب دار یکنواخت	(۲-۵-۳)
۲۸.....	بالا رفتن یکنواخت(اوجگیری)	(۲-۵-۴)
۲۹.....	گردش یکنواخت	(۲-۵-۵)
۳۰.....	مقایسه پرواز مستقیم با پرواز گردشی	(۲-۵-۶)
۳۰.....	نشست هواپیما	(۲-۵-۷)
۳۱.....	کنترل از طریق روشنایی	(۲-۵-۸)
۳۵.....	فصل سوم حرکت طولی هواپیما خودکار	

۳۵.....	مقدمه	(۳-۱)
۳۵.....	رسم مکان هندسی ریشه ها برای سیستم	(۳-۲)
۴۱.....	جبران کننده ها	(۲-۳)
۴۳.....	انواع جبران کننده ها	(۳-۳-۱)
۴۸.....	طراحی جبران کننده پیش فاز	(۲-۴)
۵۷.....	طراحی جبران کننده پس افت	(۲-۵)
۵۹.....	طراحی جبران کننده پیش افت - پس افت	(۲-۶)
	(الف)	

فصل چهارم حرکت عمودی شتاب دار ۶۷

۶۷.....	مقدمه	(۴-۱)
۶۹.....	حرکت عمودی شتاب دار Vectored Thrust Aircraft	(۴-۲)
۶۹.....	توصیف سیستم	(۴-۲-۱)
۷۰.....	LQR کنترلر، فیدبک حالت	(۴-۲-۲)
۷۳.....	کنترل جانبی با استفاده از طراحی حلقه داخلی/خارجی	(۴-۲-۳)
۷۴.....	طراحی حلقه داخلی	(۴-۲-۴)
۷۶.....	طراحی حلقه خارجی	(۴-۲-۵)
۷۸.....	تحلیل کل سیستم	(۴-۲-۶)
۸۰.....	سیستم کنترل نرخ - وضعیت	(۳-۳)
۸۰.....	طراحی جبران کننده برای سیستم	(۴-۳-۱)
۹۰.....	فصل پنجم خلاصه پروژه و نتایج بدست آمده	

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

۹۹.....	فهرست منابع
۱۰۰.....	ضمایم
۱۰۰.....	پیوست یک
۱۲۴.....	پیوست دو
۱۲۹.....	Power point مربوط به پروژه

(ب)

فهرست اشکال و نمودارها

- شکل ۱-۱) فلوجارت طراحی جبران کننده برای یک سیستم ۴
- شکل ۱-۲) خطوط جریان هوا و اختلاف فشار ایجاد شده توسط طرز قرار گرفتن بال ها..... ۶
- شکل ۲-۲) محور مختصات بدنه و سطوح کنترل ۸
- شکل ۲-۳) جهت مثبت چرخش سطوح کنترل (نمای پشت) ۹
- شکل ۲-۴) زوایای حمله و لغزش جانبی ۱۰
- شکل ۲-۵) تعادل طولی، جانبی و سمتی ۱۲
- شکل ۲-۶) مکانیزم چرخش سکان افقی متحرک توسط حرکت دسته ۱۷
- شکل ۲-۷) نمایی از آلات دقیق و ابزار کنترل در کابین خلبان هواپیمای باندرانته ۲۰
- شکل ۲-۸) نیرو های وارده بر هواپیما ۲۲
- شکل ۲-۹) هواپیما در پرواز یکنواخت ۲۴
- شکل ۲-۱۰) هواپیما در پرواز شیب دار یکنواخت ۲۶
- شکل ۲-۱۱) هواپیما در بالا رفتن یکنواخت ۲۸
- شکل ۲-۱۲) هواپیما در گردش یکنواخت ۲۹
- شکل ۲-۱۳) هواپیما در حالت نشستن (هواپیما در فاصله R از باند پرواز قرار دارد) ۳۱

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

- شکل ۱۴-۲) سیگنال های کد شده از دو ایستگاه در فرکانس ۹۰ و ۱۵۰ Mhz..... ۳۲
- شکل ۱۵-۲) مسیر روشنایی (مسیری مه شیب را به هواپیما از طریق نور می دهد)..... ۳۳
- شکل ۱-۳) نمودار مکان ریشه برای سیم پسخور مثبت. الف) نمایشی به صورت تقسیم بندی خطی ، ب) براساس ζ و ω_n ۳۹
- شکل ۲-۳) نمایش دیاگرام بود سیستم جبران نشده ۴۰
- شکل ۳-۳) نمایش دیاگرام نایکویست سیستم جبران نشده..... ۴۱
- شکل ۴-۳) الف) جبران سازی سری ؛ ب) جبران سازی موازی یا پسخور ۴۳
- شکل ۵-۳) دیاگرام بودی جبران سازی پیش افت $(JW\alpha T+1) / (\alpha(JWT+1))$ که در آن $\alpha=0/1$ ۴۴
- شکل ۶-۳) نمودار قطبی جبران ساز پس افت $(JWT+1)/(JWT+1)K_c\beta$ ۴۵
- شکل ۷-۳) دیاگرام بودی جبران ساز پس افت $(JWT+1)/(JWT+1)$ با $\beta=10$ ۴۶
- شکل ۸-۳) نمودار قطبی یک جبران ساز پس افت- پیش افت با معادله 3-1 ۴۷
- شکل ۹-۳) نمودار بودی یک جبران ساز پس افت- پیش افت با معادله 3-1 ۴۷
- شکل ۱۰-۳) الف) سیستم جبران شده؛ ب) موقعیت قطب حلقه بسته مطلوب ۴۹
- شکل ۱۱-۳) تعیین قطب و صفر شبکه پیش افت ۵۱
- شکل ۱۲-۳) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده..... ۵۴
- شکل ۱۳-۳) مقایسه ی پاسخ پله دو سیستم جبران شده و جبران نشده..... ۵۴
- شکل ۱۴-۳) مقایسه ی پاسخ شیب دو سیستم جبران شده و جبران نشده ۵۵
- شکل ۱۵-۳) دیاگرام بودی سیستم جبران شده ۵۵
- شکل ۱۶-۳) نمودار نایکویست سیستم جبران شده ۵۶

(پ)

- شکل ۱۷-۳) مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده با جبران کننده پس افت- پیش افت ۶۲
- شکل ۱۸-۳) بزرگ نمایی شده مکان ریشه سیستم حول مبدأ ۶۲

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

شکل ۱۹-۳) مقایسه ی پاسخ پله سیستم جبران شده و جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت
۶۳.....

شکل ۲۰-۳) مقایسه پاسخ شیب سیستم جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت ۶۳

شکل ۲۱-۳) دیاگرام بودی سیستم جبران شده (پیش افت- پس افت) ۶۴

شکل ۲۲-۳) دیاگرام قطبی سیستم جبران شده (پیش افت- پس افت) ۶۴

شکل ۱-۴) مکان هندسی تابع تبدیل H_{xu_1} ۶۸

شکل ۲-۴) جت ارتشی Harrier و مدل ساده شده آن ۶۹

شکل ۳-۴) پاسخ مسیر بسته ی سیستم به همراه تغییر گام در مکان مورد دلخواه ۷۲

شکل ۴-۴) نمایش متغیر ها به صورت بلوک دیاگرام ۷۳

شکل ۵-۴) حلقه داخلی شامل فهرستی از متغیرهای P_i ، کنترل C_i ، حلقه خارجی شامل مکان متغیر های جانبی P_o و کنترلر C_o
۷۴.....

شکل ۶-۴) دیاگرام های بودی مربوط به حلقه داخلی ۷۵

شکل ۷-۴) دیاگرام های bode و نایکوئیست با کنترلر های داخلی و خارجی ۷۸

شکل ۸-۴) دیاگرام اندازه های بودی حلقه بسته با مقادیر مختلف ۷۹

شکل ۹-۴) دیاگرام سیستم کنترل نرخ- وضعیت ۸۰

شکل ۱۰-۴) پاسخ پله واحد سیستم جبران نشده $(2s+0/1)/(s^3+0/1s^2+6s+0/1)$ ۸۱

شکل 11-4) نمودار مکان هندسی سیستم $(2s+0/1)/s(s^2+0/1s+4)$ ۸۱

شکل ۱۲-۴) سیستم کنترل نرخ- وضعیت جبران شده ۸۲

شکل ۱۳-۴) قطب و صفر $G_c(s)$ ۸۴

شکل ۱۴-۴) نمودار مکان ریشه سیستم جبران شده ۸۶

شکل ۱۵-۴) پاسخ پله واحد سیستم جبران شده ۸۶

شکل ۱۶-۴) پاسخ شیب واحد سیستم جبران شده ۸۷

شکل ۱۷-۴) دیاگرام قطبی سیستم جبران نشده ۸۸

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

- شکل ۱۸-۴) دیاگرام قطبی سیستم جبران شده ۸۸
- شکل ۱۹-۴) نمودار بودی سیستم جبران نشده ۸۹
- شکل ۲۰-۴) نمودار بودی سیستم جبران شده ۸۹
- شکل ۱-۵) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم اصلی ۹۱
- شکل ۲-۵) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده با جبران کننده پیش افت ۹۲
- شکل ۳-۵) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده با جبران کننده پیش افت-پس افت ۹۲
- شکل ۴-۵) مقایسه ی پاسخ پله دو سیستم جبران شده و جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت ۹۳
- شکل ۵-۵) مقایسه ی پاسخ پله سیستم جبران شده و جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت ۹۳
- شکل ۶-۵) مقایسه پاسخ شیب سیستم جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت ۹۴
- شکل ۷-۵) مقایسه پاسخ شیب سیستم جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت ۹۴
- شکل ۸-۵) نمودار مکان هندسی سیستم اصلی $(2s+0/1)/s(s^2+0/1s+4)$ ۹۵

(ت)

- شکل ۹-۵) نمودار مکان ریشه سیستم جبران شده ۹۶
- شکل ۱۰-۵) پاسخ پله واحد سیستم جبران نشده $(2s+0/1)/(s^3+0/1s^2+6s+0/1)$ ۹۶
- شکل ۱۱-۵) پاسخ پله واحد سیستم جبران شده ۹۷
- شکل ۱۲-۵) پاسخ شیب واحد سیستم جبران شده ۹۷
- شکل ۱-پ) بلاک دیاگرام سیستم های حلقه باز و حلقه بسته ۱۰۱
- شکل ۲-پ) نمودار صفر و قطب تابع تبدیل $T1(s)$ ۱۰۴
- شکل ۳-پ) نمودار صفر و قطب تابع تبدیل $T3(s)$ ۱۰۵
- شکل ۴-پ) نمودار صفر و قطب تابع تبدیل $T2(s)$ ۱۰۵

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

- شکل ۵-پ) بلاک دیاگرام تابع $G(s)/1+G(s)$ برای محاسبه خطا ۱۰۶
- شکل ۶-پ) نمودار پاسخ پله واحد برای سیستم مرتبه دوم استاندارد ۱۰۸
- شکل ۷-پ) نمودار تعیین صفرو قطب و پارامتر های سیستم مرتبه دوم استاندارد ۱۰۹
- شکل ۸-پ) بلاک دیاگرام سیستم حلقه باز $K/s(s+10)$ ۱۱۰
- شکل ۹-پ) نمودار مکان هندسی ریشه ها برای سیستم $K(s+2)^2/s^3$ ۱۱۴
- شکل ۱۰-پ) نمودار مکان هندسی ریشه ها برای سیستم $K(s-2)(s+3)/s(s+2)$ ۱۱۵
- شکل ۱۱-پ) نمودار $Im - Re$ ۱۱۷
- شکل ۱۲-پ) نمودار $Im - Re$ و نمایش اندازه و زاویه دکارتی ۱۱۸
- شکل ۱۳-پ) نحوه محاسبه حد بهره از روی دیاگرام نایکوئیست ۱۲۰
- شکل ۱۴-پ) مدار الکترونیکی که برای $R_1C_1 > R_2C_2$ یک شبکه پیش افست و برای $R_1C_1 < R_2C_2$ یک شبکه پس افست است ۱۲۵
- شکل ۱۵-پ) جبران ساز پیش افست- پس افست ۱۲۶

فهرست جداول

- جدول (۱-۲) علایم اصلی سرعت ها، نیروها و گشتاورها ۱۰
- جدول (۲-۲) شروط پایداری طولی، سمتی و جانبی هواپیما ۱۴
- جدول (۳-۱) مقایسه حد فاز، حد بهره، فرکانس تقاطع فاز و بهره سیستم جبران شده و جبران نشده ۶۵

(ج)

پیش گفتار:

کنترل خودکار در پیشرفت علوم مهندسی نقشی حیاتی داشته است . کنترل خودکار علاوه بر نقش بسیار مهمی که در سیستم های فضاپیما ، هدایت موشک ، روبات ها و سیستم های مشابه داشته است ، بخش مهم و نا گسستنی از فرایند های صنعتی امروز است . کنترل خودکار در کنترل عددی ماشین های ابزار ، طراحی هواپیما های بی سرنشین و طراحی اتومبیل و کامیون کاملاً ضروری است . در فرایند های صنعتی متنوعی چون کنترل فشار ، دما ، رطوبت ، چسبندگی و جریان نیز کنترل خودکار نقش اساسی دارد .

این پروژه مفاهیم اساسی در تحلیل و طراحی سیستم های کنترل اتوماتیک پرواز را معرفی می کند . از آن جا که هدف این پروژه تحلیل از دید سیستم های کنترل مربوط به یک هواپیما (به عنوان مثال مدل حرکت طولی هواپیما) و طراحی جبران کننده و کنترلر های مناسب است ، کمتر به مسائل مربوط به مدل سازی و بدست آوردن تابع تبدیل می پردازیم . در یک مورد چگونگی بدست آمدن تابع تبدیل با استناد بر قوانین فیریک و معادلات حرکت مطرح می شود و در سایر موارد با استناد بر مدل سازی های انجام شده ، از تابع تبدیل ارائه شده برای تحلیل و طراحی کنترلر ها استفاده می شود .

(چ)

بخش های مختلف پروژه عبارتند از :

- عنوان پروژه و تحقیق
- معرفی عملکرد هواپیما و چهار نیروی اصلی پرواز (کلیات و تعاریف)
- حرکت یک هواپیما خودکار در وجه طولی
- حرکت عمودی شتاب دار و سیستم نرخ - وضعیت هواپیمای خودکار
- خلاصه پروژه و نتایج بدست آمده

فصل اول ، مربوط به تعریف پروژه است که در آن ، به طور کامل هدف و خواسته های پروژه بیان شده است. در این فصل فلوجارت طراحی جبران کننده، برای یک سیستم ارائه شده است.

در فصل دوم به بررسی سیستم های مکانیکی یک هواپیما ، اصول کلی پرواز و ابزار آلات استفاده شده در یک هواپیما می پردازیم و خلاصه ای از مسائل آیرودینامیکی هواپیما را ارائه می شود .

در فصل سوم از تابع تبدیل حرکت طولی هواپیما در وجه طولی استفاده کرده و به تحلیل آن خواهیم پرداخت . خواهیم دید که با رسم مکان هندسی ریشه ها ، سیستم از پایداری مناسبی برخوردار نیست بنابراین نیاز به جبران کننده خواهیم داشت . در ادامه توضیحاتی در مورد انواع جبران کننده ها و شرایط آن ها در مدار و نیز خواص آن ها ارائه می شود . سپس به طراحی کنترل کننده پیش افت و پیش افت- پس افت خواهیم پرداخت . در هر مرحله با استفاده از نرم افزار MATLAB مکان هندسی ریشه ها ، نمودار

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir
نایکویست ، دیاگرام بودی ، محاسبه خطای حالت ماندگار و همچنین مقایسه پاسخ پله واحد و شیب واحد
سیستم جبران شده و جبران نشده نیز ارائه می گردد .

در فصل چهارم با استفاده از قوانین فیزیک و معادلات حرکت ، حرکت عمودی شتاب دار یک جت
ارتشی را مدل سازی کرده ایم.

(ح)

در این بخش طراحی جبران کننده ها ، از نوع جبران کننده های موازی (پسخور) با رویکرد پاسخ
فرکانسی حلقه باز است که توضیحات آن در فصل سوم و پیوست اول نیز آمده است . در ادامه مدلی از یک
سیستم کنترل نرخ - وضعیت هواپیما ارائه می شود که خواهیم دید برای خواسته های مطلوب این سیستم
، به سه طبقه جبران کننده پیش افت نیاز داریم.

و سر انجام در فصل پنجم ، خلاصه پروژه و نتایج بدست آمده از طراحی جبران کننده های مختلف برای
سیستم ها بیان می گردد.

برای آشنایی با مفاهیم کنترل پایه ، در پیوست اول توضیحاتی در مورد کنترل خطی و ابزار های مورد
استفاده در تحلیل و طراحی کنترل کننده ها ارائه می شود. سعی شده است در این فصل تمامی مفاهیم
کنترل خطی به خصوص مکان هندسی ریشه ها و نمودار نایکویست گنجانیده شود . در پیوست دوم نیز
توضیحاتی در مورد مدارات الکترونیکی جبران کننده ها ارائه شده است.

دانلود پایان نامه ، پروژه های رایگان الکترونیک و فیلم های آموزشی **Melec.ir**

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی **Melec.ir**
برای طراحی، طراح باید به تمامی روش ها مسلط بوده و بهترین روش و بهترین کنترل کننده را برای سیستم انتخاب کند. به دلیل گستردگی مطالب، در این پروژه تنها به دو روش (رویکرد مکان ریشه و رویکرد پاسخ فرکانسی حلقه باز) برای طراحی بسنده شده است .

در آخر از استاد راهنما ، جناب آقای رضا زاده که مرا در این پروژه یاری نمودند تشکر و قدر دانی می کنم.

فصل اول

عنوان پروژه و تحقیق

۱-۱) عنوان پروژه:

طراحی و شبیه سازی جبران کننده مناسب برای کنترل اتوماتیک پرواز(AFC) .

۱-۲) تعریف پروژه:

هدف پروژه استفاده از توابع تبدیل مربوط به حرکات مختلف هواپیما در هوا و بررسی پایداری و ناپایداری و نیز عملکرد آن از طریق رسم مکان هندسی ریشه ها ، پاسخ پله واحد و پاسخ شیب واحد می باشد .

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

در ابتدا حرکت هواپیمای خودکار را داریم که تابع تبدیل آن به صورت زیر است :

انتخاب سیستم به صورت بیان شده، به دلیل تاپ ۱ بودن سیستم ، وجود قطب های مختلط و نیز وجود قطبی ناپایدار در تابع تبدیل حلقه باز است. به همین منظور سیستم مرتبه ۴ را برای تحلیل برگزیدیم.

$$G(s)H(s) = \frac{k(s+1)}{s(s-1)(s^2+9/6s+36)}$$

توجه شود که تابع تبدیل با مرتبه کمتر (ساده شده) و بیشتر (بسیار دقیق) نیز برای این سیستم وجود دارد.

می خواهیم بدانیم سیستم در ابتدا پایدار است یا خیر. برای این منظور مکان هندسی ریشه ها را برای سیستم رسم می کنیم . برای داشتن نتایج مطلوب انتظار داریم قطب های حلقه بسته غالب در $2+j4.36$ و $-2-j4.36$ قرار بگیرند . به بیان دیگر می خواهیم قطب های حلقه بسته غالب دارای $Wn=4$ و $\zeta=0.5$ باشند. توجه شود که سیستم مرتبه چهار است و انتظار داریم که سیستم مرتبه چهار همانند یک سیستم مرتبه دوم با $Wn=4$ و $\zeta=0.5$ عمل کند .

یکی دیگر از پارامتر های مهم در طراحی ثابت خطای شیب است . سیستم نوع یک است لذا خطا به ورودی شیب واحد محدود مخالف صفر است . برای داشتن نتایج مطلوب در خطا نیز انتظار داریم ثابت خطای شیب Kv ، ۱۰ برابر افزایش پیدا کند .

برای رسیدن به نتایج مطلوب به طراحی جبران کننده ها برای سیستم می پردازیم . جبران کننده ها انواع مختلفی دارند که هر کدام خواص و ویژگی خاصی دارند و می توانند پارامتر های سیستم را به مقادیر مورد نظر طراح تبدیل کنند . برای این سیستم نیز انواع جبران کننده ها آزمایش می شود و در هر مورد، پاسخ پله واحد و شیب واحد سیستم جبران شده را با سیستم جبران نشده مقایسه می کنیم که آیا به نتایج مطلوب دست یافته ایم و اگر به خواسته های مطلوب نرسیده ایم علت چیست . دیاگرام های بودی و قطبی نیز برای سیستم جبران شده و جبران نشده ارائه می گردد. در این پروژه طراحی کنترل کننده ها با رویکرد مکان هندسی ریشه ها انجام می گردد چه بسا روش های گوناگونی برای طراحی جبران کننده ها وجود

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

دارد که اطلاعاتی در مورد طراحی کنترلر ها با رویکرد پاسخ فرکانسی نیز در اختیار قرار می گیرد . جبران کننده انتخابی از نوع سری (با تابع تبدیل حلقه باز) است . توضیحات مربوط به جبران کننده ها در فصل سوم ارائه می گردد .

در ادامه به بررسی حرکت عمودی شتاب دار هواپیما در هوا خواهیم پرداخت . در این مورد به چگونگی بدست آمدن تابع تبدیل از طریق مدل سازی و استفاده از معادلات حرکت و معادلات حالت اشاره خواهد شد .

در سیستم های پیچیده همانند سیستم حرکت عمودی شتاب دار هواپیما، به سادگی نمی توان جبران کننده برای سیستم طراحی نمود ؛ در سیستم های پیچیده می بایست جبران کننده ها از نوع موازی و یا پسخور انتخاب شوند که خواهیم دید با طراحی جبران کننده در حلقه خارجی و داخلی به نتایج مطلوب می رسیم.

در طراحی جبران کننده ها ، روش های گوناگونی وجود دارد که طراح با توجه به مشخصات و پارامتر های مطلوب مسئله روش مناسب را بر می گزیند .

در انتها نیز سیستم کنترل نرخ-وضعیت هواپیما خودکار بررسی می شود که تابع تبدیل حلقه بسته آن چنین است:

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{2s + 0/1}{s^3 + 0/1s^2 + 6s + 0/1}$$
$$S_{1,2} = -0/0417 \pm J2/44$$
$$S_3 = 0/0167$$

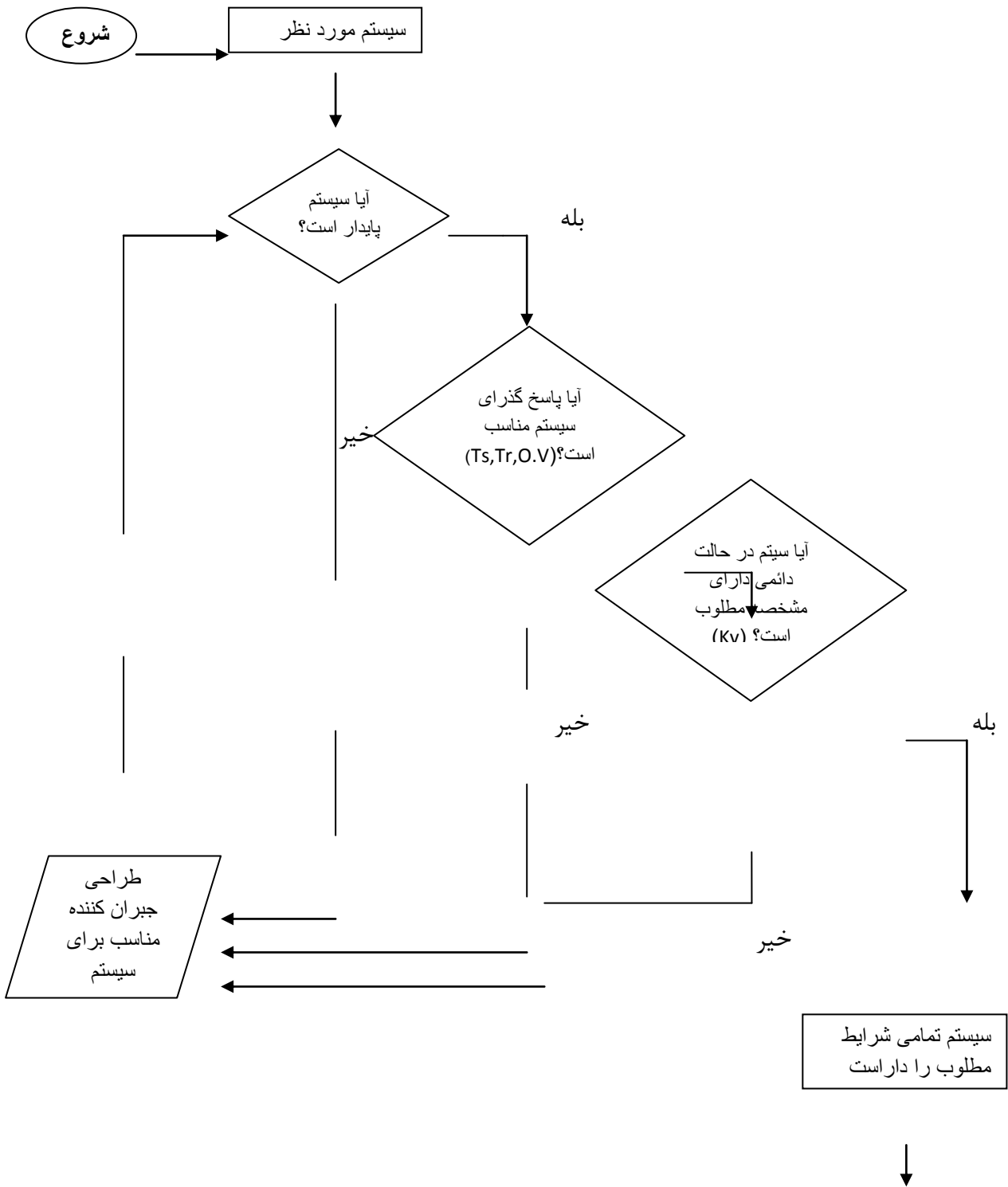
با رسم مکان ریشه و پاسخ پله واحد سیستم ، پایداری و عملکرد سیستم را مشاهده خواهیم کرد و برای داشتن نتایج مطلوب تر همانند سیستم حرکت طولی ، قطب های حلقه بسته غالب را در $\zeta=0.5$ و $W_n=4$ قرار می دهیم . برای رسیدن به مکان ریشه مطلوب باید جبران کننده ای طراحی شود که باعث گردد قطب

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

های حلقه بسته در rlocus، در مکان خواسته شده قرار گیرند . مشاهده خواهیم کرد که با طراحی یک طبقه جبران ساز به نتایج مطلوب نخواهیم رسید .

برای آشنایی و اطلاع از دینامیک هواپیما و ابزار آلات و سیستم های استفاده شده در هواپیما ها اعم از : ناوبری-هدایت-کنترل و پایداری در پرواز ، در فصل دوم توضیحاتی در مورد مسائل ایرودینامیکی هواپیما و سیستم های موجود در هواپیما ارائه می گردد . در ادامه عملکرد هواپیما و چهار نیروی اصلی پرواز و حرکت های مختلف هواپیما در هوا اعم از : پرواز یکنواخت - پرواز شیب دار یکنواخت - بالا رفتن یکنواخت - گردش یکنواخت - نشست هواپیما و کنترل از طریق روشنایی و روابط حاکم بر آن ها ارائه خواهد گردید . برای کمک به محققان مبتدی در زمینه این پروژه در قسمت ضمائم توضیحاتی در مورد مفاهیم کنترل پایه ارائه شده است.

در شکل ۱-۱ فلوچارت طراحی جبران کننده برای یک سیستم نشان داده شده است.



شکل (۱-۱) فلوجارت طراحی جبران کننده برای یک سیستم

فصل دوم

کلیات و تعاریف

(۲-۱) مقدمه

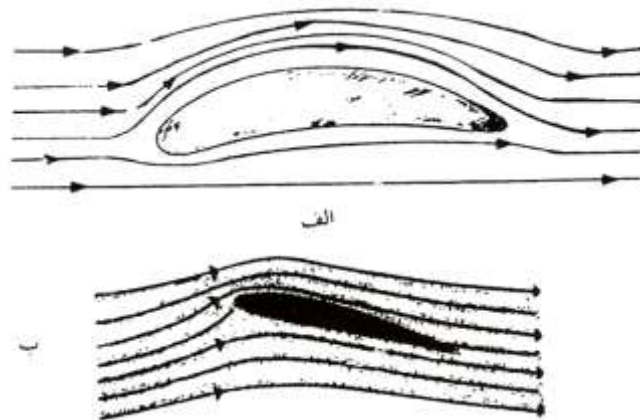
مبحث کنترل و پایداری هواپیما یک موضوع تخصصی و نسبتاً پیچیده ای است برای ورود به این مبحث، هر خواننده ای لازم است با الفبای موضوع، علائم و قراردادهای و نیز روش کلی طرح مباحث آشنایی داشته باشد. از این رو در این فصل ضمن طرح کلی مباحث و ارائه یک دورنما از موضوعات اصلی، با مفاهیم اساسی و تعاریف اولیه آشنا خواهید شد. معرفی علائم، قراردادهای، واژه های کلیدی، اجزای اصلی هواپیما که

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

نقش اصلی را در کنترل و پایداری هواپیما به عهده دارند، به علاوه برخی مباحث ریاضی که کاربرد زیادی از مطالبی است که در این فصل به آنها خواهیم پرداخت.

هواپیما: یکی از کاربرد های بسیار مهم تغییر فشاری که در یک نقطه در مسیر حرکت سیال بر

اثر تغییر سرعت پیش می آید در ساختن و استفاده از هواپیما است . در هواپیماها به علت خمیدگی مخصوص و محاسبه شده ای که به سطح بال هواپیماها می دهند ، خطوط جریان هوا در سمت بالا به هم نزدیک و در سمت پایین از یکدیگر دور می شوند . بنابراین ذرات در سطح بالایی سریع تر از ذرات هوا در سطح پایینی حرکت می کنند . یعنی فشار در بالا کمتر از پایین است و بال های هواپیما تحت تأثیر این اختلاف فشار (اختلاف نیروی ایجاد شده بر اثر اختلاف فشار) هواپیما را بالا می برند . (شکل ۱-۲ الف)



شکل ۱-۲) خطوط جریان هوا و اختلاف فشار ایجاد شده توسط طرز قرار گرفتن بال ها

حال اگر بال نسبت به امتداد سرعت سیال دارای زاویه باشد ، جریان آشفته در بالای بال وسعت بیشتری می گیرد و کاهش فشار در بالا بیشتر شده و در نتیجه نیرویی که به بال در جهت بالا وارد می شود افزایش می یابد (شکل ۱-۲ ب). حال هواپیمایی را در نظر بگیریم که در ارتفاع معینی با سرعت ثابت پرواز می کند ، بنابراین هواپیما در حال تعادل دینامیکی است ، یعنی برآیند نیروهای نیروهای خارجی وارد بر آن صفر است . در این حالت سه نیرو بر هواپیما وارد می شود .

۱. نیروی وزن mg به گرانیگاه وارد می شود و جهت آن به طرف زمین است .

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

۲. نیروی جلوبر F که توسط موتور تأمین می گردد .

۳. نیروی اصطحکاک (مقاومت هوا) f که برآیند نیروهای مقاومت هوا بر بدنه و بال های

هواپیما است.

۲-۲) قراردادهای

بدون قراردادهای نمی توان هیچ موضوع فنی را دنبال کرد. کتب مختلف، هر یک قراردادهایی را پایه قرار داده اند که بعضاً با دیگر کتب اختلاف دارند. به خصوص میان کتب آمریکایی و انگلیسی این اختلاف کاملاً واضح است. بر این اساس و به منظور یکسان سازی علائم و جهات، لازم است قراردادهایی را مبنا قرار دهیم.

۲-۲-۱) محوره های مختصات

برای توصیف حرکت یک هواپیما لازم است سیستم مختصات مناسب را به منظور فرموله کردن معادلات حرکت تعریف کنیم. معمول است که از محوره های مختصات کارتیزین - سه محور که دو به دو بر هم عمودند - استفاده می شود. این محورها را به ۳ صورت می توان بکار برد که هر یک قابلیت های خاصی دارند؛ این سه محور مختصات عبارتند از :

۱- **محوره های ثابت روی زمین (Fixed)** : همانطور که از نام این محوره های مشخص است، این گونه

محوره های مختصات روی زمین ثابت بوده و با حرکت هواپیما حرکت نمی کند. برای توصیف حرکت هواپیما نسبت به یک منبع هوایی دیگر، از این سیستم محورها استفاده می - شود. به دلیل محدودیت هایی که این محورها دارند، در موارد زیادی از محوره های دیگری استفاده می شود که کاربرد فراوانتری دارند.

۲- **محوره های بدنه (body) یا دستکاه بدنی** : این محوره های مختصات روی هواپیما قرار داشته و با

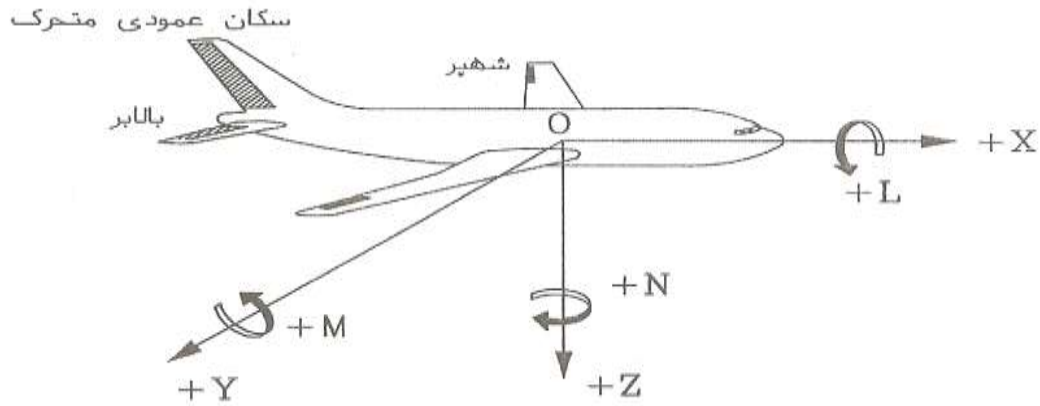
آن حرکت می کنند (با چرخش هواپیما می چرخند). مرکز این محورها منطبق بر مرکز ثقل cg

هواپیما بوده و یکی از محورها (محور X ها) در راستای خط مرکزی بدنه است. همانطور که شکل 2-

۲ نشان می دهد، محور دیگر (محور Z ها) عمود بر محور اول و به سمت زیر بدنه جهت دارد. محور

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

سوم (محور Y ها) بر این دو محور عمود و در راستای بال راست است. سرعت های زاویه ای حرکت هواپیما نسبت به این محورها سنجیده می شوند. صفحه XZ تقارن هواپیما محسوب می شود.

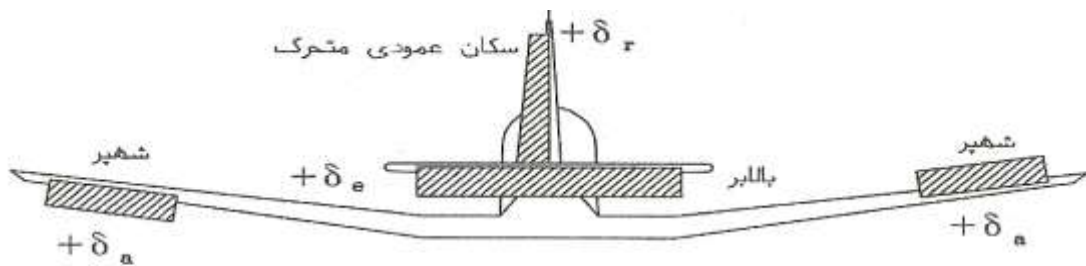


شکل ۲-۲) محور مختصات بدنه و سطوح کنترل

۳- محوره های باد (wind) یا دستگاه بادی : این محوره های مختصات شبیه محوره های بدنه با هواپیما حرکت کرده و مرکز آن منطبق با مرکز ثقل است؛ اما محور X ها با جهت باد (جهت هوای برخورد کننده با هواپیما) یا مسیر حرکت منطبق می باشد. در مواردی استفاده از این سیستم محورها باعث سهولت محاسبات می گردد. بطور کلی دو محور باد و بدنه محوره های متحرک، و محور زمینی ثابت می باشد. معمولاً محوره های ثابت روی زمین به منظور مکانیابی (Navigation)، محوره های بدنه به منظور شبیه سازی (Simulation) پرواز، و محوره های باد به منظور تحلیل پایداری استفاده می شوند. جهت فلش در شکل ۲-۲ جهت مثبت را نشان می دهد. دوران حول محور X ها چرخش (roll)، دوران حول محور Y ها پیچش (pitch) و دوران حول محور Z ها، گردش (yaw) نامیده می شود. جهت مثبت دوران بدین صورت است که اگر به جای خلبان نشسته باشیم (روی مرکز مختصات) و به سمت فلش نگاه کنیم، دوران در جهت چرخش عقربه های ساعت را مثبت می گیریم.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

سه سطح کنترل اصلی هواپیما، بالابر یا سکان افقی متحرک، شهپر و سکان عمودی متحرک می باشند. شکل ۲-۳ جهت مثبت چرخش سطوح کنترل را نشان می دهد. همانطور که ملاحظه می شود، جهت مثبت چرخش بالابر و شهپر، گشتاور مثبت تولید می کنند ولی جهت مثبت سکان عمودی متحرک، نیروی مثبت جانبی ایجاد می کند. بنابراین جهت مثبت سکان عمودی متحرک، گشتاور منفی گردش تولید می کند. این یک قرارداد است.



شکل ۲-۳ جهت مثبت چرخش سطوح کنترل (نمای پشت)

۲-۲-۲) علایم اصلی

در این بخش علایم اصلی را خواهید شناخت. جدول ۲-۱ علایم متغیرهای سرعت، نیرو و گشتاور حول سه محور اصلی را نشان می دهد.

گشتاور آیرودینامیکی حول محور Xها را گشتاور چرخشی گویند. گشتاور آیرودینامیکی حول محور Yها را گشتاور چرخشی می نامند. گشتاور آیرودینامیکی حول محور Zها گشتاور گردشی نامیده می شود. این گشتاورها از روابط زیر بدست می آیند:

$$L = C_l Q S b \tag{۲-۱}$$

$$M = C_m Q S \bar{C} \tag{۲-۲}$$

$$N = C_n Q S b \tag{۲-۳}$$

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

در این روابط C_1 و C_m و C_n به ترتیب ضرایب گشتاورهای چرخشی، پیچشی و گردشی، S مساحت مرجع (ناخالص) بال، b دهنه بال، \bar{C} وتر متوسط آیرودینامیکی بال و Q فشار دینامیکی نام دارند که Q برابر است با:

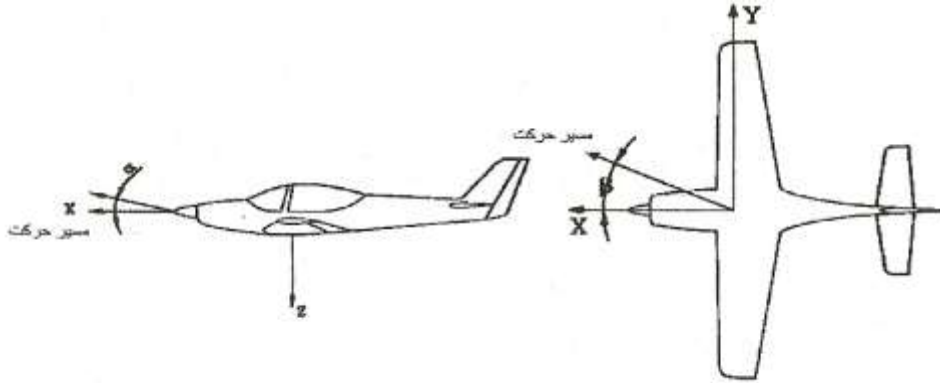
$$Q = \frac{1}{2} \rho u^2$$

محور			متغیر	ردیف
Zها	Yها	Xها		
r	q	ρ	سرعت زاویه ای حول هر محور	۱
w	v	U	سرعت خطی در جهت هر محور	۲
Z	Y	X	نیرو در جهت هر محور	۳
N	M	L	گشتاور آیرودینامیکی حول هر محور	۴
I_{zz}	I_{yy}	I_{xx}	ممان اینرسی جرمی حول هر محور	۵

جدول (۱-۲) علایم اصلی سرعت ها، نیروها و گشتاورها

که ρ چگالی هوا و u (یا U) سرعت رو به جلو^۱ حرکت هواپیما می باشند. در همین جا مناسب است دو زاویه مهم نیز معرفی شوند. هرگاه مسیر حرکت (محور Xها) در صفحه XZ ، با محور خط بدنه اختلاف زاویه داشته باشد، به آن زاویه، زاویه حمله (α) گویند. هرگاه مسیر حرکت در صفحه XY ، با محور خط بدنه اختلاف زاویه داشته باشد (توجه به شکل ۴-۲) به آن زاویه، زاویه لغزش جانبی (β یا Sideslip) گویند. توجه نمایید که در شکل ۴-۲، شکل سمت راست در دستگاه بدنه و شکل سمت چپ در دستگاه باد ترسیم شده است.

^۱ این سرعت، سرعت نسبی هواپیما نسبت به هوا (airspeed) است.



شکل ۴-۲) زوایای حمله و لغزش جانبی

با توجه به سرعت های خطی می توان نوشت :

$$\tan \alpha = \frac{W}{U} \quad (۲-۵)$$

$$\tan \beta = \frac{V}{U} \quad (۲-۶)$$

در صورت کوچک بودن زوایای α و β (کمتر از ۱۰ درجه)، می توان تانژانت زوایه را با سینوس زوایه مساوی فرض کرد، لذا

$$\sin \alpha = \frac{W}{U} \quad (۲-۷)$$

$$\sin \beta = \frac{V}{U} \quad (۲-۸)$$

در همین جا مناسب است تعریف دقیقی از سه حرکت طولی، سمتی و جانبی ارائه شود. حرکت طولی، به هر گونه حرکت، اعم از خطی یا دورانی، در صفحه XZ گفته می شود. هرگونه حرکت، اعم از خطی یا دورانی، در صفحه XY حرکت سمتی نامیده می شود. حرکت جانبی نیز به هرگونه حرکت، اعم از خطی یا دورانی، در صفحه YZ گفته می شود. لذا پیچش (حول محور Yها)، یک حرکت طولی؛ گردش (حول محور Zها)، یک حرکت سمتی؛ و چرخش (حول محور Xها)، یک حرکت جانبی محسوب می شود. جلو رفتن هواپیما یا بالا و پایین رفتن آن، حرکتی طولی، ولی به چپ و راست رفتن آن، یک حرکت سمتی منظور می گردد.

۲-۳ مفاهیم تعادل، کنترل، پایداری، ناوبری و هدایت

۲-۳-۱ تعادل (Trim)

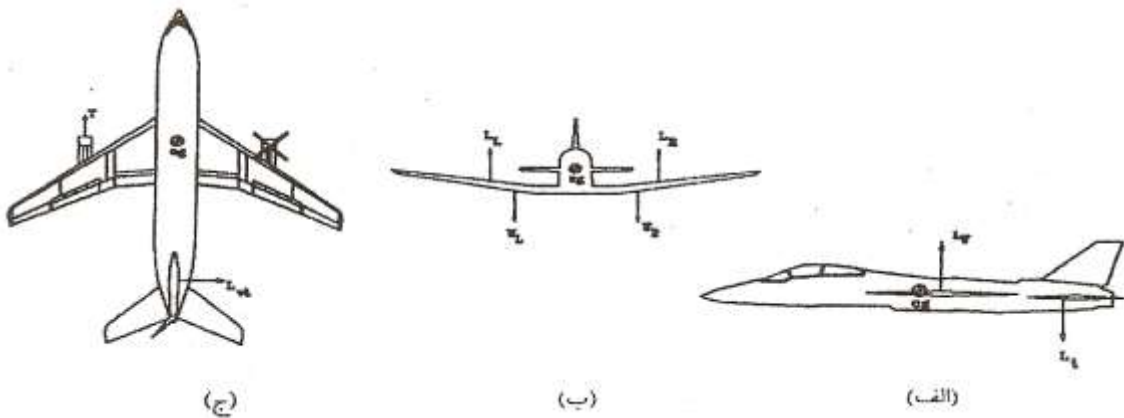
هنگامی که مجموع گشتاورهای کلیه نیروها حول مرکز ثقل برابر با صفر باشد، می‌گوییم هواپیما در حال تعادل است. این تعادل حول هر سه محور Xها، Yها و Zها تعریف می‌شود:

$$\sum L_{cg} = 0 \quad (۲-۹)$$

$$\sum M_{cg} = 0 \quad (۲-۱۰)$$

$$\sum N_{cg} = 0 \quad (۲-۱۱)$$

معادله ۲-۵ معادله تعادل جانبی هواپیما، معادله ۲-۶ معادله تعادل طولی هواپیما و معادله ۲-۷ معادله تعادل سمتی هواپیما می‌باشند (توجه به شکل ۲-۵). به طور کلی نیروهایی می‌توانند در تعادل هواپیما تاثیر گذارند عبارتند از نیروی برای بال، نیروی برای دم افقی، نیروی برای دم عمودی، نیروی رانش موتورها و نیروی پسا. بدیهی است نیروی وزن، هیچ گشتاوری حول مرکز ثقل هواپیما وارد نمی‌کند. هنگامی که به هر دلیل هر یک از نیروها یا دیگر گشتاورها تغییر کرده و تعادل هواپیما را بر هم زنند، خلبان برای حفظ تعادل، دیگر نیروها را به مقدار مورد نیاز تغییر می‌دهد.



شکل ۲-۵) تعادل طولی، جانبی و سمتی

۲-۳-۲ کنترل

تغییر حالت هواپیما از حالت تعادل اولیه به حالت تعادل ثانویه را کنترل هواپیما گویند. کنترل نیز حول هر سه محور مختصات مطرح است: کنترل طولی، کنترل سمتی و کنترل جانبی. کنترل کننده هواپیما، خلبان و کنترل کننده هواپیمای بدون سرنشین یا موشک ها، خلبان خودکار می باشد. قطعاً هواپیما در صورتی قابل کنترل خواهد بود که خلبان قدرت کافی را برای انجام این کار داشته باشد. معمولاً خلبان کنترل هواپیما را از طریق سطح کنترل که همان شهپر، بالابر و سکان عمودی متحرک (توجه به شکل 3-2) می باشند، اعمال می کند. خلبان برای کنترل هواپیما این سطوح را با اعمال نیروی دست و پای خود را از طریق دسته و پاهل یا پدال چرخانده و تعادل هواپیما را به شرایط جدید منتقل می کند. از آنجا که بخشی از چرخش یک سطح کنترل به منظور حفظ تعادل هواپیما استفاده می شود، لذا برای کنترل هواپیما نمی توان از تمام محدوده چرخش سطوح کنترل استفاده کرد. سیستم کنترل، فرمان های هدایتی را از سیستم هدایت دریافت کرده و اطلاعات مختصات هواپیما را از سیستم ناوبری دریافت می کند.

۲-۳-۳ پایداری

تمایل ذاتی هواپیما در مخالفت با هرگونه اغتشاش داخلی یا بازگشت به حالت تعادل اولیه پس از برخورد هرگونه اغتشاش خارجی، را پایداری گویند. منظور از اغتشاش داخلی، دستورات خلبان و منظور از اغتشاشات خارجی، تلاطمات جوی اعم از تندباد ناگهانی (gust)، باد و ... می باشد. در پایداری هواپیما، خلبان هیچگونه دخالت و نقشی ندارد بلکه این خود هواپیما است که باید قادر باشد تعادلی را که خلبان بر او اعمال کرده، حفظ کند. پایداری نیز حول هر سه محور مطرح است: پایداری طولی، پایداری جانبی و پایداری سمتی. کلیه اجزاء هواپیما در پایداری نقش دارند، ولی به طور کلی عامل اصلی در پایداری طولی، دم افقی است. عامل اصلی در پایداری سمتی، دم عمودی است و عامل اصلی در پایداری جانبی، زاویه فراز بال می باشد. پایداری به طور کلی دو نوع است: پایداری استاتیکی

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir و پایداری دینامیکی. پایداری استاتیکی، صرفاً مخالفت ذاتی هواپیما با هرگونه اغتشاش (اعم از داخلی و خارجی) است ولی پایداری دینامیکی، بازگشت نهایی هواپیما به حالت تعادل اولیه- پس از برخورد اغتشاش خارجی- می باشد.

شرط پایداری استاتیکی طولی	شرط پایداری استاتیکی سمتی	شرط پایداری استاتیکی جانبی
$C_{m\alpha} < 0$	$C_{n\beta} < 0$	$C_{l\beta} < 0$

الف) شروط پایداری استاتیکی

شرط پایداری دینامیکی طولی (Longitudinal)	قسمت صحیح هر ۴ ریشه معادله مشخصه طولی هواپیما (مقادیر ویژه ماتریس حالت طولی) بایستی منفی باشند.
شرط پایداری دینامیکی سمتی- جانبی (Lateral- Directional)	قسمت صحیح هر ۴ ریشه معادله مشخصه سمتی- جانبی هواپیما (مقادیر ویژه ماتریس حالت سمتی- جانبی) بایستی منفی باشند.

ب) شروط پایداری دینامیکی

جدول ۲-۲) شروط پایداری طولی، سمتی و جانبی هواپیما

جدول ۲-۲) شروط پایداری طولی، سمتی و جانبی را در دو بخش استاتیکی و دینامیکی بطور خلاصه نشان می دهد.

۴-۳-۲) ناوبری (Navigation)

اندازه گیری مختصات هواپیما و دیگر متغیرهای حرکتی یک هواپیما در هر لحظه توسط وسایل ویژه اندازه گیری، را ناوبری می گویند. این اطلاعات، توسط سیستم ناوبری اندازه گیری و محاسبه می شود و به دو سیستم کنترل و سیستم هدایت ارسال می گردند. بطور کلی دو گونه ناوبری وجود دارند: ۱- ناوبری به کمک تجهیزات خارجی، ۲- ناوبری بدون استفاده از تجهیزات خارجی. به نوع دوم، ناوبری اینرسیایی (Inertial Navigation) گویند. نوع اول از تجهیزات و منابع خارجی مانند امواج رادیویی، و لیزری و یا

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

اطلاعات رسیده توسط امواج الکتریکی از طریق سیم استفاده مانند امواج رادیویی، و لیزری و یا اطلاعات رسیده توسط امواج الکتریکی از طریق سیم استفاده می کند. مهم ترین و پر استفاده ترین سیستم ناوبری، سیستم مکانیابی جهانی (Global Positioning system (GPS)) می باشد که امواج رادیویی دریافتی از ماهواره های این سیستم را بکار می گیرد. دو ویژگی منحصر به فرد سیستم ناوبری اینرسیایی عبارتند از :
۱- استقلال از منابع خارجی، ۲- تعیین موقعیت دورانی هواپیما علاوه بر موقعیت انتقالی آن. یکی از مسائل مهم در سیستم ناوبری، میزان دقت در اندازه گیری موقعیت و مکانیابی وسیله پرنده است. مهم ترین وسیله اندازه گیری در ناوبری اینرسی، ژيروسکوپ است. خواننده محترم جهت کسب اطلاعات بیشتر به منابع تخصصی تر ارجاع داده می شود.

۵-۳-۲) هدایت (Guidance)

هدایت، تعیین مسیر آینده پروازی (Trajectory) هواپیما می باشد. سیستم هدایت هواپیما مسیر پرواز هواپیما را بر طبق قانون هدایت (Guidance Law) تعیین نموده و آنرا به سیستم کنترل فرمان می دهد. در یک مقایسه کوتاه می توان گفت که سیستم ناوبری، موقعیت فعلی و مسیر گذشته هواپیما را اندازه گیری می کند ولی سیستم هدایت، مسیر آینده را تعیین می نماید. سیستم هدایت، هواپیما یا موشک را به سمت یک هدف از پیش تعیین شده راهنمایی می کند. لذا سیستم هدایت علاوه بر اطلاعات دریافتی از سیستم ناوبری، موقعیت لحظه ای هدف (Target) را راساً توسط تجهیزات داخلی خود (مانند رادار) اندازه گیری می کند. معیار سیستم هدایت در تعیین مسیر آینده هواپیما، موفقیت در رسیدن به هدف (یا برخورد با هدف) با صرف کمترین هزینه (انرژی) می باشد.

۴-۲) آلات دقیق و ابزار کنترل پرواز

همانطور که در بخش قبل اشاره شد، برای حفظ تعادل هواپیما و کنترل آن، خلبان نقش اساسی دارد. خلبان برای این منظور پس از اندازه گیری متغیرهای زیادی- که از طریق صفحات نمایشگر موجود در کابین خود ملاحظه می کند- نیروی لازم را توسط دست و پای خود از طریق ابزارهایی به هواپیما اعمال می

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

کند. بدین ترتیب خلبان هواپیما را تا مقصد هدایت می نماید. در این بخش با چند ابزار مهم کنترل، که در اختیار خلبان است و تعدادی از آلات دقیق هواپیما آشنا می شوید.

۱-۴-۲) ابزار کنترل هواپیما

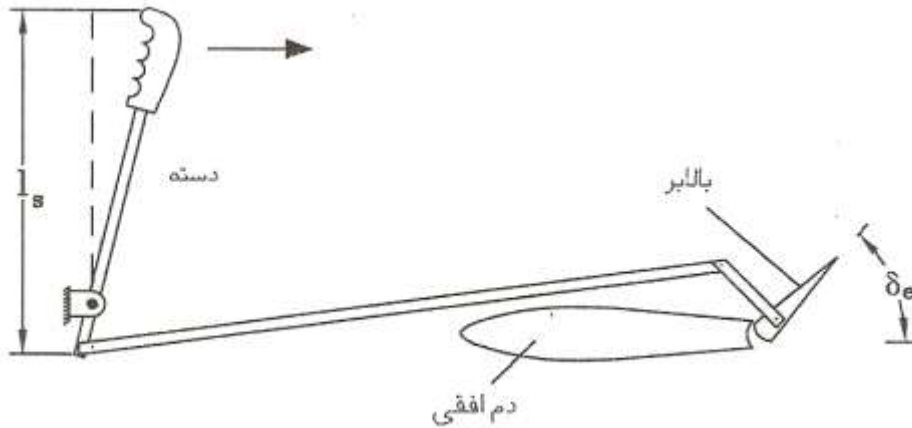
هدف از این بخش، آشنایی اولیه با چند ابزار مهم کنترل پرواز است که خلبان نیروی لازم را از طریق آنها به هواپیما وارد می کند. تعداد و نوع ابزار کنترل موجود در کابین خلبان بسته به نوع، سال ساخت و سازنده هواپیما فرق می کند. جهت آشنایی کلی با این ابزار، سه وسیله اصلی کنترل پرواز، که در اکثر هواپیماها یکسان است و عبارتند از دسته، پدال و دسته گاز معرفی می گردند.

۱- دسته (Stick) یا فرمان (yoke یا wheel): کنترل تعادل هواپیما از طریق سطوح کنترل

انجام می پذیرد. سه سطح کنترل اصلی هواپیما (توجه به شکل 3-۲) معمولاً شهپر، سکان عمودی متحرک و سکان افقی متحرک یا بالابر است. خلبان با چرخش این سطوح حول محور هر یک از آنها، گشتاوردی تولید کرده که سبب تعادل یا کنترل در هر یک از محورهای سه گانه X و Y و Z می گردد. چرخش شهپر سبب تولید گشتاور چرخشی، چرخش سکان عمودی متحرک باعث تولید گشتاور گردشی و چرخش سکان افقی متحرک باعث تولید گشتاور پیچشی می شود. خلبان دو سطح کنترلی سکان افقی متحرک و شهپر را از طریق حرکت دسته یا فرمان (توجه به شکل 6-۲) می چرخاند. معمولاً هرگاه دسته به سمت خلبان (عقب) کشیده شود، سکان افقی متحرک به بالا چرخیده و لذا دماغه هواپیما بالا می آید. حرکت دسته به چپ و راست نیز باعث می شود یک بال هواپیما بالا رفته و بال دیگر پایین بیاید.

بنابراین دو نوع حرکت هواپیما (پیچش و چرخش) از طریق دسته، کنترل می شوند. البته در برخی از هواپیماها به جای دسته از فرمان استفاده می شود که همان کار را انجام می دهد. در این صورت چرخش فرمان، سبب حرکت شهپرها و کشیدن یا فشار دادن فرمان، باعث حرکت بالابر می شود. خلبان در طول پرواز دائماً باید دسته را در دست داشته باشد و با توجه به شرایط جو، سرعت، وزن، ارتفاع پروازی و ... آن را حرکت دهد. در بسیاری از هواپیماها کنترل دسته را در بخشی از مسیر پرواز (سیر) به

سیستم مکانیکی خلبان خودکار می سپارند. در موشک های کروز در طول مدت پرواز، کنترل به عهده دستگاه خلبان خودکار است.



شکل ۶-۲) مکانیزم چرخش سکان افقی متحرک توسط حرکت دسته

۲- پدال (پاهل): یکی از ابزارهایی که خلبان در طول پرواز به منظور کنترل هواپیما در اختیار دارد پاهل است. پاهل دو تکه است، که در زیر پای چپ و راست خلبان قرار دارند. خلبان با فشار دادن یکی از آنها سبب چرخش سکان عمودی متحرک به چپ و راست و متعاقباً باعث گردش دماغه به چپ و راست می گردد.

تقریباً در تمام هواپیماها، کنترل چرخش سکان عمودی متحرک با پاهای خلبان است. به دلیل بالاتر بودن سکان عمودی متحرک از مرکز ثقل اکثر هواپیماها، هرگاه این سکان به چرخش درآید، علاوه بر گردش دماغه به چپ یا راست، هواپیما حول محور Xها نیز چرخش می نماید. در اغلب هواپیماها، چرخش چرخ جلو هواپیما در روی باند برای دور زدن و نیز عمل ترمز از طریق همین پدال صورت می پذیرد. امروزه برای دور زدن، دو ابزار دسته و پدال به طور همزمان بکار گرفته می شوند تا فرآیند دور زدن هماهنگ باشد.

۳- دسته گاز (throttle): عامل اصلی تولید انرژی، قدرت یا نیروی جلو برنده در هواپیما موتور آن می باشد. انرژی تولیدی موتور به ترکیب و مقدار سوخت و هوایی که وارد موتور می شود، بستگی دارد. کنترل مقدار سوخت و هوای وارده به محفظه از طریق دسته گاز و ابزارهای جانبی صورت می

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

گیرد. خلبان هر چه بخواهد انرژی تولیدی و دور موتور را افزایش دهد، دریچه هوای ورودی به موتور (و متعاقباً مقدار سوخت ورودی به موتور) را بازتر می کند. بسته به نوع ماموریت و حالت پروازی، مقدار قدرت یا نیروی جلو برنده موتور فرق می کند و لذا خلبان با توجه به این نکته دسته گاز را حرکت می دهد. لازم به ذکر است که ابزارهای دیگری از جمله دسته چرخش بر افزا، چرخ تعادل، دسته چرخش براگیر و ... نیز در هواپیماها وجود دارند.

۲-۴-۲) ابزارهای اندازه گیری در هواپیما

هر خلبان برای کنترل و هدایت صحیح هواپیمای خود نیازمند اطلاعاتی است که وضعیت و حالت سیستم ها، موتور و مشخصات پروازی هواپیما را در خود داشته باشد. بدین منظور از آلات دقیق یا ابزارهای اندازه گیری ویژه استفاده می کند. بطور کلی آلات دقیق هواپیما به سه دسته تقسیم بندی می شوند:

الف- آلات دقیق موتور

ب- آلات دقیق سیستم ها

ج- آلات دقیق پروازی و ناوبری

تقریباً همه آلات و ابزارها اطلاعات خود را از طریق صفحات و نمایشگرهای ویژه ای که در کابین خلبان و معمولاً در جلوی چشم او قرار دارند در اختیار وی قرار می دهند. خلبان در هر لحظه با خواندن اطلاعات و علائم این آلات، تصمیم می گیرد که چگونه هواپیما را برای انجام ماموریت خود هدایت و کنترل نماید. تعداد و نوع این آلات فراوان است و بستگی به نوع، سال تولید و سازنده هواپیما دارد. از جمله مهمترین آنها می توان از قطب نما، سرعت سنج، ارتفاع سنج، فشار سنج، نشانگر شدت اوجگیری، نشانگر زاویه حمله هواپیما، نشانگر زاویه چرخش دماسنج، گیرنده و فرستنده، نشانگر وضعیت چرخها، نشانگر مقدار سوخت، دورسنج، گشتاور سنج، رادار و بوق واماندگی نام برد. شکل ۲-۷-۲ نمایی از آلات دقیق و ابزار کنترل در کابین خلبان یک هواپیما را به عنوان نمونه نشان می دهد. در این بخش فقط به توضیح سه ابزار مهم یعنی سرعت سنج، ارتفاع سنج و قطب نما می پردازیم.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

سه متغیر سرعت، ارتفاع و شدت اوجگیری با هدایت هوای اطراف هواپیما از طریق سوراخ ها و لوله هایی به داخل ابزارهای ویژه ای اندازه گیری می شوند. این سوراخ ها که روی بال یا بدنه هواپیما وجود دارند بسیار ریز بوده و تمیزی و عدم گرفتگی آنها ضامن ایمنی پرواز است. در صورتی که به دلیل برف یا گرد و غبار، این سوراخ ها مسدود شده باشند، اندازه گیری سرعت و ارتفاع با اشتباه همراه خواهد بود و ممکن است سبب بروز سانحه ناخوشایندی گردد. به لوله ای که هم فشار استاتیکی هوا و هم فشار کل هوا را اندازه می گیرد لوله پیتو (Pitot tube) گویند. به لوله ورودی که فقط فشار استاتیکی محیط را اندازه گیری می کند لوله استاتیک پیتو (pitot Static) گویند.

۱- **سرعت سنج:** سرعتی که سرعت سنج هواپیما اندازه گرفته و نشان می دهد و مورد نظر خلبان نیز هست، سرعت حرکت هواپیما نسبت به هوای محیط اطراف (و نه یک منبع ساکن روی زمین) می باشد. لذا معمولاً به جای بکار بردن کلمه «سرعت» در هواپیما عبارت «سرعت هوا» بکار می رود. همین سرعت است که خلبان بایستی مواظب باشد تا از سرعت وامندگی کمتر نشده و از سرعت عبور ممنوع هم تجاوز نکند. در هواپیماهای کوچک معمولاً سرعت بر حسب نات، کیلومتر بر ساعت یا مایل بر ساعت بیان می شود ولی در هواپیماهایی که با سرعت حدود صوت یا مافوق صوت پرواز می کنند، سرعت بر حسب عدد ماخ نیز اندازه گیری و نشان داده می شود. هر هواپیما سرعت های مهم زیادی دارد که یک خلبان باید آنها را بداند و بسته به نوع مأموریت و حالت پروازی آن را انتخاب کند.



شکل ۷-۲) نمایی از آلات دقیق و ابزار کنترل در کابین خلبان هواپیمای باندیرانته

۲- ارتفاع سنج : یکی دیگر از مهم ترین ابزارهای اندازه گیری در کابین خلبان، ارتفاع سنج است. حفظ ارتفاع برای جلوگیری از برخورد با کوهها و دیگر هواپیماها با خواندن ارتفاع از صفحه نمایشگر ارتفاع سنج صورت می گیرد. معمولاً هواپیما بیشترین مدت پرواز خود را در پرواز سیر (Cruise) به سر می برد. خلبان در این مدت بایستی بداند هر لحظه در چه ارتفاعی است تا در صورت نیاز تغییر ارتفاع دهد. همانطور که در شکل 7-1 دیده می شود ارتفاع سنج در واقع یک فشار سنج است که بر حسب فوت یا اینچ یا میلیمتر جیوه کالیبره شده باشد. وظیفه فشار سنج اندازه گیری فشار هوای محیط اطراف (فشار استاتیکی) از طریق لوله های خاص و نشان دادن آن بر حسب فوت یا هزار فوت است.

فشار هوا در سطح دریا و شرایط استاندارد ۱۰۱۳۲۵ پاسگال (نیوتن بر مترمربع) است و بر حسب ارتفاع مایع برابر با ۷۶ میلی متر جیوه یا ۲۹/۹۲ اینچ جیوه می باشد. اساس کار ارتفاع سنج بر این اصل استوار است. ارتفاع، انواع و تعاریف مختلفی دارد. ارتفاع واقعی، ارتفاع هواپیما از سطح دریا است، ارتفاع مطلق،

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

ارتفاع هواپیما از نزدیک ترین سطح زمین (باند فرودگاه یا کوه و ...) می باشد و ارتفاع فشاری، ارتفاعی است که ارتفاع سنج- در شرایط تنظیم شدن با ۷۶ میلی لیتر جیوه- نشان می دهد. در این صورت اگر فشار در سطح دریا ۷۶ میلی متر جیوه باشد، ارتفاع سنج نشان می دهد که ارتفاع هواپیما چقدر است. ارتفاع نشان داده شده، ارتفاعی است که فشار سنج با فشار مطلق در سطح دریا کالیبره شده باشد. همچنین ارتفاع چگالی، ارتفاع فشاری است که از طریق دما محاسبه شده باشد. آنچه در محاسبات کارایی مورد استفاده قرار می گیرد، ارتفاع چگالی است. اگر خلبان ارتفاع چگالی را بداند، می تواند چگالی هوا را با استفاده از جدول بدست آورده و سپس کارایی هواپیما را محاسبه کند. خلبان برای بدست آوردن سرعت واقعی هواپیما (TAS یا V_T) در هر لحظه باید این مراحل را طی نماید. همانطور که معادله ۸-۲ نشان می دهد چگالی هوا (ρ) تابع فشار هوا (P) و دمای محیط (T) است :

$$\rho = \frac{P}{RT} \quad (2-12)$$

در این معادله R ثابت گازها نام دارد. بنابراین با داشتن سرعت معادل (V_E یا EAS) و اندازه گیری فشار و دما می توان سرعت واقعی (V_T) را بدست آورد (با توجه به معادله ۹-۲).

$$V_E = V_T \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad (2-13)$$

به نسبت ρ (چگالی هوا در هر ارتفاع) به ρ_0 (چگالی هوا در ارتفاع مرجع (سطح دریا)) چگالی نسبی گویند.

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (2-14)$$

۳- **قطب نما:** یکی از ابزارهای مهم که خلبان در طول پرواز از آن استفاده فراوان می کند قطب نما می باشد. قطب نما با حرکت عقربه خود جهت شمال را نشان می دهد و لذا می توان قطب های جنوب و شرق و غرب را نیز یافت. در آسمانها- به خصوص در طول شب- علائم راهنمایی برای یافتن مسیر

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

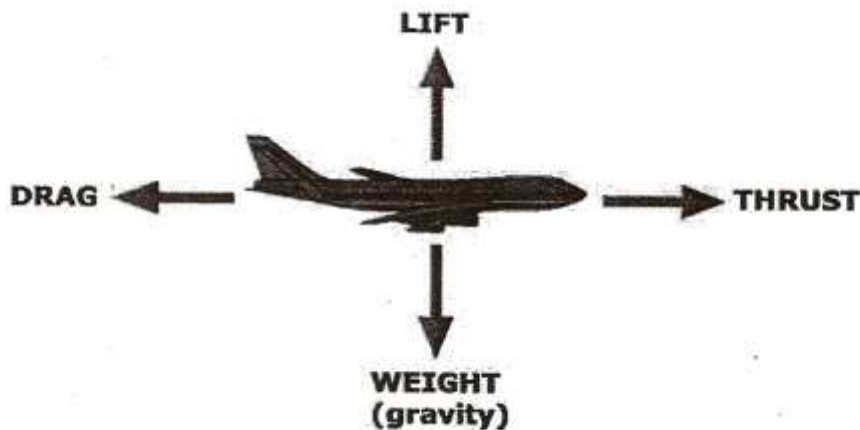
درست، وجود ندارند و لذا مهم ترین ابزار در دسترس، همان قطب نما و احیاناً چراغ های روشن شهرهای زیر پا است.

قطب های مغناطیسی کره زمین دقیقاً روی قطب های جغرافیایی آن قرار ندارند. این نکته از مسائل مهم در ناوبری هواپیما است. کره زمین می تواند به عنوان یک میله مغناطیسی روی یک کره فرض شود. قطب های مغناطیسی و جغرافیایی در این شرایط حدود ۵ تا ۳۰ درجه اختلاف دارند. مقدار دقیق این اختلاف به محل جغرافیایی هواپیما بستگی دارد. قطب نماها معمولاً مغناطیسی هستند و شمال مغناطیسی را نشان می دهند، لذا خلبان باید اختلاف محلی را با توجه به محل پرواز خود از عدد قطب نمای خود کم یا به آن اضافه کند. جالب توجه است که همه ساله این تغییرات و اختلافات نیز در حال تغییر هستند و سازمان هایی اطلاعات مربوط را منتشر می کنند.

پس از توضیح اجمالی مکانیک هواپیما و آشنایی با مفاهیم پایه و ابزار آلات موجود در یک هواپیما به بررسی حرکت های مختلف یک هواپیما در هوا اعم از: پرواز شیب دار یکنواخت، گردش یکنواخت و ... می پردازیم.

۲-۵) حرکت های مختلف یک هواپیما در هوا

۲-۵-۱) معرفی عملکرد هواپیما و چهار نیروی اصلی پرواز :



شکل ۸-

۲) نیروهای وارده بر هواپیما

- نیروی جلو برنده موتور (Engine) T

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

- نیروی بالا برنده (Lift) L

- نیروی بازدارنده (Drag) D

- نیروی وزن (Weight) W

هر حرکتی به محرک نیاز دارد اعمال نیروهای مختلف بر هواپیما سبب حرکت آن می شود. جهت این حرکت همان جهت فرآیند برداری تمام نیروهای وارد بر هواپیماست. یکی از اولین گام ها در بررسی عملکرد هواپیما شناخت نیروهای وارد بر آن است این نیروها هستند که برآیندشان جهت سرعت و شتاب و سرانجام کارایی هواپیما را تعیین می کند.

- نیروی برآ (Lift) نیرویی است که در اثر عبور جریان هوا از قسمتهای بالا و پائین بال، در جهت رو به بالا تولید می شود. این نیرو به پرواز هواپیما کمک می کند. (در حقیقت سبب بالا رفتن هواپیما می شود).

عامل اصلی تولید نیروی برآ بال هواپیماست تولید نیروی برآ یکی از اختلافات اصلی وسایل پرنده مانند هواپیما و موشک با دیگر وسایل نقلیه مانند خودرو است. بطور کلی می توان گفت «به نیرویی که در راستای عمود بر حرکت هواپیما بر بال هواپیما اعمال می شود نیروی برآ گفته می شود».

- نیروی وزن (Weight) نیروی جاذبه یا وزن همیشه رو به پایین و بسمت مرکز زمین است و بر خلاف نیروی برآ عمل می کند و در حقیقت همان نیروی رو به پائین جاذبه است. در هیچ حالتی جهت آن تغییر نمی کند این نیرو همواره به مرکز ثقل هواپیما وارد می شود و برابر است با حاصل ضرب جرم هواپیما در شتاب جاذبه.

- نیروی رانش یا جلو برنده (Thrust) نیرویی است که هواپیما را به سمت جلو می راند، مقدار این نیرو بستگی به میزان نیروی موتور دارد. این نیرو به موازات محور اصلی موتور یا ملخ به سمت جلو است. بطور کلی موتور دستگاهی مکانیکی است که انرژی گرمایی حاصل از سوختن مواد نفتی را به انرژی مکانیکی تبدیل می کند که سبب می شود هواپیما به جلو برود نیروی محرکه موتور هواپیما

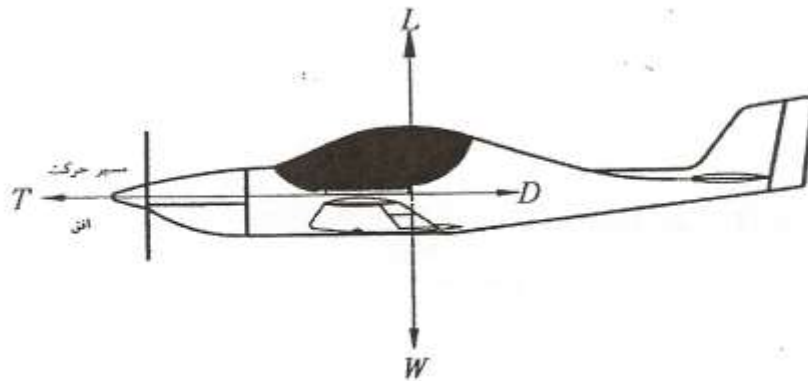
انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

هوای جلو را بسمت خود می کشد و لذا سبب جلو رفتن هواپیما می شود نیروی محرکه بوجود آمده توسط موتور با نرخ تغییرات اندازه حرکت سیال عبور کننده از موتور برابر است.

- نیروی پسا (Drag) به نیرویی اعمال شده در راستای حرکت هواپیما که معمولاً در خلاف جهت آن است نیروی پسا گفته می شود حدود ۳۰٪ نیروی پسا توسط بال ها تولید می شود و بطور کلی تمام اجزای هواپیما در تولید نیروی پسا دخالت دارند.

نیروی پسا ناشی از حرکت هواپیما در داخل هوا و به روش های گوناگون قابل مقایسه است. یکی از وظایف مهندسان هوا و فضا محاسبه این نیرو است. مشکل ترین بخش محاسبه نیروی پسا چگونگی احتساب نقش پیکره بندی و اجزای هواپیما در نیروی پسا است.

۲-۵-۲) پرواز یکنواخت-تعدادل نیروها :



شکل ۹-۲) هواپیما در پرواز یکنواخت

در این حالت هواپیما در پرواز تراز است برای پرواز یکنواخت:

$$T - D = m \frac{dV}{dt} = 0$$

$$T = D$$

و

$$L - W = 0$$

$$L = W$$

T - نیروی جلو برنده موتور

L - نیروی بالا برنده

D - نیروی بازدارنده

W - نیروی وزن

در توازن ساده ی نیروها برآ برابر وزن است و نیروی جلو برنده برابر پسا است نیروی L را به صورت زیر تعریف می کنیم:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

به طوری که داریم:

P- ظرفیت هوایی.

S- فضای بالها.

C- وتر متوسط.

b- سطح بال.

AR- نسبت تصویر بال = B/C

q- $\frac{1}{2} \rho V^2$ فشار دینامیکی.

V- سرعت هوایی.

$C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0)$ - ضریب برآ- برای عددهای ماخی پائین

α - زاویه نصب بال.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

α_0 - زاویه نصب بال صفر.

با توجه به مقادیری که داریم:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad \text{و} \quad L = mg$$

که سرعت بدست می آید:

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}}$$

و همچنین:

$$V \propto C_L^{-1/2}$$

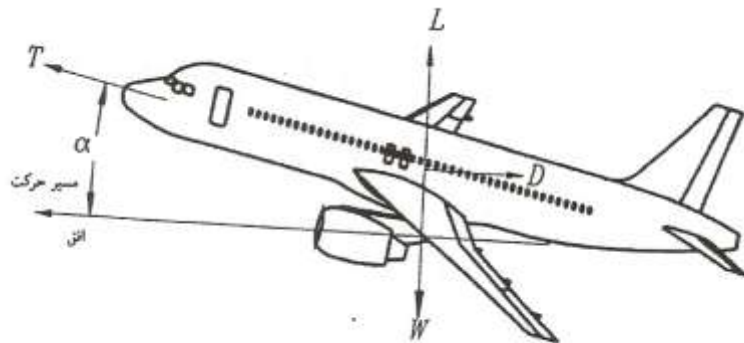
و ما می توانیم سرعت مؤثر را نسبت به بالهای برآ به دست آوریم.

یک عدد کلیدی برای ما سرعت واماندگی (Stall) است که پائین ترین سرعتی است که یک هواپیما می تواند یکنواخت پرواز کند.

$$V_s = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{L_{\max}}}}$$

و نوعاً داریم $C_{L_{\max}} = 10^0$ در α_{\max}

۳-۵-۲) پرواز شیب دار یکنواخت :



شکل ۱۰-۲) هواپیما در پرواز شیب دار یکنواخت

هواپیما یک شیب یکنواخت با زاویه α دارد.

فرض کنیم نیروهای پایدار و متعادل باشند.

$$L - mg \cos \alpha = 0$$

$$D + mg \sin \alpha = 0$$

که نتیجه می دهد:

$$\tan \alpha = \frac{D}{L} \equiv \frac{C_D}{C_L}$$

مینیمم زاویه گلاید موقعی است که C_D / C_L ماکزیمم باشد.

* توجه نوعاً

$$C_D = C_{D_{\min}} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

در جائیکه

- $C_{D_{\min}}$ هست نیروی برای صفر (اصطکاک / پارازیت).

- C_L^2 پسای القا شده برآ.

- e ضریب کیفیت اسوالد = 0.85 و 0.7

پسای نهایی به وسیله رابطه زیر داده می شود:

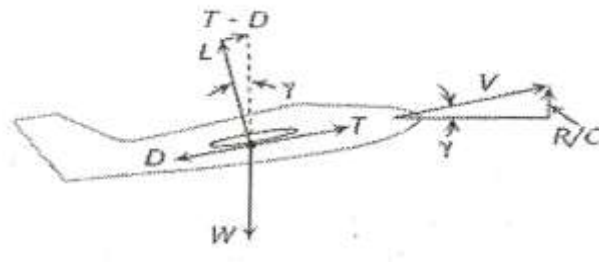
$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_{\min}} + k C_L^2)$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_{\min}} + k \frac{(mg)^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S}$$

بنابراین سرعت مینیمم پسا برابر است با:

$$V_{\min drag} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S} \left(\frac{k}{C_{D,\min}} \right)^{1/4}}$$

۴-۵-۲) بالا رفتن یکنواخت (اوجگیری):



شکل (۲-۱۱) هواپیما در بالا رفتن یکنواخت

یکی از مراحل پروازی می باشد در این حالت هواپیما در حال افزایش ارتفاع است در این هنگام انرژی پتانسیل هواپیما افزایش می یابد

* رابطه:

$$T - D - W \sin \gamma = 0$$

$$L - W \cos \gamma = 0$$

در نتیجه داریم:

$$T - D - \frac{L}{\sin \gamma} \cos \gamma = 0$$

و در نتیجه:

$$\tan \gamma = \frac{T - D}{L}$$

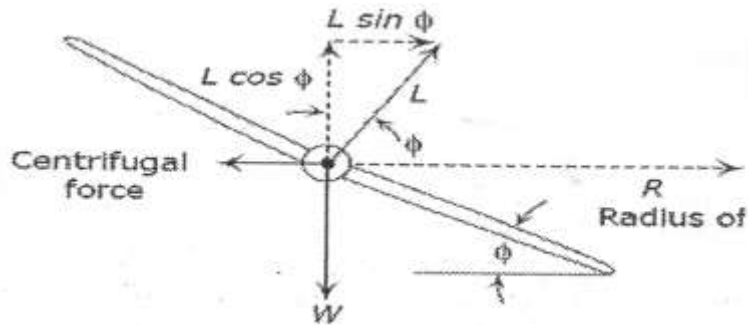
- اگر $T=0$ در نتیجه γ که در بالا تعریف شد منفی می شود.
- توجه شود برای مقادیر کوچک γ ،

$$\tan \gamma \approx \gamma \approx \sin \gamma$$

$$R/C = V \sin \gamma \approx V\gamma \approx \frac{(T-D)V}{L}$$

بنابراین بالا رفتن تقریباً با افزایش توان موجود برابر است.

۵-۵-۲) گردش یکنواخت :



شکل ۱۲-۲) هواپیما در گردش یکنواخت

معادله:

نیروی گریز از مرکز

$$L \sin \phi = \frac{mV^2}{R}$$

$$L \cos \phi = W = mg$$

$$\Rightarrow \tan \phi = \frac{V^2 \quad V=R\omega}{R} = \frac{V\omega}{g}$$

- توجه با قرار دادن R_{\min} در $C_{L_{\max}}$

$$R_{\min} \left(\frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L_{\max}} \right) \sin \phi = \frac{WV^2}{g}$$

$$\Rightarrow R_{\min} = \frac{W/S}{1/2 \rho g C_{L_{\max}} \sin \phi_{\max}}$$

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

و در حالیکه W/S مقدار بار بال و $\phi_{\max} < 30^\circ$

تعریف نیروی بار $N=L/mg$ نسبت برآ در گردش به وزن

$$N = \sec\phi = (1 + \tan^2 \phi)^{1/2}$$
$$\tan\phi = \sqrt{N^2 - 1}$$

بنابراین:

$$R = \frac{V^2}{g \tan\phi} = \frac{V^2}{g \sqrt{N^2 - 1}}$$

برای یک نیروی بار داده شده (قدرت بالها):

$$R \propto V^2$$

۲-۵-۶) مقایسه پرواز مستقیم با پرواز گردشی

ضریب:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \equiv Nmg \frac{1}{2}\rho V_1^2 S$$

بنابراین $V_t = \sqrt{NV}$ افزایش سرعت را نتیجه می دهد (برآ بیشتر)

توجه اگر C_L ثابت باشد $\Leftarrow C_D$ ثابت است

$$\Rightarrow T_t \propto D_t V_t^2 C_D \sim ND$$

بنابراین در گردش مجبوریم بیشتر گاز دهیم یا پائین بیاییم.

۲-۵-۷) نشست هواپیما

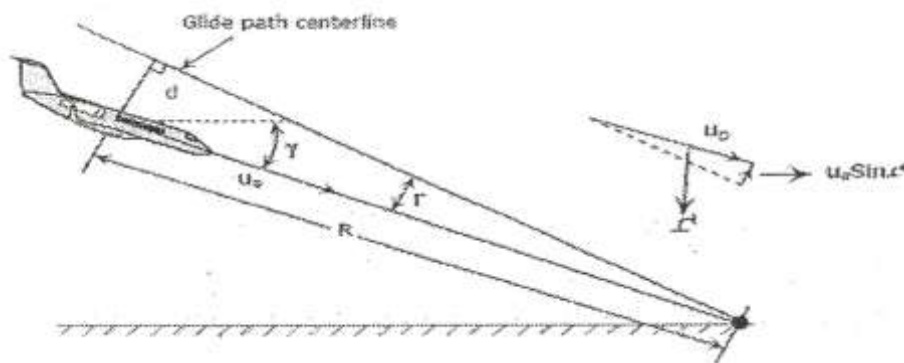
انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

مرحله نشست هواپیما یکی از بحرانی ترین مراحل پرواز محسوب شده و به حداقل رساندن خطاهای ناشی از عوامل انسانی در این مرحله علی الخصوص در شرایط عدم دید کافی و پرواز کور از اهمیت خاصی برخوردار است و همچنین کنترل دقیق در این سیستم الزامی است.

بطور کلی عوامل مختلفی در کاهش ایمنی پرواز موثر می باشد تجربه نشان داده است که عوامل انسانی بیشترین درصد را در به مخاطره انداختن نشست بخود اختصاص داده است در همین راستا کاهش عوامل انسانی و حرکت بسوی طراحی سیستم های کنترل نشست اتوماتیک گامی موثر در اثر افزایش ایمنی محسوب می شود.

یکی از مسایل مهم برای نشست هواپیما طراحی سیستم اتوماتیک است که بدون دخالت خلبان بتواند براحتی روی باند فرودگاه بنشیند. در طراحی سیستم نشست اتوماتیک هواپیما می بایست مسیر مبنای مربوط به بالانس هواپیما را از شروع بالانس تا برخورد به باند فرود تعیین نمود. برای مسیر مبنای تعیین شده می بایست قانون کنترل هواپیما را که تامین کننده پارامترهای تعیین شده در حرکت هواپیما در لحظه برخورد می باشد تعیین نمود.

کنترل اتوماتیک نشست هواپیما:



شکل ۱۳-۲) هواپیما در حالت نشست (هواپیما در فاصله R از باند پرواز قرار دارد)

* هواپیما در مسیر خط پروازی قرار دارد.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

* نشانگر شیب، شیب منفی دارد $\gamma_r < 0$ و نشانگر شیب واقعی با $\gamma < 0$ داده شده است.

تفاوت بین شیب واقعی و مطلوب:

$$\Gamma = \gamma - \gamma_r$$

در این ترکیب $\gamma \approx -2^\circ, \gamma_r \approx -3^\circ$ بنابراین $\Gamma \approx 1^\circ > 0$

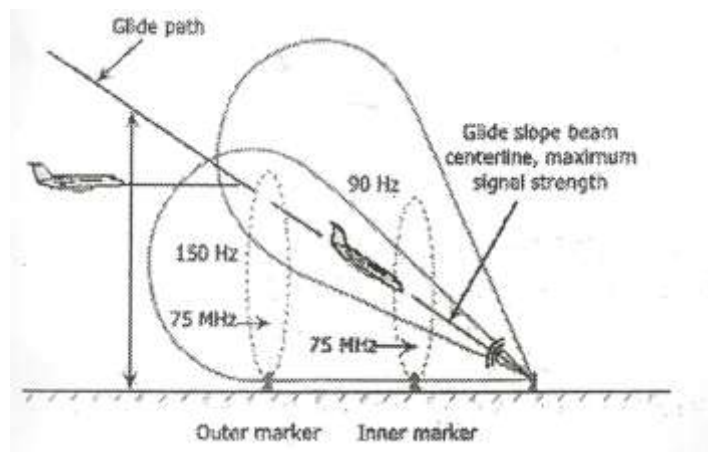
* مشتق d یک تابع از Γ است. تصویر U_0 در یک شیب مطلوب نرمال

$$d = -U \sin \Gamma = -U_0 \sin(\gamma - \gamma_r) \approx U_0(\gamma_r - \gamma)$$

در $\Gamma > 0$ ، d را کاهش می دهد.

در طول مسیر شیب، ما باید سرعت و وضعیت دوران هواپیما حول محور عرضی هواپیما (Pitch Attitude) را کنترل کنیم و تعداد زیادی از حلقه ها باید بسته شود.

شبهه به کنترل کننده ارتفاع کار می کنیم اما اکنون درباره اینکه چگونه می توانیم شیب منفی را دنبال کنیم نگران هستیم. در نتیجه ما همچنین فیدبک فاصله جداسازی d را به کار خواهیم بست.



شکل ۱۴-۲) سیگنال های کد شده از دو ایستگاه در فرکانس ۹۰ و ۱۵۰ Mhz پخش می شود در حالی که ما در بالا و پایین شیب مطلوب قرار داریم. سیگنال های ۷۵ Mhz مارکر (maker داخلی و بیرونی) یک هشدار در فاصله ۴ مایلی و 3500h برای انتخاب شیب مناسب و قرار گرفتن در محدوده فرکانس پخش به ما می دهد.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

* ما می توانیم زاویه را در مسیر شیب داشته باشیم.

- در حالت طبیعی با چراغ های نشانگر شیب.

- به صورت دقیق تر با استفاده از (instrument landing system)

* اگر d مستقیماً قابل اندازه گیری نباشد می توان نوشت که:

$$\sin \Gamma = \frac{d}{R} \Rightarrow \Gamma \approx \frac{d}{R}$$

و فیدبک را روی Γ انجام می دهیم، که توسط ILS قابل اندازه گیری است.

- بهره های کنترل باید تغییر کند در محدوده R پیچیده اما عملی.

* با GPS می توانیم موقعیت Z و y و x وسیله را تا دقت (2-5m) اندازه گیری کنیم.

* دیگر پیچیدگی هایی که در کنترل این مسیر برخورد می کنیم.

- ما می توانیم فقط به سمت زمین در طول شیب فرود پرواز کنیم. در این حالت سرعت عمودی

(سرعت فرود) بسیار زیاد است (10 ft/sec).

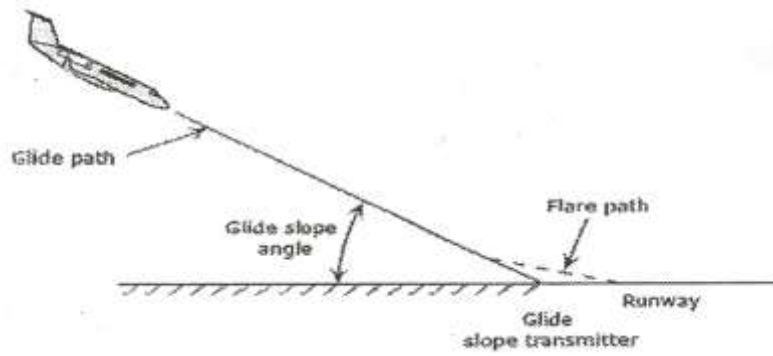
* در نتیجه نیاز به روشنایی برای تغییر سرعت فرود یک مرحله ای است که استوار بر ظرفیت ارابه فرود می

باشد. (2ft/sec)

- موقعی که ما فلاپ ها (Flaps) و دنده ها (slats) را درگیر می کنیم موقعیت هواپیما تغییر می

کند. بنابراین ما نیاز به تغییر دینامیک های مدلمان داریم.

۸-۵-۲) کنترل از طریق روشنایی



شکل ۱۵-۲) مسیر روشنایی (مسیری مه شیب را به هواپیما از طریق نور می دهد)

می خواهیم ارتفاع $h(t)$ را در یک مسیر صاف به سمت زمین دنبال کنیم.

$$H_{ref}(t) = h_0 e^{-t/\tau}, \tau = 3 - 10 \text{ sec}$$

$$h_{ref} = -h_{ref}$$

که اشاره دارد بر

τ

- نیاز داریم ارتفاع مطلوب h_0 را پیدا کنیم.

$$h(t) = -\tau \dot{h}(t) = \tau U_0 \sin(-\gamma_r) > 0$$

* فرود هواپیما نیاز به یک ترکیب پیچیده از δ_e و δ_t دارد تا بتوانیم سرعت و دوران و ارتفاع را کنترل کنیم.

فصل سوم

حرکت طولی هواپیما خودکار

۳-۱ مقدمه

در این فصل به بررسی و تحلیل تابع تبدیل حرکت طولی هواپیما می پردازیم. شکل ساده شده تابع تبدیل حلقه باز یک هواپیما خودکار در وجه طولی عبارت است از:

$$G(s)H(s) = \frac{k(s+a)}{s(s-b)(s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)}$$

که در آن $a > 0$ و $b > 0$ است. این سیستم به خاطر داشتن یک قطب حلقه باز در نیمه راست صفحه s ، می تواند ناپایداری مشروط داشته باشد. مکان هندسی ریشه ها را به ازای $a=b=1$ و $\zeta=0.8$ و $\omega_n=6$ رسم می کنیم و به تحلیل پایداری و طراحی جبران کننده برای پایداری بیشتر و یا بهبود حالت دائمی (کم کردن خطا به ورودی خاص) می پردازیم. (سیستم نوع ۱ است)

۳-۲ رسم مکان هندسی ریشه ها برای سیستم

تابع تبدیل حلقه باز سیستم عبارت است از:

$$G(s)H(s) = \frac{k(s+1)}{s(s-1)(s^2 + 9/6s + 36)}$$

برای رسم مکان هندسی ریشه ها روند زیر را پی می گیریم:

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

۱. قطبها و صفر حلقه باز را در صفحه مختلط مشخص می کنیم. بخش بین ۱ و ۰ و -۱ و $-\infty$ محور

حقیقی جزء مکان هندسی ریشه ها است ($k > 0$).

۲. مجانب های مکان هندسی را مشخص می کنیم. سه مجانب وجود دارد که زاویه هر یک به صورت

زیر تعیین می شود. ($n-m=3$)

$$\text{زاویه مجانب ها} = \frac{(2k+1)\pi}{n-m} = 60, 180, -60$$

محل برخورد مجانب ها با محور حقیقی نیز به راحتی با فرمول ارائه شده محاسبه می شود.

$$\sigma = \frac{\zeta_{poles} - \zeta_{zeros}}{n-m} = \frac{(0+1-4/8+J\sqrt{12/96}-4/8-J\sqrt{12/96})-(-1)}{3} = -2/5\bar{3}$$

مجانب ها رفتار تابع را در بی نهایت نشان می دهند.

۳. نقاط شکست را تعیین می کنیم. برای محاسبه نقاط شکست داریم.

$$k = -\frac{s(s-1)(s^2+9/6s+36)}{s+1} = -\frac{s^4+8/6s^3+26/4s^2-36s}{s+1}$$

$$\frac{dk}{ds} = -\frac{(4s^3+25/8s^2+52/8s-36)(s+1)-(1)(s^4+8/6s^3+26/4s^2-36s)}{(s+1)^2}$$

$$\frac{dk}{ds} = 0 \rightarrow 3s^4 + 21/2s^3 + 52/2s^2 + 52/8s - 36 = 0$$

$$s_1 = -4/0069$$

$$s_2 = -1/7532 + J1/9058$$

$$s_3 = -1/7532 - J1/9058$$

$$s_4 = 0/4466$$

با حل معادله ۴ جواب برای S بدست می آید که با قرار دادن در رابطه k ، فقط در دو حالت k مثبت بدست

می آید. لذا s_1 و s_4 جزء مکان هستند (به ازای $k > 0$ مکان رسم می شود بنابراین باید نقطه شکست

محاسبه شده k متناظر را مثبت کند).

۴. با استفاده از معیار روث مقدار k را که به ازای آن، مکان هندسی با محور موهومی برخورد می کند،

می یابیم معادله مشخصه سیستم عبارت است از:

$$\Delta(s) = s^4 + 8/6s^3 + 26/4s^2 + (k-36)s + k = 0$$

$$\begin{array}{l|lll} S^4 & 1 & 26/4 & k \\ S^3 & 8/6 & k-36 & \\ S^2 & \frac{263/04-k}{8/6} & k & \\ S^1 & a & & \\ S^0 & k & & \end{array}$$

$$a = \frac{(236/04-k)(k-36) - 73/96k}{263/04-k}$$

برای اینکه سیستم پایدار باشد باید تمامی درایه های ستون اول مثبت باشند. با صفر شدن سطرهای فرد اگر تغییر علامتی وجود نداشته باشد، می توان گفت قطب ها در محور JW (بی اتلاف) قرار دارند. با صفر قرار دادن a داریم :

$$a = 0 \rightarrow -k^2 + 225/08k - 9469/44 = 0$$

$$k_1 = 56/0085 \quad k_2 = 169/0715$$

ملاحظه می شود به ازای دو مقدار k سطر صفر رخ می دهد لذا مکان در دو نقطه محور موهومی را قطع می کند. با جای گذاری مقادیر k_1 و k_2 در معادله کمکی که از سطر بالا (S^2) بدست می آید، داریم:

$$\frac{263/04-k}{8/6} S^2 + K = 0 \Rightarrow S = \pm J1/52, S = \pm J3/93$$

پس نقاط برخورد با محور موهومی عبارتند از :

$$S = \pm J1/52, S = \pm J3/93$$

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir
۵. زاویه خروج از قطب های مختلط را بدست می آوریم.

نقطه ای در حوالی محور $j\omega$ و مبدا برگزیده، شرط زاویه را اعمال می کنیم. اگر این نقطه شرط زاویه را برآورده نکند، نقطه آزمون دیگری بر می گزینیم تا این شرط را ارضا کند. این فرآیند را آنقدر تکرار می کنیم تا تعداد نقاط ارضا کننده شرط زاویه به حد کافی برسد.

ملاحظه می شود روند بسیار سختی برای ترسیم دقیق مکان هندسی ریشه ها پیش رو داریم لذا با استفاده از نرم افزار Matlab مکان هندسی ریشه ها را ترسیم می کنیم و تمامی مقادیر را روی آن بررسی می کنیم.

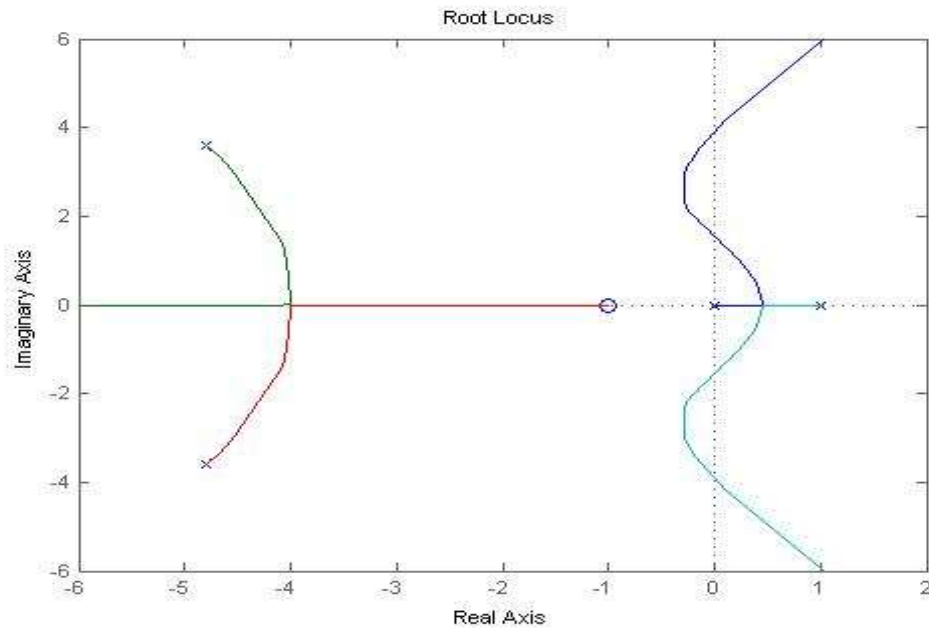
برنامه مطلب برای ترسیم مکان هندسی به صورت زیر است:

```
>>N = [1 1]
```

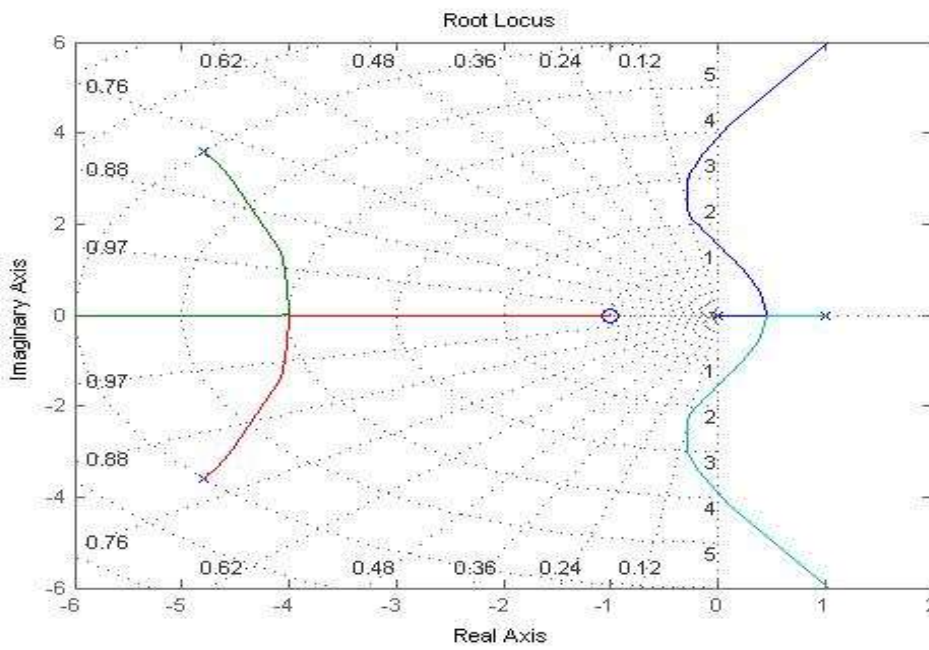
```
>>d = conv ([1 -1 0], [1 9/6 36]);
```

```
>>r locus (n , d)
```

```
>>Grid
```



(الف)

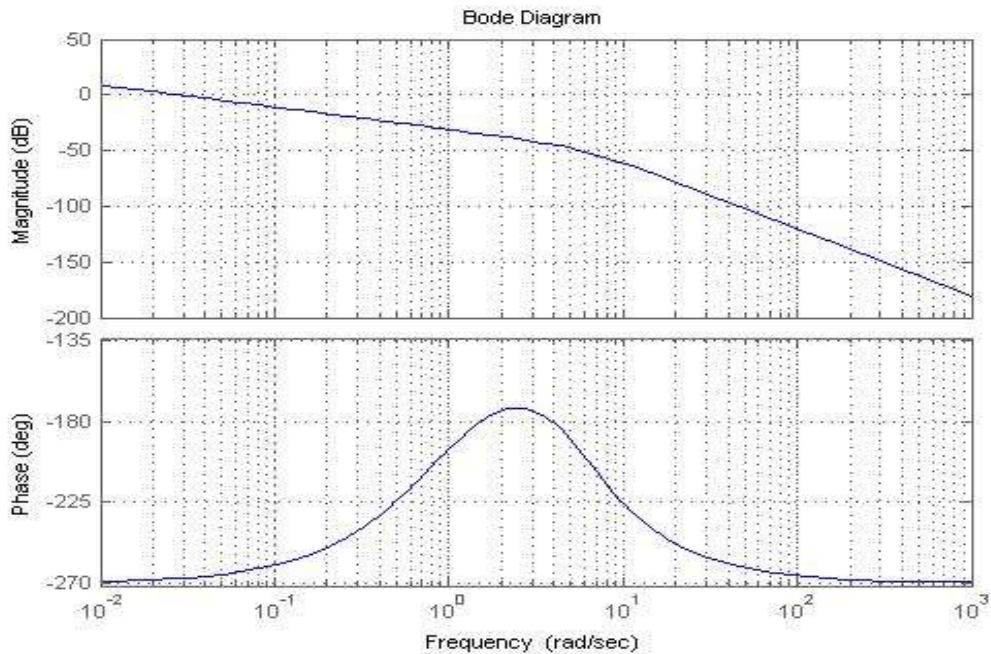


(ب)

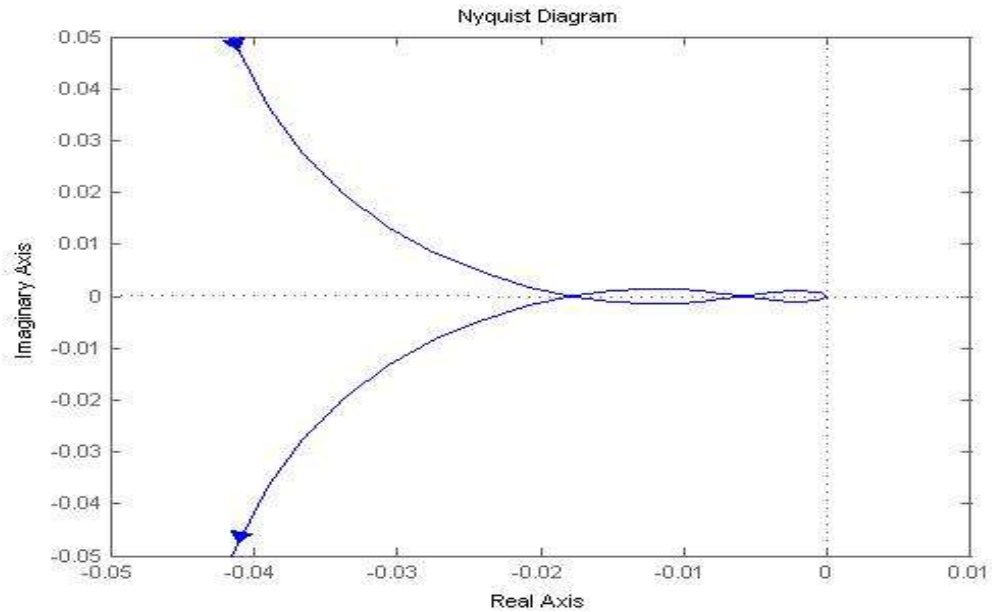
شکل 1-3) نمودار مکان ریشه برای سیم پسخور مثبت. الف) نمایشی به صورت تقسیم بندی خطی ، ب) براساس ζ و ω_n

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

همانطور که ملاحظه می شود تمامی مقادیر، دقیقاً با مقادیر محاسبه شده توسط برنامه مطلب، مطابقت دارد. با توجه به شکل، مشاهده می شود که یک قطب ناپایدار (حلقه باز) در سمت راست محور $j\omega$ وجود دارد. همان طور که می دانیم، هرگاه شاخه ای بلند شود (نقطه شکست) سیستم می تواند پایدار شود؛ حتی اگر آن قطب ها در سمت راست صفحه ی موهومی قرار داشته باشد. به ازای $56/0085 < k < 169/0715$ تمامی قطب های (حلقه بسته) سیستم در سمت چپ محور موهومی قرار دارند؛ پس سیستم پایدار است در این جا مسئله پایداری نسبی مطرح می شود که سیستم چقدر پایدار است. هرچه از محور انگاری دور شویم (در جهت چپ محور $j\omega$) سیستم پایدار تر است و شرایط محیطی و هر چیز دیگری (اعم از بالا و پائین شدن بهره و یا اشباع شدن) باعث ناپایداری سیستم نمی شود. در اینجا به بررسی انواع جبران کننده ها و طراحی آن ها برای پایدار تر کردن (بهبود پاسخ گذار) و نیز بالا بردن ثابت خطای شیب (بهبود شرایط دائمی سیستم) می پردازیم. شکل های ۲-۳ و ۳-۳ به ترتیب دیاگرام های بود و نایکوئیست سیستم را نمایش می دهند.



شکل ۲-۳) نمایش دیاگرام بود سیستم جبران نشده.



شکل ۳-۳) نمایش دیاگرام نایکوئیست سیستم جبران نشده.

۳-۳) جبران کننده ها :

در عمل، نمودار مکان ریشه یک سیستم ممکن است نشان دهد که دستیابی به عملکرد مطلوب تنها با تنظیم بهره (یا پارامترها قابل تنظیم دیگری) ممکن نیست. در واقع، در برخی موارد، سیستم ممکن است برای تمامی مقادیر بهره (یا پارامتر قابل تنظیم دیگر) پایدار نباشد. در این صورت شکل دهی مکان ریشه برای برآورد کردن مشخصه های عملکرد ضروری است.

باید توجه داشت که روش های متنوعی برای طراحی کنترلرها وجود دارد. اعم از: طراحی از دید مکان هندسی، طراحی با رویکرد پاسخ فرکانسی حلقه بسته از روی پاسخ فرکانسی حلقه باز (بود و نایکوئیست) و نیز جایابی قطب ها و صفرها، که به ما تفصیل دو روش اول را بررسی می کنیم.

طراحی با روش مکان ریشه بر اساس شکل دهی مکان ریشه سیستم با افزودن قطب ها و صفرهایی به تابع تبدیل حلقه باز سیستم و وا داشتن مکان ریشه به عبور از قطب های حلقه بسته مطلوب در صفحه S ، بنا نهاده شده است. مشخصه طراحی مکان ریشه براین فرض استوار است که سیستم حلقه بسته یک جفت

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

قطب غالب حلقه بسته دارد. این بدان معنا است که صفرها و قطب های اضافی مشخصه های پاسخ را چندان تغییر نمی دهند.

طراحی با روش پاسخ فرکانسی بر این اصل است که ناحیه فرکانس پایین مکان (ناحیه ای بسیار پایین تر از فرکانس تقاطع بهره) رفتار حالت دائمی سیستم حلقه بسته را نشان می دهد و ناحیه فرکانس متوسط (ناحیه ای در نزدیکی فرکانس تقاطع بهره) پایداری نسبی را نشان می دهد و ناحیه فرکانس بالای مکان (ناحیه بسیار بالاتر از فرکانس تقاطع بهره) پیچیدگی سیستم را نشان می دهد.

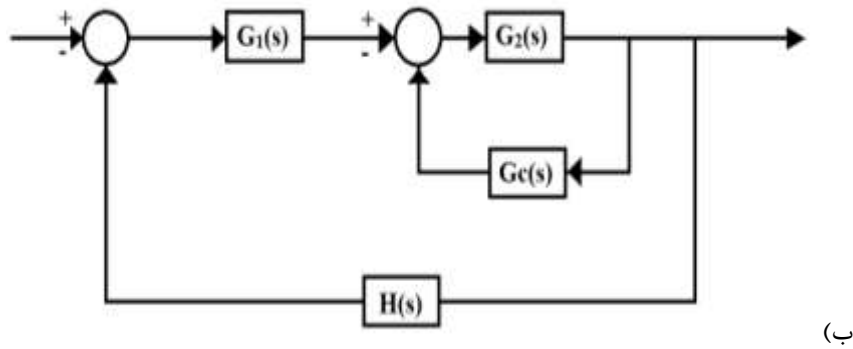
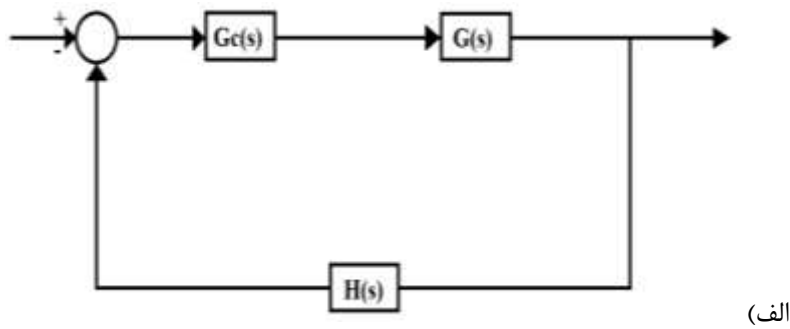
کنترل کننده ها به دو صورت در مدارات (سیستم) قرار می گیرد:

۱. بصورت سری با تابع تبدیل حلقه باز

۲. به صورت موازی و یا در یک حلقه جداگانه

ما برای طراحی، کنترلر را به صورت سری با تابع حلقه باز فرض می کنیم. گرچه به ظاهر کنترل کننده به صورت موازی پیچیده به نظر می آید ولی با نوشتن معادله مشخصه و تابع تبدیل حلقه بسته می توان آن را همانند سری طراحی کرد.

در حالت کلی، جبران سازی سری ممکن است از جبران سازی موازی ساده تر باشد؛ اما، جبران سازی سری اغلب به تقویت کننده های اضافه برای افزایش بهره و یا ایجاد جداسازی نیاز دارد (برای اجتناب از اتلاف توان، جبران ساز سری در پایین ترین نقطه انرژی در مسیر مستقیم قرار داده می شود). پس اگر سیگنال خوبی در دسترس باشد جبران سازی موازی از عناصر کمتری نسبت به جبران سازی سری تشکیل شده است.



شکل ۳-۴ (الف) جبران سازی سری ؛ (ب) جبران سازی موازی یا پسخور

۱-۳-۳) انواع جبران کننده ها :

۱. جبران کننده تناسبی (P) Proportional :

که این کنترل کننده یک بهره خالص است که به سیستم اضافه می شود بنابراین صفر و قطبی به سیستم اضافه نمی کند. لذا شکل مکان هندسی را تغییر نمی دهد و فقط به آن سرعت می بخشد.

۲. جبران کننده تناسبی- مشتقی (P.D) و پیش فاز (lead) :

از دید مکان هندسی اضافه کردن صفر به تابع تبدیل است .

$$G_c(S) = K_p + K_D S$$

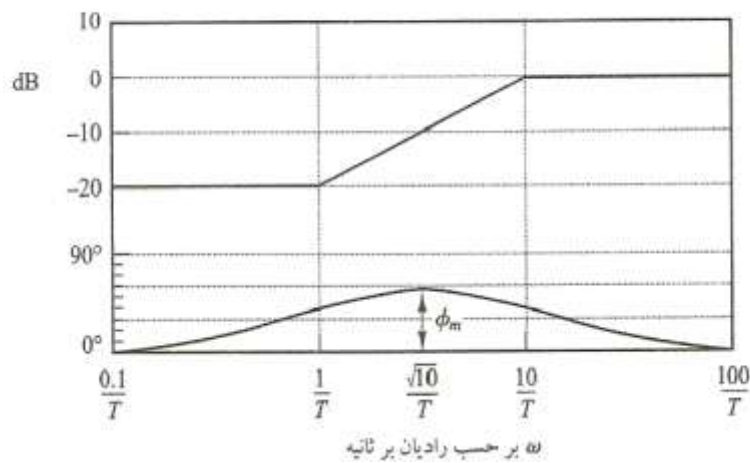
و به طور کلی یعنی از سیستم مستقر می گیریم لذا پاسخ سریع تر می شود بنابراین باعث بهبود پاسخ گذار می شود. اما P.D به این صورت قابل ساخت نیست و نیز صفر در مبدأ ورود نویز را بیشتر می کند. بنابراین

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

یک قطب به سیستم اضافه می کنند که از لحاظ اندازه بسیار دور تر از صفر قرار می گیرد پس تاثیری ندارد (صفر را نیز از مبدأ دور تر انتخاب می کنند) کنترل کنند PD به صورت زیر می شود .

$$G_C(S) = \frac{K(s+z)}{S+P}$$

که به آن جبران کننده پیش فاز (lead) می گویند. این کنترلر فاز مثبت به سیستم اضافه می کند (|P| > |Z|) بنابراین از دید پاسخ فرکانسی، به معنای بالا رفتن حد فاز است. پس می توان نتیجه گرفت سیستم را به سمت پایداری می برد از دید r locus نیز همان طور که در قبل اشاره شد اضافه کردن صفر باعث جذب شدن شاخه های مکان می شود. شکل ۳-۵ دیاگرام بود یک جبران کننده پیش فاز که نمایش می دهد.



شکل ۳-۵ دیاگرام بودی جبران سازی پیش افت $\alpha(J\omega T+1) / (J\omega\alpha T+1)$ که در آن $\alpha=0/1$

همان طور که مشاهده می شود جبران کننده دارای فاز مثبت است که ماکزیمم آن ϕ_m است و حداکثر، در یک طبقه کنترلر پیش فاز (lead) 65° درجه است.

۳. جبران کننده PI و پس فاز (lag) :

این کنترل کننده یک قطب در مبدأ اضافه می کند بنابراین type سیستم را بالا می برد لذا برای بهبود حالت دائمی (بالا بردن ثابت خطا) و صفر کردن خطا استفاده می شود. شکل کلی یک کنترل کننده PI به صورت زیر است.

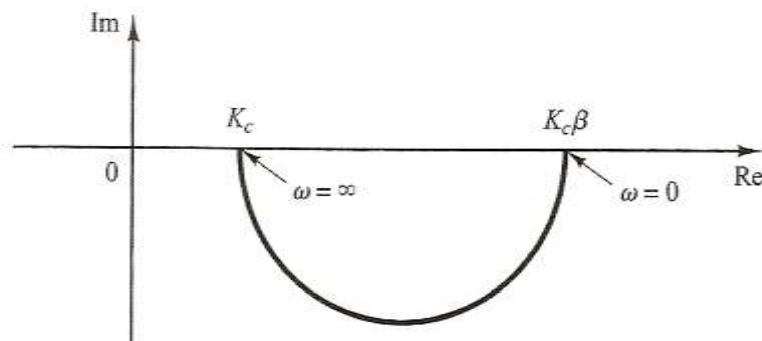
$$G_C(S) = kp + \frac{kI}{S} = \frac{kps + kI}{S}$$

ضعف کنترل کننده PI این است که اضافه شدن قطب در مبدأ، سیستم را به سمت ناپایداری می برد (پاسخ گذرا را تغییر می دهد). لذا برای بهبود این ضعف قطب را نزدیک مبدأ انتخاب می کنند. به این کنترل کننده، جبران کننده پس فاز (lag) می گویند.

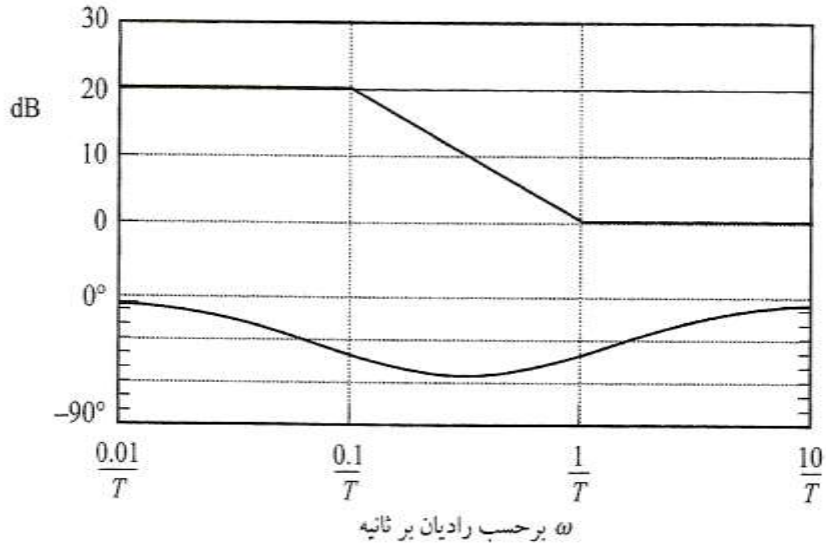
$$G_C(S) = \frac{K(s+z)}{S+P} \quad |z| > |P|$$

جبران کننده پس فاز برای بهبود خطا (حالت دائمی) مورد استفاده قرار می گیرد. و دارای فاز منفی می باشد.

شکل های ۳-۶ و ۳-۷ به ترتیب دیاگرام نایکویست و بودی یک جبران کننده پس فاز را نمایش می دهند.



شکل ۶-۳) نمودار قطبی جبران ساز پس افت $K_c\beta (JWT+1)/(JWT+1)$



شکل ۷-۳) دیاگرام بودی جبران ساز پس افت $\beta (JWT+1)/(JWT+1)$ با $\beta=10$

۴. جبران کننده PID و پس افت- پیش افت (lead-lag) :

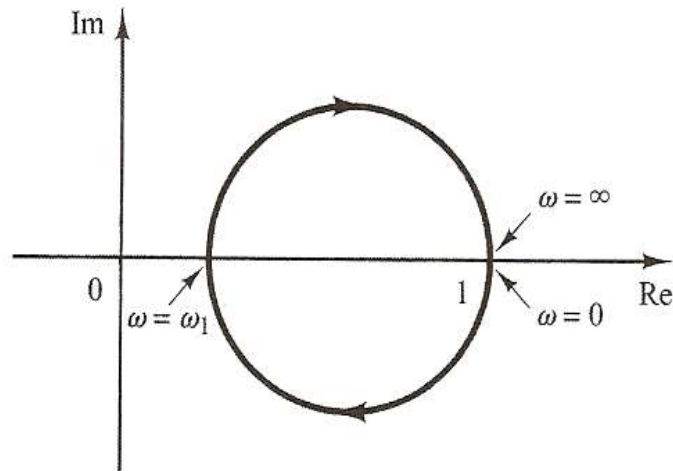
اگر در یک سیستم لازم باشد هم پاسخ گذاری یک سیستم بهبود یابد و نیز خطا به ورودی مورد نظر کمتر شود از جبران کننده های PID استفاده می شود. به دلیل محدودیت های گفته شده در جبران کننده های PI و PD از جبران کننده پس افت- پیش افت استفاده می کنیم.

$$G_C(S) = kp + \frac{kI}{S} + K_D S$$

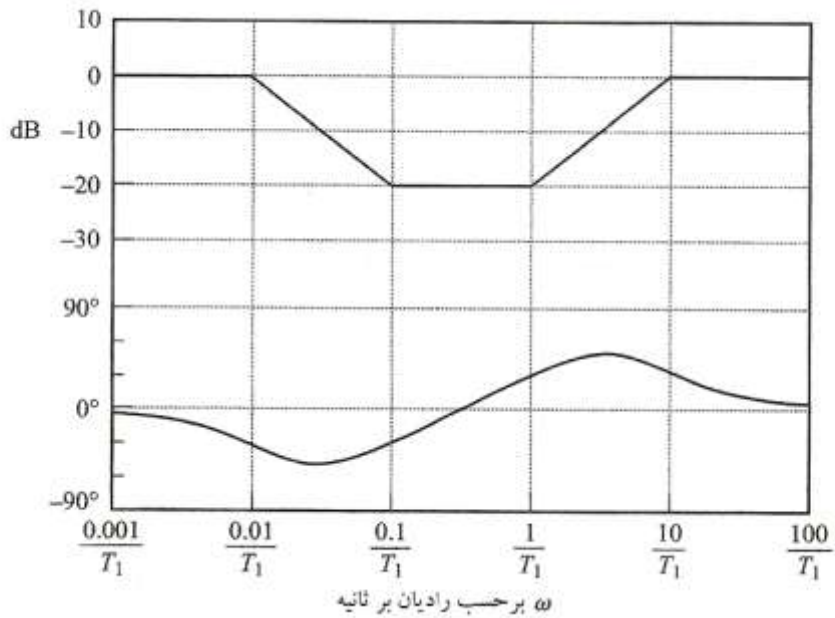
$$G_C(S) = K_C \frac{(S + \frac{1}{T_1})(S + \frac{1}{T_2})}{(S + \frac{\beta}{T_1})(S + \frac{1}{\beta T_2})} \quad \text{معادله (۳-۱)}$$

این نکته حائز اهمیت است که ترکیب جبران کننده ها به طرق مختلف امکان پذیر است. همان طور که بیان شد حداکثر فاز مثبت یک جبران کننده پیش فاز ۶۵ درجه است. اگر به فاز مثبت بیشتری احتیاج بود از دو طبقه جبران کننده lead به صورت سری استفاده می کنیم. در شکل های زیر نمودار بودی و قطبی

یک جبران کننده پس افت- پیش افت مشاهده می شود. اثرات فازی و اندازه در شکل ها به وضوح مشخص است.



شکل ۸-۳) نمودار قطبی یک جبران ساز پس افت- پیش افت با معادله 3-1



شکل ۹-۳) نمودار بودی یک جبران ساز پس افت- پیش افت با معادله ۳-۱

$$T_2 = 10T_1, \beta = 10, K_C = 1$$

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir
در اجرای طراحی سیستم کنترل، جبران سازی را به صورت سری با تابع تبدیل حلقه باز غیرقابل تغییر $G(s)$ قرار می دهیم تا رفتار مطلوب را بدست آوریم. مسئله اصلی در این صورت شامل انتخاب عاقلانه قطب (ها) و صفره(های) جبران ساز $G_c(s)$ است تا قطب های حلقه بسته غالب در مکان های مطلوب در صفحه S قرار گیرند و مشخصه های عملکرد برآورد شوند. روش های بسیاری از قبیل مدارهای الکترونیکی با استفاده از تقویت کننده های عملیاتی، مدارهای اکتريکی RC و سیستم های مکانیکی فنر- میراکن برای تحقق جبران سازی پیش افت و پس افت وجود دارد که برخی از مدارات آن در قسمت پیوست دو (برای مطالعه بیشتر) ارائه شده است.

۳-۴) طراحی جبران کننده پیش فاز

حال به طراحی جبران کننده پیش فاز برای حرکت طولی هواپیمای خودکار می پردازیم.

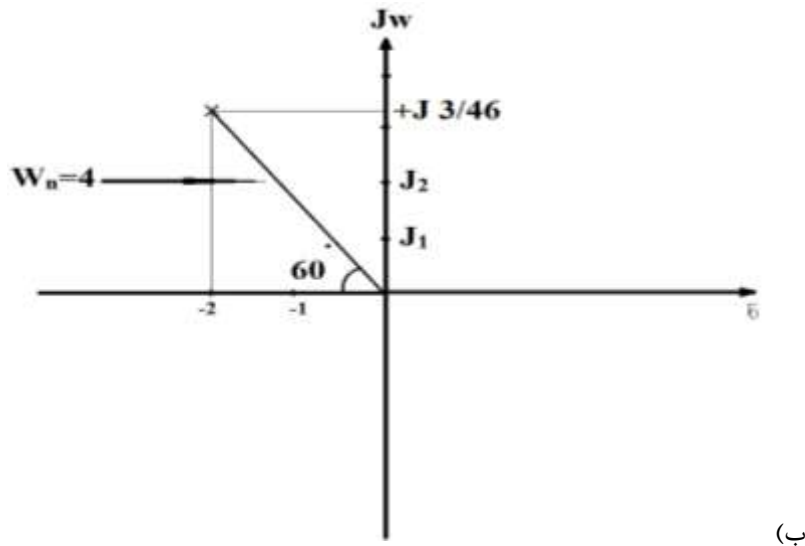
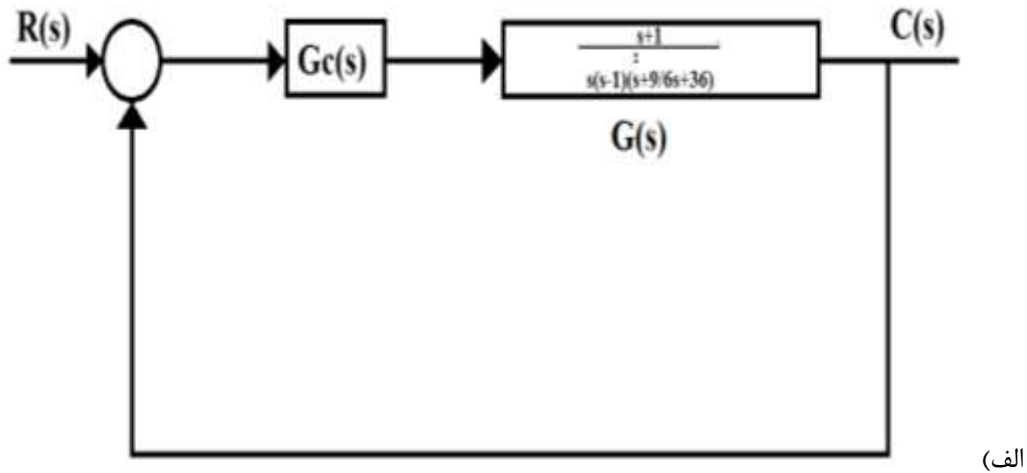
همان طور که مشاهده می شود با تنظیم بهره سیستم به ازای $56/00 < K < 169/07$ سیستم پایدار است اما حد پایداری مناسب نیست لذا با طراحی کنترل کننده پیش می خواهیم سیستم را پایدار تر سازیم. برای داشتن نتایج مطلوب، سیستم را برای قطب های غالب مختلط $\zeta = 0.5$ و $W_n = 4$ جبران می کنیم. توجه شود که می خواهیم قطب های $S^2 + 4S + 16$ ، قطب های غالب سیستم باشد.

$$S^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2 = 0 \rightarrow s^2 + 4s + 16 = 0 \Rightarrow$$

$$S = -2 \pm j2\sqrt{3}$$

انتظار داریم این دو نقطه در مکان هندسی ریشه های سیستم قرار بگیرد پس باید اندازه ی آن در $S = -2 \pm j2\sqrt{3}$ برابر یک شود و نیز زاویه آن برابر $\pm 180^\circ$ درجه باشد. همان طور که بیان شد نقطه ای روی مکان است که زاویه آن $\pm 180^\circ$ درجه (به ازای $k > 0$) باشد.

$$KG(s) H(s) = -1 \rightarrow |KG(s) H(s)| = 1, \angle KG(s) H(s) = \pm 180$$



شکل (۱۰-۳) الف) سیستم جبران شده؛ ب) موقعیت قطب حلقه بسته مطلوب

یک روند کلی برای تعیین جبران ساز پیش افت بدین شرح است: نخست مجموع زوایا در موقعیت مطلوب یکی از قطب های حلقه بسته غالب با قطب ها و صفرهای حلقه باز را پیدا می کنیم و زاویه φ را برای افزودن به مجموع زوایای بدست آمده محاسبه می کنیم تا زاویه کل برابر $\pm 180 (2k+1)$ شود. جبران ساز پیش افت باید این زاویه را فراهم کند. (اگر زاویه φ خیلی بزرگ باشد، ممکن است به بیش از یک شبکه پیش افت نیاز باشد).

فرض می کنیم که تابع تبدیل جبران ساز پیش افت $G_c(S)$ چنین باشد:

$$G_{1(s)} = K_c \alpha \frac{T_s + 1}{\alpha T S + 1} = K_c \frac{S + \frac{1}{T}}{S + \frac{1}{\alpha T}} \quad (0 < \alpha < 1)$$

نقص زاویه را محاسبه می کنیم .

$$-36/1817 = -66/225 - 5/15 - 106/1202 + 130/9269 - 120 - 180 : \text{نقص زاویه}$$

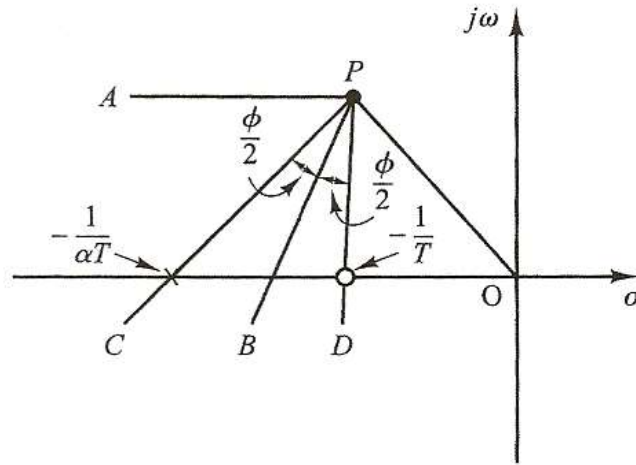
↓ ↓ ↓

صفر در ۱ - قطب در ۱+ قطب در مبدأ

از تمامی قطب ها و صفرهای حلقه باز به نقطه مورد نظر وصل می کنیم و مقدار زاویه آن را محاسبه می کنیم. کمبود زاویه ۳۶/۱۸۱۷۰ باید با یک جبران ساز پیش افت فراهم شود.

توجه شود که پاسخ به چنین مسئله ای یکتا نیست. تعداد بی شماری پاسخ وجود دارد. در ادامه به یک روش مسئله را حل می کنیم.

روش های متعددی برای تعیین موقعیت های قطب و صفر جبران ساز پیش افت وجود دارد. در ادامه روشی را معرفی خواهیم کرد که بزرگترین مقدار ممکن را برای α بدست می دهد. (توجه شود که مقدار بزرگ α مقدار بزرگ kv را می دهد لذا سیستم عملکرد بهتری پیدا می کند). نخست، یک خطی افقی را که از موقعیت مطلوب یکی از قطب های حلقه بسته غالب، نقطه p می گذرد رسم می کنیم. این به صورت خط PA در شکل ۱۱-۳ نشان داده شده است. همچنین خطی را رسم می کنیم که نقطه p را به مبدأ متصل کند. زاویه بین خطوط PA و PO را نصف می کنیم. دو خط PC و PD که زاویه های $\pm \frac{\phi}{2}$ با نیمساز PB می سازند را رسم می کنیم. محل تقاطع PC و PD با محور حقیقی منفی موقعیت های لازم برای قطب و صفر شبکه پیش افت را بدست می دهد. جبران سازی که چنین طراحی می شود، نقطه p را نقطه ای بر روی مکان ریشه سیستم جبران شده خواهد کرد. بهره حلقه باز با استفاده از شرط اندازه تعیین می شود.



شکل (۱۱-۳) تعیین قطب و صفر شبکه پیش افت

با اعمال روی سیستم طراحی شده موقعیت صفر و قطب به صورت زیر می شود.

$$\phi/2 = 18/09$$

$$\text{صفر در } S = -2/7$$

$$\text{قطب در } S = -5/88$$

* مقادیر براساس روش ترسیمی بدست آمده اند لذا ممکن است جبران کننده بسیار دقیق نباشد.

بنابراین $Gc(s)$ چنین است.

$$\begin{aligned} Gc(s) &= kc \frac{s + \frac{1}{T}}{s + \frac{1}{\alpha T}} \\ &= kc \frac{s + 2/7}{s + 5/88} \end{aligned}$$

(برای این جبران سازی مقدار α برابر $0/459 = 2/7 \div 5/88$ است.)

$$\left| kc \frac{s+2/7}{s+5/88} \frac{s+1}{s(s-1)(s^2+9/6s+36)} \right|_{s=-2+J3/46} = 1$$

$$\Rightarrow kc = \left| \frac{(s+5/88)s(s-1)(s^2+9/6s+36)}{(s+2/7)(s+1)} \right|_{s=-2+J3/46} = 159/39$$

از این رو، جبران ساز پیش افت $Gc(s)$ طراحی شده عبارت است از

$$Gc(s) = 159/39 \frac{s+2/7}{s+5/88}$$

لذا تابع تبدیل حلقه باز سیستم طراحی شده چنین می شود.

$$Gc(s)G(s) = 159/39 \left(\frac{s+2/7}{s+5/88} \right) \frac{s+1}{s(s-1)(s^2+9/6s+36)}$$

و تابع تبدیل حلقه بسته چنین می شود

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{159/39(s+1)(s+2/7)}{s^5 + 14/48s^4 + 76/968s^3 + 278/622s^2 + 378/063s + 430/353}$$

مقادیر قطب های حلقه بسته را بوسیله برنامه مطلب با استفاده از دستور roots محاسبه می کنیم.

$$s_1 = -8/87 \ 27$$

$$s_2 = -2/1029 + 3/7829$$

$$s_3 = -2/1029 - 3/7829$$

$$s_4 = 0/7007 + J1/4485$$

$$s_5 = 0/7007 - J1/4485$$

ملاحظه می شود که دو قطب در محل مورد نظر وجود دارد اما دو قطب غالب $0/7 \pm J1/44$ نیز در پاسخ وجود دارد اما بدلیل مقدار کم، فراجهدی کمتری در پاسخ مشاهده می کنیم. کنترل کننده طراحی شده خواسته ی ما را به طور دقیق برآورده نمی کند. همان طور که گفته شده روش های متعددی برای طراحی جبران کننده وجود دارد بدلیل پیچیدگی سیستم به راحتی نمی توان برای آن جبران کننده طراحی کرد.

بررسی ثابت خطای سرعت استاتیکی k_v سیستم طراحی شده سودمند است.

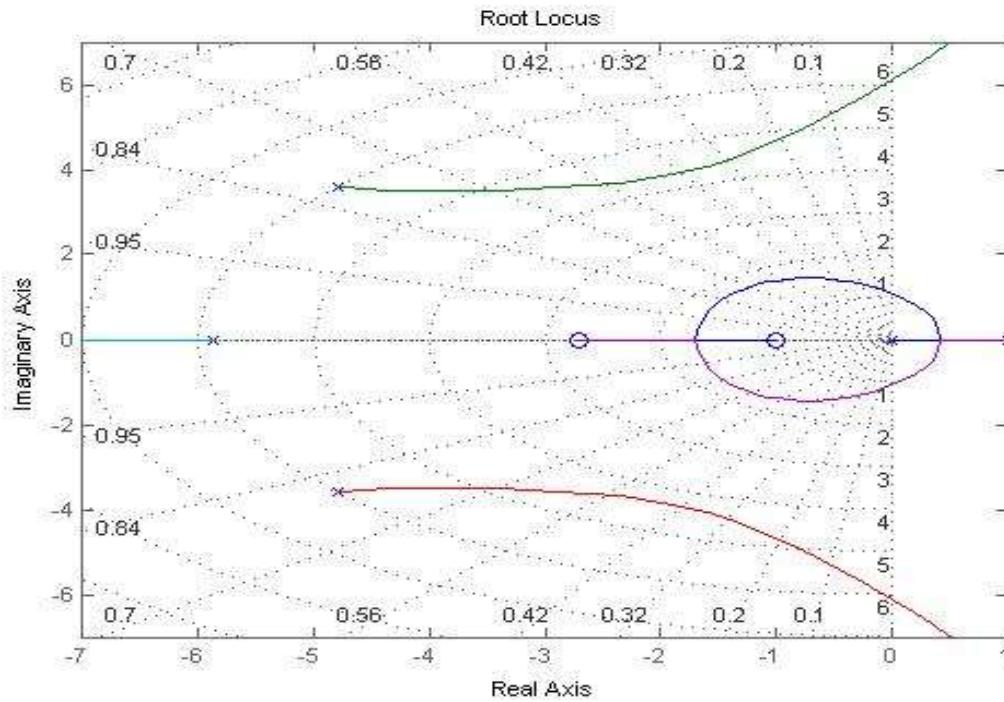
$$k_v = \lim_{s \rightarrow 0} s G_c(s) G(s)$$

$$= \lim_{s \rightarrow 0} s \left[\frac{159/39(s+2/7)(s+1)}{(s+5/88)s(s-1)(s^2+9/6s+36)} \right] = 2/033$$

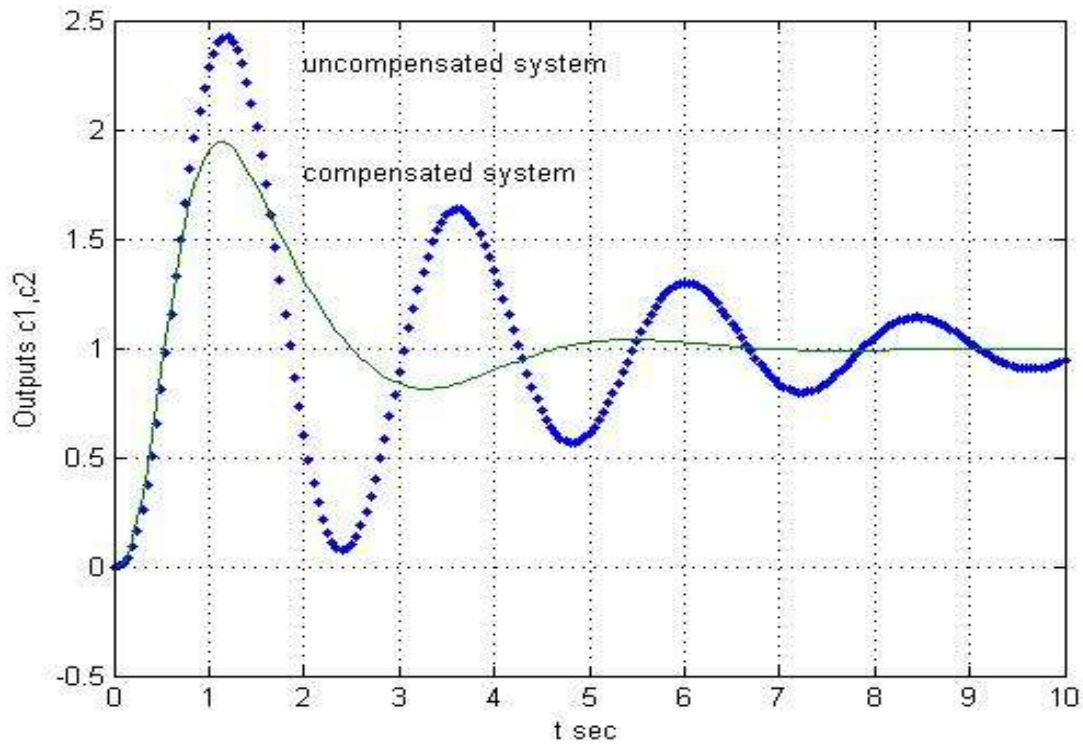
توجه شود که زمانی خطا معنا دارد که سیستم پایدار باشد.

این نکته قابل توجه است که ما سیستم را بدون بهره در طراحی قرار دادیم و دیدیم که زمانی که $0/7 < k < 0/85$ بود سیستم پایدار است. لذا مقدار محاسبه ی k_c دور از انتظار نیست.

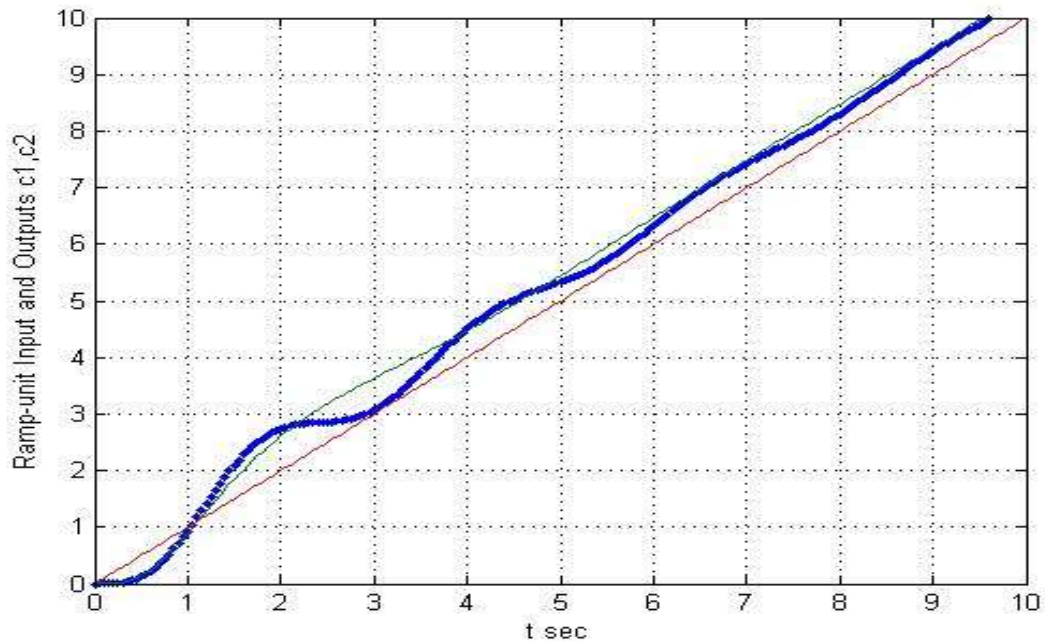
شکل ۱۲-۳ نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم با جبران ساز را نمایش می دهد. و در شکل های بعدی مقایسه پاسخ پله و شیب دو سیستم جبران نشده و جبران شده ارائه می شود. برای سیستم جبران نشده $k=100$ در نظر می گیریم همچنین نمودار نایکویست و بودی سیستم جبران شده در شکل های بعد ملاحظه می شود.



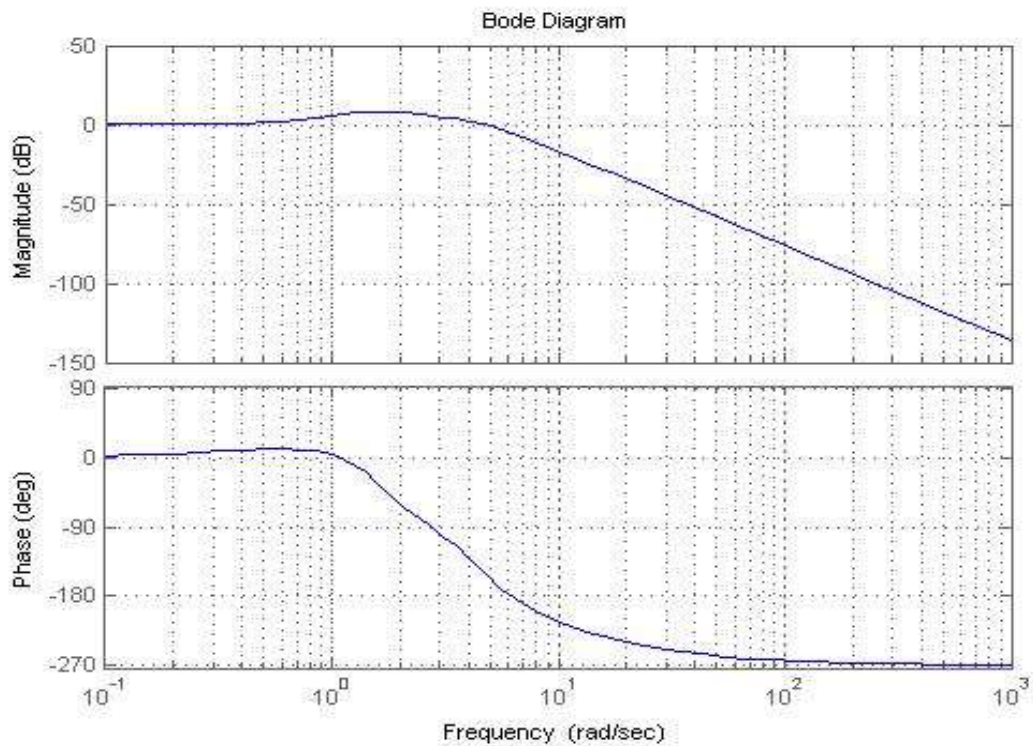
شکل ۱۲-۳) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده



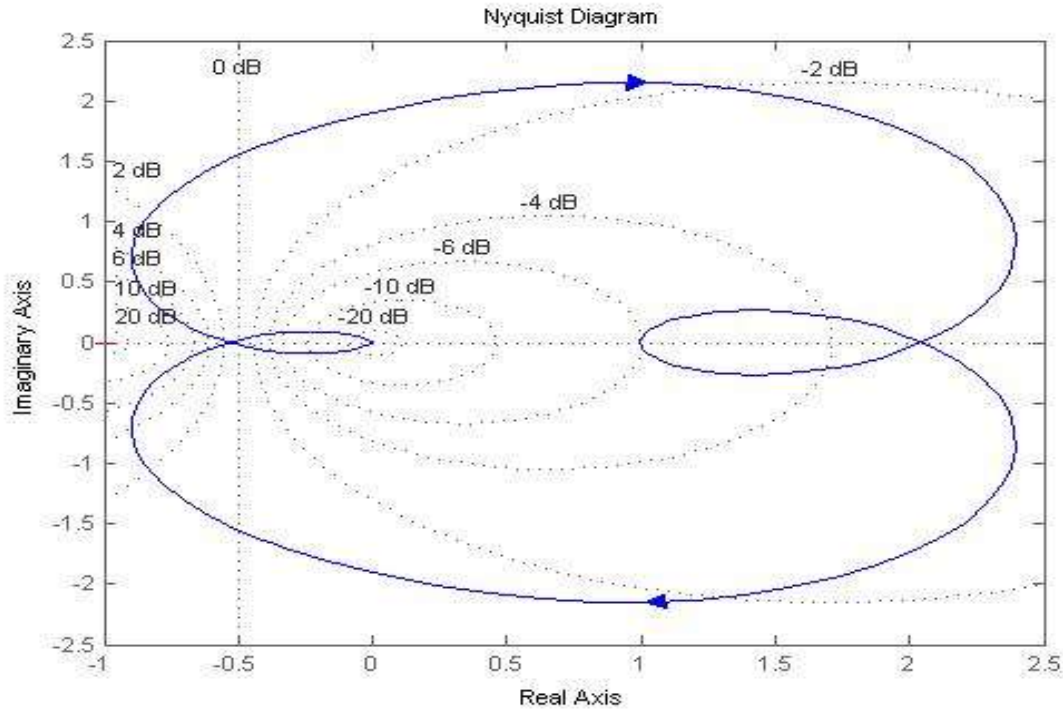
شکل ۱۳-۳) مقایسه ی پاسخ پله دو سیستم جبران شده و جبران نشده



شکل ۱۴-۳) مقایسه پاسخ شیب دو سیستم جبران شده و جبران نشده



شکل ۱۵-۳) دیاگرام بودی سیستم جبران شده



شکل ۱۶-۳) نمودار نایکوئیست سیستم جبران شده

برنامه ی مطلب برای یکی از موارد ارائه می شود.

همان طور که از مقایسه شکل ۱۳-۳ بر می آید، سیستم جبران شده بسیار بهبود پیدا کرده است و دو قطب غالب چون مقدار کمی دارند تنها مقداری overshoot را بالا می برند. سیستم جبران نشده حتی با گذشت ۱۰ ثانیه ورودی را دنبال نمی کند. خطا به ورودی پله صفر است که در سیستم جبران شده نشان داده شده است.

برنامه مطلب را برای ایجاد پاسخ پله ارائه می کنیم.

$$n_1=[100 \quad 100];$$

$$d_1=[1 \quad 8/6 \quad 26/4 \quad 64 \quad 100];$$

```
n2=159/39*(conv([1 1],[1 2/7]));
```

```
d2=[1 14/48 76/968 278/622 378/063 430/353];
```

```
t=0:0/05:10;
```

```
c1=step (n1, d1, t);
```

```
c2=step (n2, d2, t);
```

```
plot (t, c1, '0', t, c2, '-')
```

```
x label ('t sec')
```

```
y label ('outputs c1, c2')
```

```
text (2/5, 4/5, 'uncompensated system')
```

```
text (2, 2, 'compensated system')
```

در برخی موارد با حذف کردن قطب ها (البته در سمت چپ) به پاسخ مورد نظر دست پیدا می کنیم همانطور که گفته شد بی شمار جبران کننده پیش فاز می توان طراحی کرد.

جبران کننده های پیش فاز و پس فاز هر کدام یک مرتبه به مرتبه سیستم اضافه می کنند لذا در کنترل کننده پس فاز - پیش فاز مرتبه سیستم ۲ عدد افزایش پیدا می کند.

۳-۵) طراحی جبران کننده پس افت

در این بخش به چگونگی طراحی کنترل کننده پس افت می پردازیم:

کنترل کننده پس افت به خاطر ایجاد فاز منفی در سیستم، سیستم را به ناپایداری می برد. مسئله پیدا کردن یک شبکه جبران سازی مناسب را برای حالتی در نظر می گیریم که سیستم مشخصه های پاسخ گذاری رضایت بخشی دارد اما مشخصه های حالت دائمی آن رضایت بخشی نیست. در این حالت جبران

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

سازی عمدتاً شامل افزایش بهره حلقه باز بدون تغییر محسوس در مشخصه های پاسخ گذرا است. این بدان معنا است که بدون تغییر قابل توجهی در مکان ریشه در نزدیکی قطب های حلقه بسته غالب، بهره حلقه باز باید حتی الامکان افزایش یابد. این کار با قرار دادن یک جبران ساز پس افت به طور متوالی با تابع تبدیل مستقیم انجام می شود.

برای اجتناب از تغییر عمده ای در مکان های ریشه، سهم زاویه ای شبکه پس افت باید به مقدار کوچکی، مانند کمتر از 5° ، محدود گردد. برای تضمین این مورد، قطب و صفر شبکه پس افت را نزدیک مبدأ صفحه S و نسبتاً نزدیک یکدیگر قرار می دهیم. در این صورت قطب های حلقه بسته سیستم جبران شده تنها به مقدار کمی از موقعیت های اصلی آن ها انتقال پیدا می کنند. از این رو مشخصه های پاسخ گذرا تنها به مقدار کمی تغییر خواهند کرد.

یک جبران ساز پس افت $G_c(s)$ را به صورت زیر داریم:

$$G_c(s) = \hat{k}c\beta \frac{Ts+1}{\beta Ts+1} = \hat{k}c \frac{s + \frac{1}{T}}{s + \frac{1}{\beta T}}$$

اگر قطب و صفر جبران ساز پس افت را بسیار نزدیک یکدیگر قرار دهیم، در این صورت در $S=S_1$ که در آن

S_1 یکی از قطب های حلقه بسته غالب است، اندازه های $s_1 + \left(\frac{1}{T}\right)$ ، $s_1 + \left[\frac{1}{\beta T}\right]$ تقریباً برابراند:

$$|G_c(s_1)| = \left| \hat{k}c \frac{s_1 + \frac{1}{T}}{s_1 + \frac{1}{\beta T}} \right| \doteq \hat{k}c$$

برای کوچک کردن سهم زاویه ای ناشی از قسمت پس افت جبران ساز، لازم داریم

$$-\dot{s} < \frac{s_1 + \frac{1}{T}}{s_1 + \frac{1}{\beta T}} < \dot{0}$$

این ایجاب می کند که اگر بهره $\hat{K}C$ جبران ساز پس افت برابر ۱ قرار داده شود، علی رغم این واقعیت که بهره کلی تابع تبدیل حلقه باز با عامل β افزایش یافته است، که در آن $\beta > 1$ ، تغییر در مشخصه های پاسخ گذرا بسیار کم خواهد بود. تذکر داده می شود که مقدار T باید بزرگ باشد، اما مقدار آن چندان مهم نیست. اما برای آن که از مشکلات در تحقیق جبران ساز پس افت با عناصر فیزیکی اجتناب شود، مقدار T نباید خیلی بزرگ انتخاب شود. اگر صفر و قطب ها به مبدأ نزدیک باشند عامل β می تواند خیلی بزرگ شود.

$$\hat{K}v = \lim_{s \rightarrow 0} s Gc(s)G(s) = \lim_{s \rightarrow 0} Gc(s)k_v = \hat{K}c\beta k_v$$

ملاحظه می شود که مقدار ثابت خطا افزایش می یابد لذا خطا کمتر می شود.

اثر منفی اصلی جبران سازی پس افت آن است که صفر جبران سازی که در نزدیک مبدأ تولید خواهد شد، قطب حلقه بسته ای در نزدیک مبدأ ایجاد می کند. این قطب حلقه بسته و صفر جبران ساز دنباله ای دراز با دامنه ای کوچک در پاسخ تولید می کند که موجب افزایش زمان استقرار می گردد.

چون سیستم بدون جبران کننده پیش فاز پاسخ گذاری قابل قبولی ندارد طراحی جبران کننده پس فاز به تنهایی بی فایده است لذا به طراحی جبران کننده پیش فاز- پس فاز می پردازیم.

۳-۶) طراحی جبران کننده پس افت - پیش افت

ثابت خطای سرعت استاتیکی برای $k=100$ برابر $2/77$ است می خواهیم آن را به $27/7$ افزایش دهیم و همچنین مطلوب است که نسبت میرایی قطب های حلقه بسته را $0/5$ فرکانس طبیعی میرا نشده را به 5 sec/red افزایش دهیم.

فرض می کنیم که از یک جبران ساز پس افت- پیش افت با تابع تبدیل زیر استفاده کنیم.

$$G_c(s) = k_c \left(\frac{s + \frac{1}{T_1}}{s + \frac{\delta}{T_1}} \right) \left(\frac{s + \frac{1}{T_2}}{s + \frac{1}{\beta T_2}} \right) \quad (\delta > 1, \beta > 1)$$

از مشخصه های عملکرد، قطب های حلقه بسته غالب باید در

$$s = -2/5 \pm j4/33$$

از آن جایی که نقص زاویه برابر:

$$\left| \frac{s+1}{s(s-1)(s^2+9/6s+36)} \right|_{s=-2/5+j4/33} = -229/313$$

لذا شبکه پیش افت جبران ساز پس افت- پیش افت باید برای عبور مکان ریشه از محل مطلوب قطب های حلقه بسته غالب ۴۹/۳۱۳ فراهم کند. با محاسبات ساده یا تحلیل ترسیمی، قطب باید در $-۸/۷$ و صفر باید در -۳ قرار بگیرند.

بنابراین بخش پیش افت جبران ساز پس افت- پیش افت چنین می شود

$$k_c = \frac{s + \frac{1}{T_1}}{s + \frac{\delta}{T_1}} = k_c \frac{(s+3)}{(s+8/7)} \Rightarrow T_1 = 0/33, \delta = \frac{8/7}{3} = 2/9$$

سیس مقدار k_c را از شرط اندازه تعیین می کنیم

$$k_c = \left| \frac{(s+8/7)s(s-1)(s^2+9/6s+36)}{(s+3)(s+1)} \right|_{s=-2/5+j4/33} = 263/132$$

بخش پس افت جبران ساز را به صورت زیر طراحی می کنیم.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

نخست مقدار β را برای برآورده کردن شرط روی ثابت خطای سرعت استاتیکی تعیین می کنیم

$$kv = \lim_{s \rightarrow 0} s Gc(s)G(s) = \lim_{s \rightarrow 0} skc \frac{\beta}{\delta} G(s) = \lim_{s \rightarrow 0} s (263/132) \frac{\beta}{2/9} \frac{s+1}{s(s-1)(s^2+9/6s+36)}$$

$$= 2/52\beta = 27/7 \Rightarrow \beta = 10/99$$

سرانجام مقدار T_2 را چنان تعیین می کنیم که دو شرط زیر برقرار باشد.

$$\left| \frac{s + \frac{1}{T_2}}{s + \frac{1}{1089T_2}} \right|_{s=-2/5+J4/33} = 1 \quad -5 < \left| \frac{s + \frac{1}{T_2}}{s + \frac{1}{10/99T_2}} \right|_{s=-2/5+J4/33} < 0$$

می توانیم چندین مقدار برای T_2 انتخاب کنیم. پس از محاسبات ساده در می یابیم که برای $T_2=5$ دو شرط برقرار است.

اکنون تابع تبدیل جبران ساز پس افت - پیش افت طراحی شده چنین است.

$$Gc(s) = 263/132 \frac{(s+3)}{(s+8/7)} \left(\frac{s+0/2}{s+0/0181} \right)$$

$$G(s)Gc(s) = \frac{263/132(s+3)(s+0/2)(s+1)}{s(s+8/7)(s+0/0181)(s-1)(s^2+9/6s+36)}$$

تابع تبدیل حلقه بسته به صورت زیر است:

$$\frac{C}{R} = \frac{163/132(s^2+4s+3)(s+0/2)}{s^6+17/3181s^5+101/5331s^4+458/6121s^3+795/5s^2+994/24s+157/9}$$

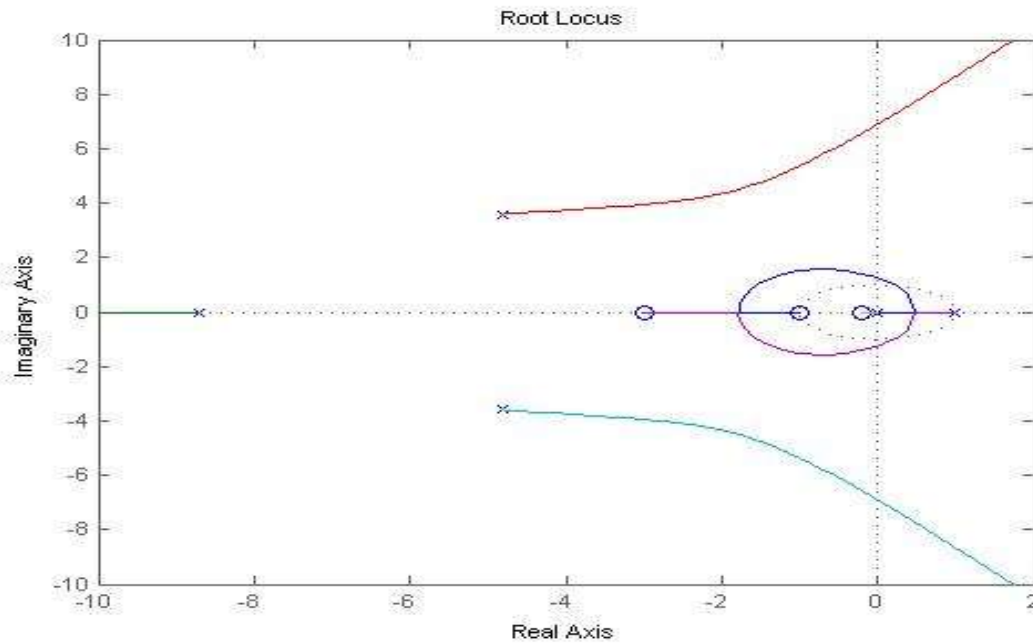
ملاحظه می شود که مرتبه سیستم دو عدد افزایش پیدا کرده است. مقادیر ریشه برای معادله مشخصه برابر با:

$$S_1 = -11/48$$

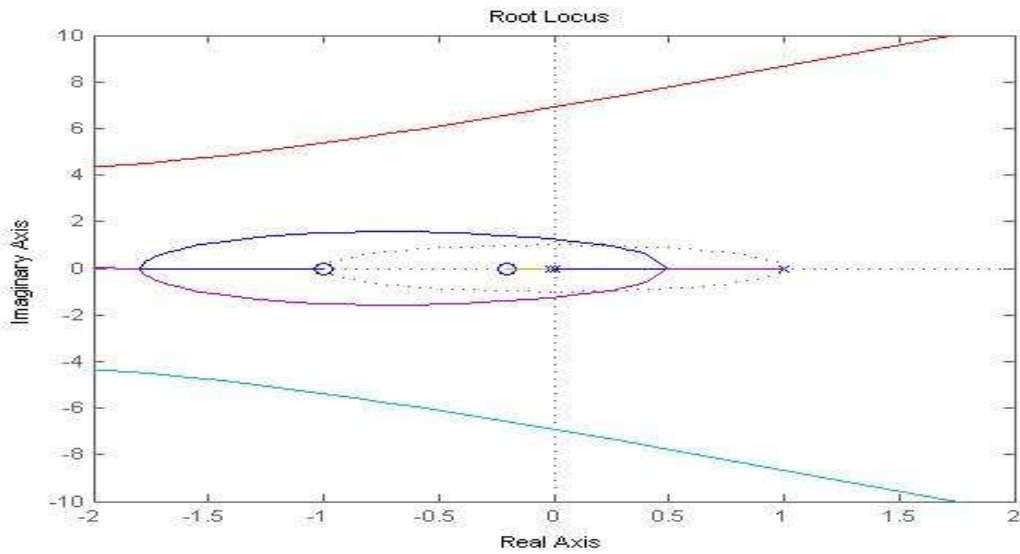
$$S_3 = -1/88 - J4/43$$

$$S_2 = -1/88 + j4/43 \quad S_4, S_5 = 0/93 \pm j1/53 \quad S_6 = 0/1829$$

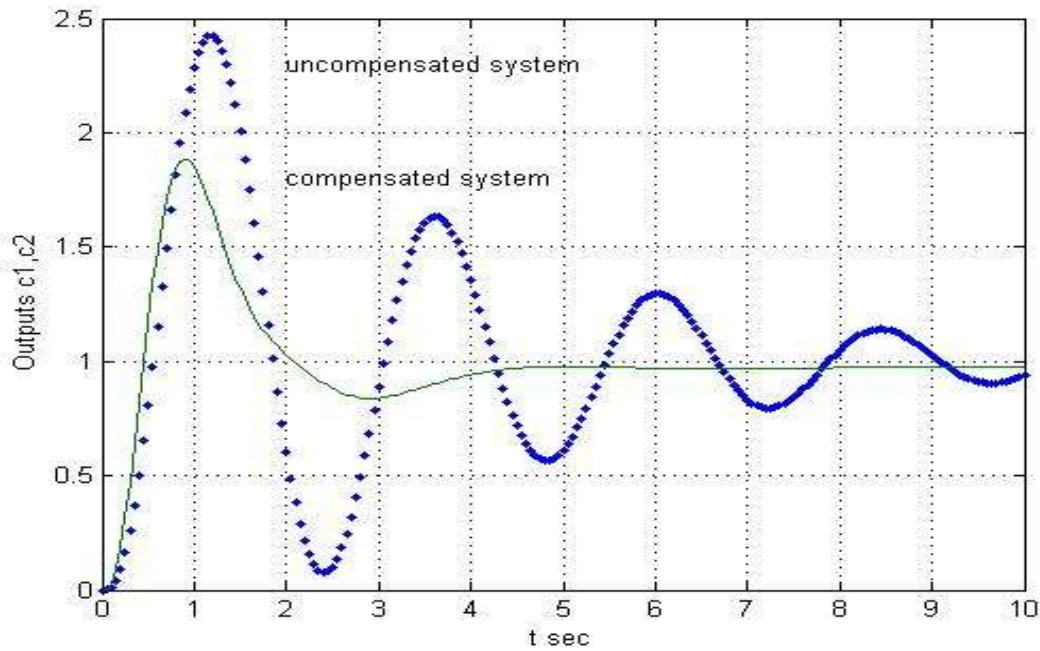
ملاحظه می شود مقدار $2/5 \pm j4/33$ ایجاد نشده و علت آن تفرانس های ناشی از مقادیر ترسیمی و مقدار کم زاویه منفی جبران کننده پس افت است. در شکل های زیر مکان هندسی، پاسخ پله، پاسخ شیب و دیاگرام بودی و قطبی سیستم جبران شده را مشاهده می کنیم.



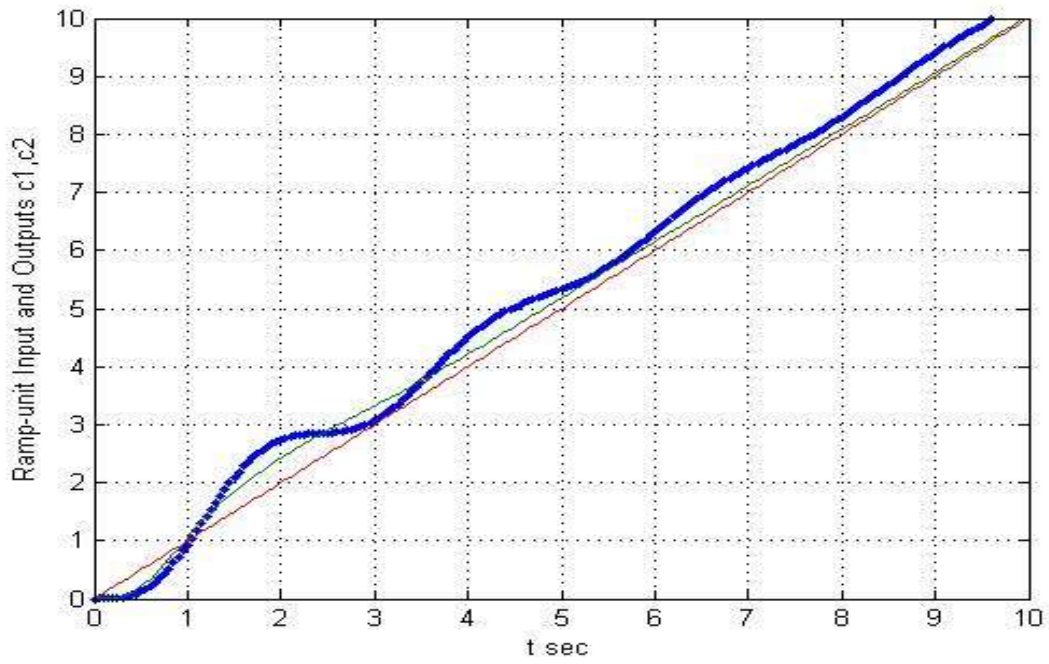
شکل ۱۷-۳) مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده با جبران کننده پس افت- پیش افت



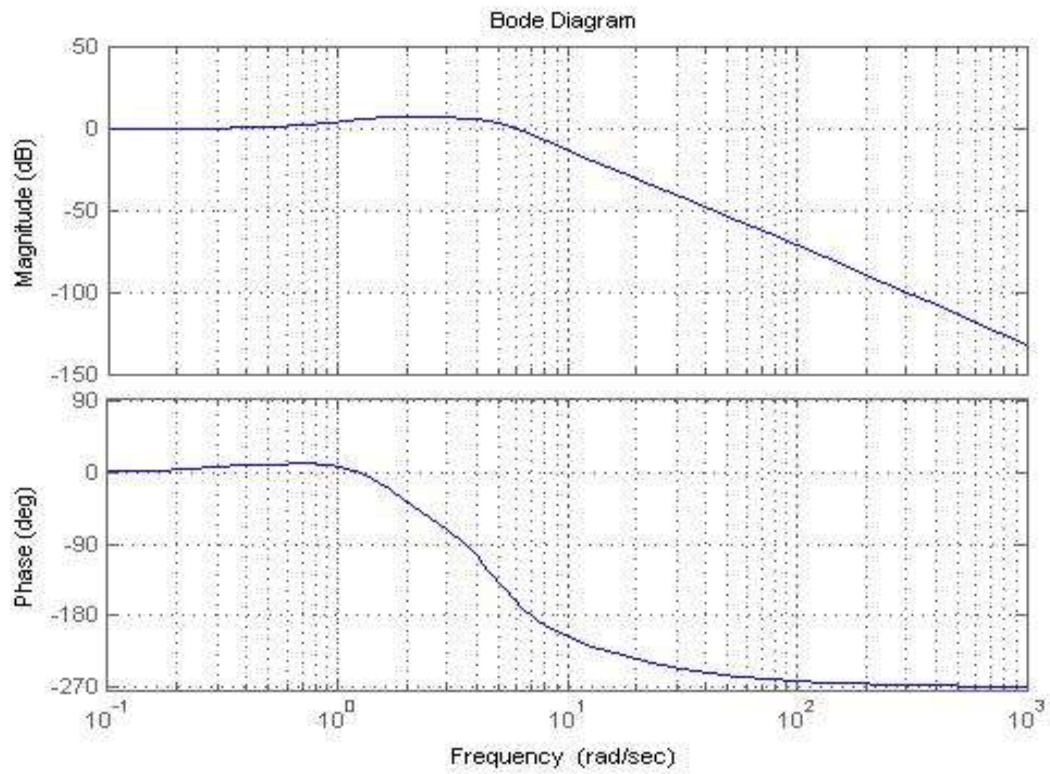
شکل ۱۸-۳) بزرگ نمایی شده مکان ریشه سیستم حول مبدأ



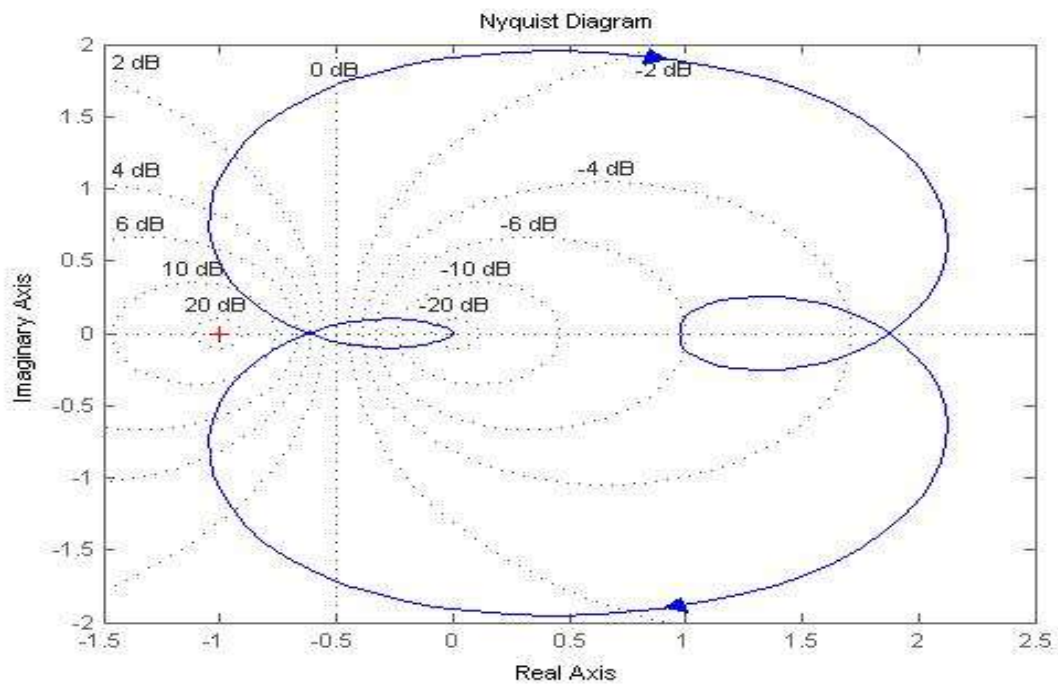
شکل ۱۹-۳) مقایسه ی پاسخ پله سیستم جبران شده و جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت



شکل ۲۰-۳) مقایسه پاسخ شیب سیستم جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت



شکل ۲۱-۳) دیاگرام بودی سیستم جبران شده (پیش‌افت- پس‌افت)



همانطور که از شکل پاسخ شیب بر می آید خطا به ورودی شیب (ess) کاهش پیدا کرده است.

ثابت خطای kv:

$$\lim_{s \rightarrow 0} s G(s) G_c(s) = 27/84$$

مشاهده می شود به مقدار مطلوب دست یافته ایم.

طراحی به روش پاسخ فرکانس نیز انجام می شود و چون معمولاً از سیستم فیزیکی تنها پاسخ فرکانس آن را در دست داریم طراحی به این روش نیز از اهمیت ویژه ای برخوردار است.

همانطور که گفته شد اگر PM و GM سیستم مثبت باشند سیستم پایدار است لذا با در نظر گرفتن فرکانس تقاطع بهره، پیک تشدید و نیز پهنای باند به طراحی جبران کننده پرداخته می شود. به دلیل گسترده بودن مطالب طراحی با روش پاسخ فرکانس به طراحی از رویکرد مکان هندسی ریشه ها اکتفا می کنیم.

با استفاده از دستور $[Gm, Pm, Wcp, Wcg]=margin(sys)$ حد بهره، حد فاز-فرکانس تقاطع بهره و فاز سیستم جبران شده (پیش افت- پس افت) بدست می آوریم.

GMdB=4/1488	GMdB=0/7539
PM=19/9016	PM=1/9815
Wcp=6/9161	Wcp=3/9336
Wcg=5/8079	Wcg=3/7822
سیستم جبران شده	سیستم جبران نشده

جدول ۱-۳) مقایسه حد فاز، حد بهره، فرکانس تقاطع فاز و بهره سیستم جبران شده و جبران نشده

دانلود پایان نامه ، پروژه های رایگان الکترونیک و فیلم های آموزشی Melec.ir

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

از لحاظ فرکانس نیز به پایداری نسبی سیستم جبران شده و جبران نشده پی می بریم. حد فاز حدوداً ۱۹

برابر شده است و حد بهره ۵/۵۲ برابر شده است. پس سیستم جبران کننده ی طراحی شده خواسته های ما

را برآورده می کند لذا آن را برای سیستم اصلی انتخاب می کنیم.

در فصل آینده در مورد طراحی از روش پاسخ فرکانس توضیحاتی بیشتر ارائه می شود.

(خ)

فصل چهارم

حرکت عمودی شتاب دار

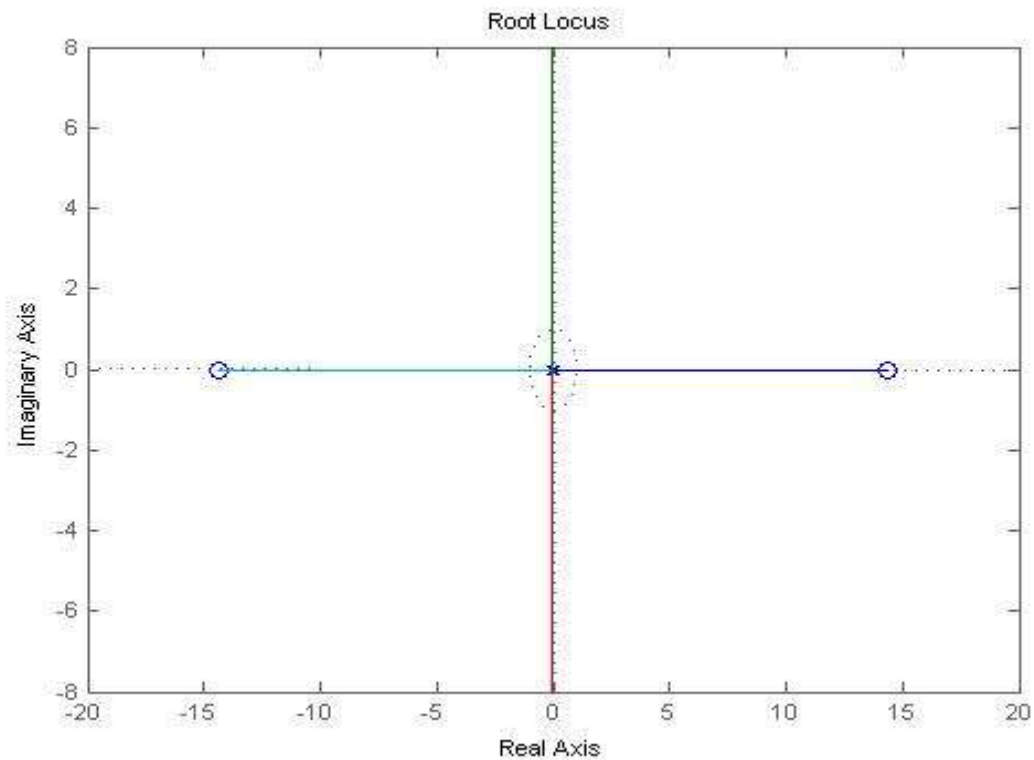
(۴-۱) مقدمه

در این فصل توضیحاتی در مورد حرکت عمودی یک جت ارتشی (به صورت ثابت) ارائه می شود. در این بخش چگونگی بدست آمدن تابع تبدیل با استناد بر قوانین فیزیک و معادلات حرکت و همچنین فضای حالت بیان شده است. توجه شود برای چنین سیستم پیچیده ای نمی توان به سادگی برای سیستم جبران کننده طراحی کرد چه بسا با کمی تفکر در تابع تبدیل Hxu_1 مشاهده می شود که یک صفر در سمت راست صفحه وجود دارد لذا با جبران کننده های سری نمی توان آن را پایدار کرد. همانطور که می دانیم اگر شاخه ای کامل در سمت راست باشد ، با کنترل کننده پایدار (البته در سری) نمی توان آن را پایدار کرد. در این بخش نیز از روش های دیگر از قبیل پاسخ فرکانسی - بهینه سازی محاسباتی و جایابی صفر و قطب برای

بهبود مشخصه های گذرا و دائمی استفاده شده است. در ادامه سیستمی دیگر از هواپیمای خودکار

(اتوپیلوت) ارائه می شود که به طراحی جبران کننده و تحلیل آن خواهیم پرداخت.

$$Hxu_1 = \frac{Js^2 - mgr}{Js^2(ms^2 + cs)}$$



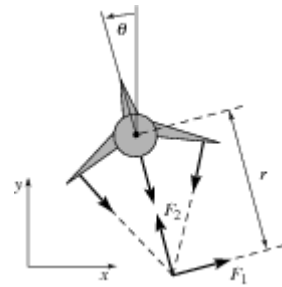
شکل ۱-۴) مکان هندسی تابع تبدیل Hxu_1

۴-۲) حرکت عمودی شتاب دار Vectored Thrust Aircraft :

در این قسمت بلند شدن عمودی (دو وجهی) و فرود هواپیما مدل می شود .

۴-۲-۱) توصیف سیستم :

حرکت vectored thrust هواپیما را در نظر بگیرید مانند جت harrier که در زیر سمت چپ نشان داده شده است . Harrier AV-8B هواپیما ی ارتشی ، نیروی موتور خود را به سمت پایین تنظیم می کند تا بتواند در هوا شناور باقی بماند . قسمتی از هوا توسط موتور به سمت نوک بال ها هدایت می شود که برای مانور دادن استفاده می شود .



شکل ۴-۲) جت ارتشی Harrier و مدل ساده شده آن

مدل ساده شده ی یک Harrier در بالا نشان داده شده است ، طوری که توجه ما روی حرکت وسیله به صورت عمودی بواسطه ی بال های هواپیما می باشد . نیرو های تولید شده را ، نیرو دهنده ی اصلی به سمت پایین و نیرو دهنده ی مانوری را به عنوان نیرو های F_1 و F_2 که در فاصله-ی r زیر هواپیما می باشد مدل می کنیم (مشخص شده توسط هندسه ی نیرو دهنده ها) .

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

در نظر بگیرید (x, y, θ) مکان و جهت مرکز جرم هواپیما را نمایش می دهد . همچنین m جرم وسیله و J لحظه سکون ، g ثابت جاذبه و c ضریب میرایی می باشد . در این صورت معادله حرکت برای وسیله به صورت زیر می باشد :

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= F_1 \cos \theta - F_2 \sin \theta - c\dot{x}, \\ m\ddot{y} &= F_1 \sin \theta + F_2 \cos \theta - mg - c\dot{y}, \\ J\ddot{\theta} &= rF_1. \end{aligned}$$

مناسب است که ورودی ها را طوری دوباره مشخص کنیم که مبدا یک نقطه سکون سیستم با ورودی صفر باشد . در نظر بگیرید $u_1 = F_1$ و $u_2 = F_2 - mg$, معادلات این گونه می شود :

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= -mg \sin \theta - c\dot{x} + u_1 \cos \theta - u_2 \sin \theta, \\ m\ddot{y} &= mg(\cos \theta - 1) - c\dot{y} + u_1 \sin \theta + u_2 \cos \theta, \\ J\ddot{\theta} &= ru_1. \end{aligned}$$

این معادلات حرکت وسیله را به عنوان سه معادله دیفرانسیل زوج توصیف می کند .

۲-۲-۴) LQR کنترلر، فیدبک حالت :

این قسمت طراحی یک کنترلر فیدبک LQR به عنوان نمونه نشان می دهد . این مثال از بخش فیدبک حالت برگرفته شده است .

متغیر های سیستم می تواند به شکل فضای حالت نوشته شود :

$$\frac{dz}{dt} = \begin{bmatrix} z_4 \\ z_5 \\ z_6 \\ -\frac{c}{m} z_4 \\ -mg - \frac{c}{m} z_5 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{1}{m} \cos \theta F_1 - \frac{1}{m} \sin \theta F_2 \\ \frac{1}{m} \sin \theta F_1 + \frac{1}{m} \cos \theta F_2 \\ \frac{r}{J} F_1 \end{bmatrix}$$

Parameter	Value	Comment
m	4 kg	system mass
J	0.0475 kg m ²	system inertia
r	0.25 m	thrust offset
g	9.8 m/s	gravitational constant
c	0.05 N s/m	rotational damping

پارامتر های سیستم در سمت چپ و مناسب با مدل سیستم نشان داده شده است . نقطه تعادل برای سیستم به صورت $F_1 = 0$ و $F_2 = mg$ و $z_e = (x_e, y_e, 0, 0, 0, 0)$ داده شده است . برای اینکه مدل خطی شده نزدیک نقطه تعادل بدست آوریم ، خطی سازی را در (z_e, u_e) انجام می دهیم :

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -g & -c/m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -c/m & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1/m & 0 \\ 0 & 1/m \\ r/J & 0 \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

در نظر بگیرید $v = u - u_e$ و $z = z - z_e$. سیستم خطی شده به صورت زیر می شود :

$$\frac{dz}{dt} = Az + Bv, \quad y = Cx.$$

از اینجا می توان فهمید که سیستم قابل دسترسی است .

برای محاسبه ی معادله درجه دوم خطی سیستم ، تابع زیر را می نویسیم :

$$J = \int_0^{\infty} (z^T Q_z z + v^T Q_v v) dt,$$

جایی که $v = u - u_e$, $z = z - z_e$, محل متناسب با نقطه تعادل مورد دلخواه را نشان می دهد . با

ماتریس های قطری برای حالت و ورودی ها شروع می کنیم :

$$Q_z = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad Q_v = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

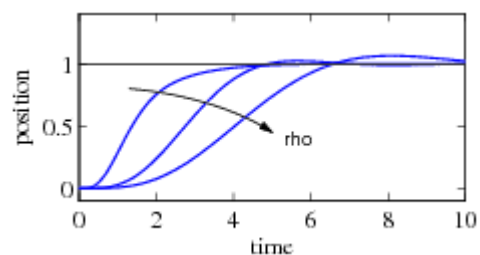
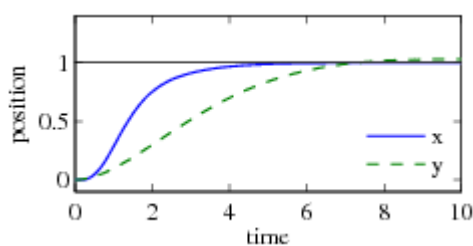
این یک قانون کنترلی به صورت $v = -Kz$ می دهد , که می توان برای به دست آوردن متغیر های اصلی از

قانون کنترل استفاده شود :

$$u = v + u_e = -K(z - z_e) + u_e.$$

نقاط تعادل $u_e = (0, mg)$ و $z_e = (x_e, y_e, 0, 0, 0, 0)$ می باشند . پاسخ مسیر بسته ی سیستم به همراه

تغییر گام در مکان مورد دلخواه در زیر نمایش داده شده است :



Step response in x and y

Effect of control weight ρ

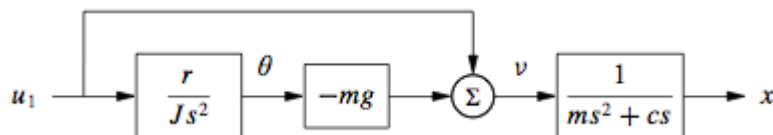
شکل ۳-۴) پاسخ مسیر بسته ی سیستم به همراه تغییر گام در مکان مورد دلخواه

دیاگرام سمت چپ مکان های x و y هواپیما را در زمانی که دستور حرکت به اندازه ۱ متر به هر جهت داده شود، نمایش می دهد . پاسخ می تواند با تنظیم وزن ها در LQR میزان شود . دیاگرام سمت راست حرکت در جهت x برای کنترل وزن های $\rho = 1, 10^2, 10^4$ نشان می دهد . وزن بیشتر در ورودی باعث می شود که پاسخ کند تر شود .

۳-۲-۴) کنترل جانبی با استفاده از طراحی حلقه داخلی/خارجی

برای کنترل متغیر های جانبی vectored thrust هواپیما ، از ایده طراحی یک حلقه داخلی/خارجی استفاده می کنیم . این مثال از بخش طراحی حوزه فرکانس گرفته شده است .

با نمایش متغیر ها به صورت بلوک دیاگرام شروع می کنیم :



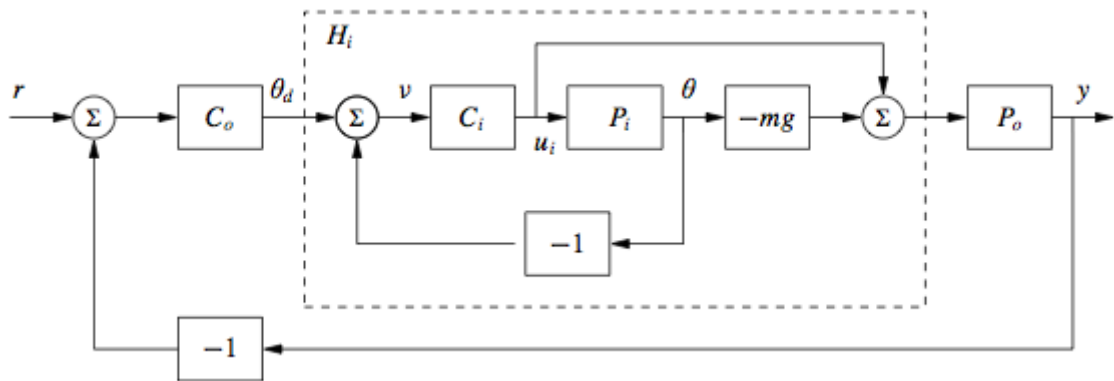
شکل ۴-۴) نمایش متغیر ها به صورت بلوک دیاگرام

جایی که

$$H_{\theta u_1} = \frac{r}{Js^2}, \quad H_{x u_1} = \frac{Js^2 - mgr}{Js^2(ms^2 + cs)}$$

کنترل کننده با جدا سازی پردازش متغیرها و کنترلر به دو بخش ساخته می شود : یک حلقه داخلی شامل

فهرستی از متغیرهای P_i و کنترل C_i و یک حلقه خارجی شامل مکان متغیر های جانبی P_o و کنترلر C_o .



شکل ۵-۴) حلقه داخلی شامل فهرستی از متغیرهای P_i و کنترل C_i ، حلقه خارجی شامل مکان متغیر های جانبی P_o و کنترلر C_o .

متغیر های حلقه بسته ی داخلی H_i زاویه گردش هواپیما را با استفاده از مسیر نیرو کنترل می کند ؛ زمانی که کنترلر حلقه خروجی C_o به زاویه گردش فرمان می دهد تا متغیر های جانبی را کنترل کند. برای تشخیص کارایی کل سیستم ، مایلیم که خطای حالت ماندگار صفر ، پهنای باند تقریباً 1 rad/s و محدوده فاز 45 درجه داشته باشیم .

۴-۲-۴) طراحی حلقه داخلی

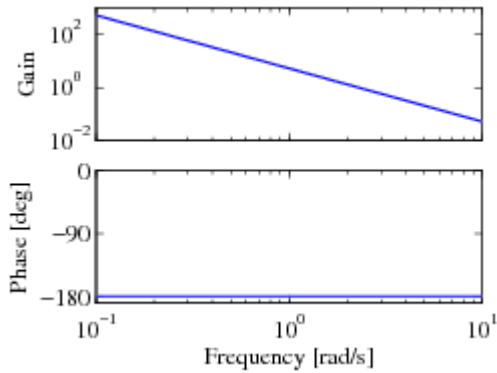
برای حلقه داخلی ، مشخصات طرحمان را طوری انتخاب کردیم که برای حلقه ی خارجی کنترل دقیق و سریع گردش را فراهم کند . متغیر های حلقه ی داخلی عبارتند از :

$$P_i = H_{\theta u_1} = \frac{r}{Js^2 + cs}$$

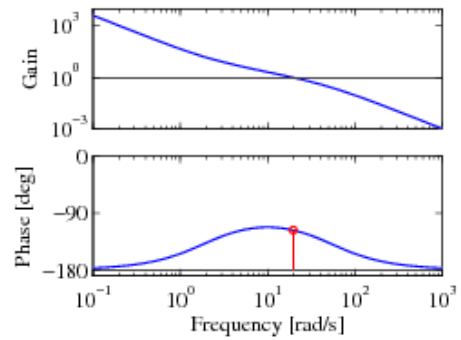
پهنای باند دلخواه را 10 rad/s (10 برابر حلقه خارجی) انتخاب کردیم تا خطای فرکانس پایین بیشتر از 5% نشود . برای بدست آوردن مشخصات کارایی سیستم ، مایلیم که بهره در فرکانس 10 rad/s برابر 10 باشد که بهره ی مورد نیاز برای تغییر فرکانس به فرکانس بالا تر می باشد . در شکل سمت چپ می بینیم

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

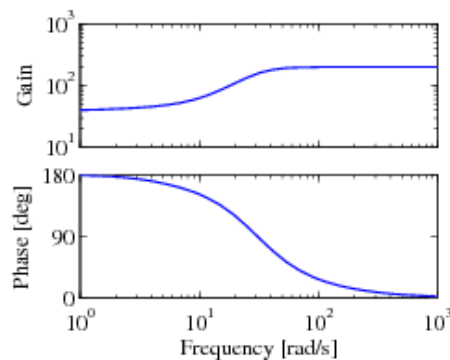
که برای بدست آوردن کارایی دلخواه، نمی توانیم به راحتی بهره را افزایش دهیم، به دلیل اینکه، این کار حد فاز ما را بسیار کاهش می دهد. به جای این کار ، باید فاز را در فرکانس مورد نظر افزایش دهیم .



الف) حلقه باز



ب) حلقه باز با کنترل کننده پیش فاز



ج) حلقه بسته

شکل ۶-۴) دیاگرام های بودی مربوط به حلقه داخلی

برای انجام این کار ، ما باید از یک جبران ساز تقدم (lead) با مشخصات $a = 2$ و $b = 50$ استفاده کنیم:

$$C_i(s) = k \frac{s+a}{s+b}, \quad a=2, \quad b=50, \quad k=1.$$

در این صورت بهره سیستم به گونه ای تنظیم می شود که بهره حلقه بزرگتر را مانند تصویر بالا تا پهنای باند مورد دلخواه افزایش دهیم . می بینیم که این سیستم بهره ی بزرگتر از ۱۰ در همه فرکانس های بالا تر از 10 rad/s دارد و همچنین حد بهره آن بیشتر از ۶۰ درجه می باشد .

متغیر های حلقه بسته بدست آمده برای سیستم به صورت :

$$H_i = \frac{C_i}{1+C_iP_i} - mg \frac{C_iP_i}{1+C_iP_i} = \frac{C_i(1-mgP_i)}{1+C_iP_i}.$$

دیاگرام اندازه این تابع انتقال در شکل بالا نمایش داده شده است , و میبینیم که $H_i \approx -mg = 39.2$ تقریب خوبی برای فرکانس های تا 10 rad/s می باشد .

۴-۲-۵) طراحی حلقه خارجی

برای طراحی کنترلر خارجی , فرض می کنیم که کنترل گردش در حلقه داخلی ایده آل است , یعنی می توانیم θ_d را به عنوان ورودی متغیرهای جانبی حساب کنیم . متغیر های حلقه خارجی به صورت زیر نوشته می شوند :

$$P(s) = H_i(0)P_o(s) = \frac{H_i(0)}{ms^2},$$

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

با جایگزینی $H_i(s)$ توسط $H_i(0)$ نشان می دهیم که با تقریبمان حلقه داخلی سرانجام ورودی اعمال شده را دنبال می کند . البته این تقریب ممکن است معتبر نباشد ، یعنی باید زمانی که طرحمان تکمیل شد از آن مطمئن شویم .

هدف کنترلی ما در حال حاضر ، طراحی یک کنترلر است که خطای حالت ماندگار در X ، صفر و پهنای باند 1 rad/s داشته باشد . متغیرهای پردازشی حلقه ی خارجی به صورت یک معادله انتگرالی درجه دو داده شده است ، و می توانیم مجدداً یک جبران ساز تقدیمی (lead) برای بدست آوردن مشخصات مورد نظر قرار دهیم . همچنین طرحی را انتخاب می کنیم که تابع انتقال حلقه خارجی $|L_o| < 0.1$ برای $\omega > 10 \text{ rad/s}$ داشته باشد ، یعنی متغیرهای H_i را بتوان نادیده گرفت . کنترلی به شکل زیر انتخاب می کنیم :

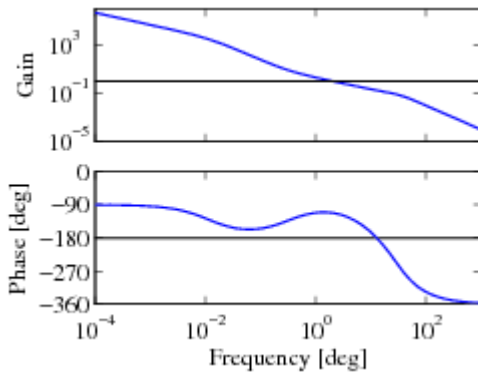
$$C_o(s) = -k_o \frac{s + a_o}{s + b_o},$$

با علامت منفی ، علامت منفی بدست آمده توسط متغیرهای پردازشی را خنثی می کنیم . برای پیدا کردن مکان قطب ها ، باید در نظر داشته باشیم که فاز تقدم تقریباً در $b/10$ پایین می آید . فاز تقدم را در معبر ، و معبر را در $\omega_{gc} = 1 \text{ rad/s}$ که $b_o = 10$ را می دهد، قرار می دهیم . برای اطمینان از اینکه تقدم فاز مناسبی داریم ، باید a_o را طوری انتخاب کنیم که به صورت $b_o / 10 < 10a_o < b_o$ شود ، که نیاز دارد a_o بین 0.1 و 1 باشد . $a_o = 0.3$ انتخاب می کنیم . سرانجام ، نیاز به تنظیم بهره سیستم به گونه ای داریم که معبر بهره حلقه مقدار 1 را داشته باشد . یک محاسبه ساده نشان می دهد که $k_o = 2$ نیاز را برآورده می کند . بنابراین کنترلر حلقه خارجی به صورت زیر می شود :

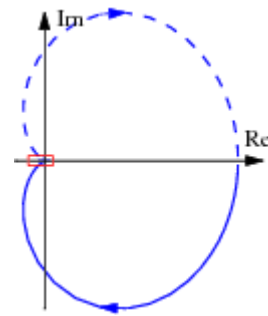
$$C_o(s) = 0.8 \frac{s + 0.3}{s + 10}.$$

۴-۲-۶) تحلیل کل سیستم

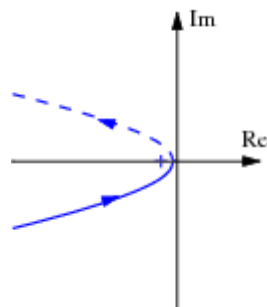
سرانجام با ترکیب کنترلرهای حلقه داخلی و خارجی و تأیید اینکه سیستم توانایی حلقه بسته دلخواه را دارد ، کار را دنبال می کنیم . دیاگرام های bode و نایکوئیست با کنترلر های داخلی و خارجی در شکل زیر نمایش داده شده اند . و می بینیم که مشخصات قابل قبول می باشند .



Bode plot for combined



Nyquist plot for combined controller

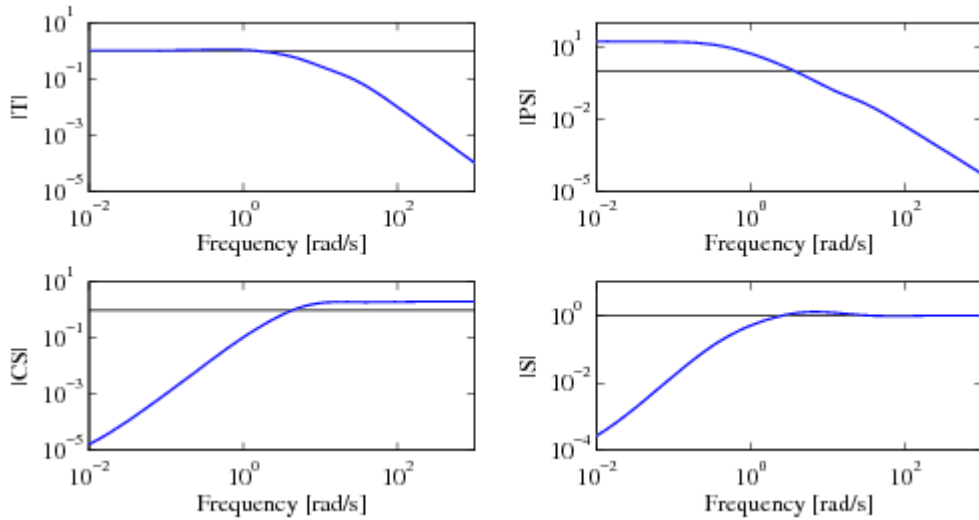


Zoomed in Nyquist plot

شکل ۴-۷) دیاگرام های bode و نایکوئیست با کنترلر های داخلی و خارجی

سیستم حد فاز ۶۸ درجه و حد بهره ی ۶.۲ دارد .

برای درک بهتر خواص حلقه بسته سیستم ، می توانیم شکل زیر را درست کنیم :



شکل ۸-۴) دیاگرام اندازه های بودی حلقه بسته با مقادیر مختلف

می بینیم که تابع انتقال بین همه ورودی ها و خروجی ها منطقی می باشد . حساسیت به اعوجاج های بار PS در فرکانس های پایین زیاد است زیرا کنترلر عملیات انتگرالی انجام نمی دهد .

نظریه ی جداسازی متغیرها به دو دسته ی حلقه ی داخلی و خارجی در بسیاری از کاربردهای کنترلی رایج است و می تواند منجر به طرح های ساده تر برای سیستم های پیچیده شود . قطعا برای متغیرهای هواپیمای گفته شده در مثال ، مسئله طراحی مستقیم یک کنترلر از مکان جانبی X با ورودی u_1 بسیار چالش برانگیز است . استفاده از اندازه های بیشتر θ طرح را بسیار ساده تر می کند به این دلیل که می تواند به قطعه های کوچک تری تقسیم شود .

حال به بررسی سیستمی دیگر از هواپیما خودکار می پردازیم.

۴-۳ سیستم کنترل نرخ- وضعیت

شکل ۴-۹ دیاگرام بلوکی مدلی از یک سیستم کنترل نرخ- وضعیت است. تابع تبدیل حلقه بسته سیستم چنین است.

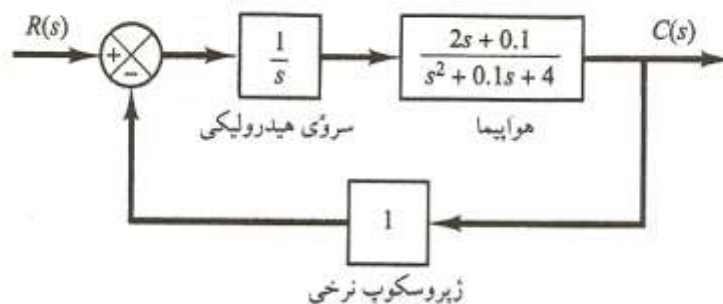
$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{2s + 0.1}{s^3 + 0.1s^2 + 6s + 0.1}$$

$$S_{1,2} = -0.0417 \pm j2/44$$

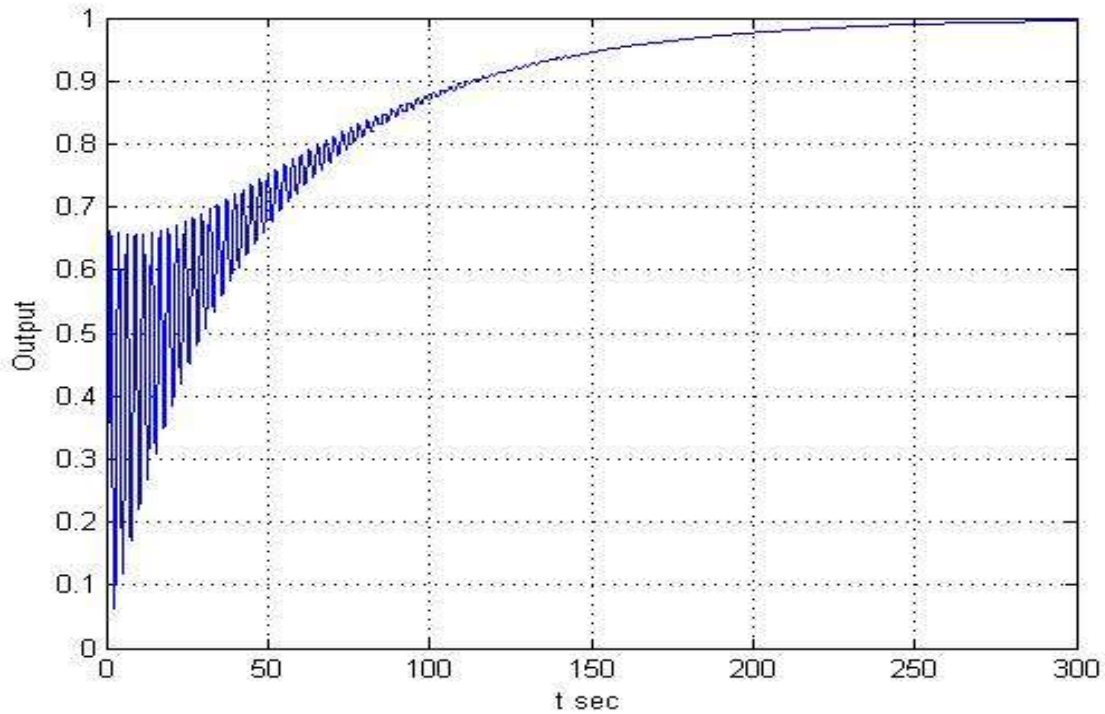
$$S_3 = 0.0167$$

پاسخ پله این سیستم در شکل ۴-۱۰ نشان داده شده است. در شروع پاسخ، به علت قطب های قرار گرفته در $S = -0.0417 \pm j2/44$ نوسانات فرکانسی بالا در پاسخ دیده می شود. پاسخ تحت تسلط قطب در $S = -0.0167$ می باشد. زمان مستقر شدن تقریباً ۲۴۰ ثانیه است! مطلوب آن است که سرعت پاسخ را افزایش داده و رفتار نوسانی سیستم در شروع پاسخ را حذف کنیم. جبران کننده مناسبی را چنان طراحی می کنیم که قطب های حلقه بسته غالب را در $-2 \pm j2\sqrt{3}$ قرار دهد. ($\zeta=0.5, W_n=4$).

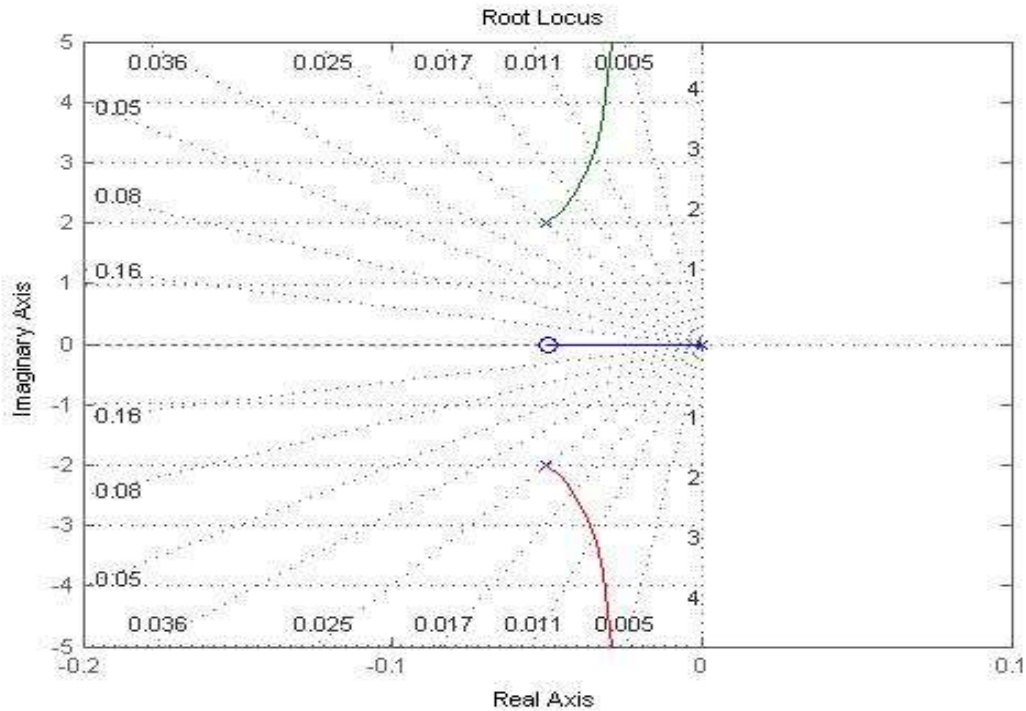
۴-۳-۱ طراحی جبران کننده برای سیستم:



شکل ۹-۴) دیاگرام سیستم کنترل نرخ- وضعیت



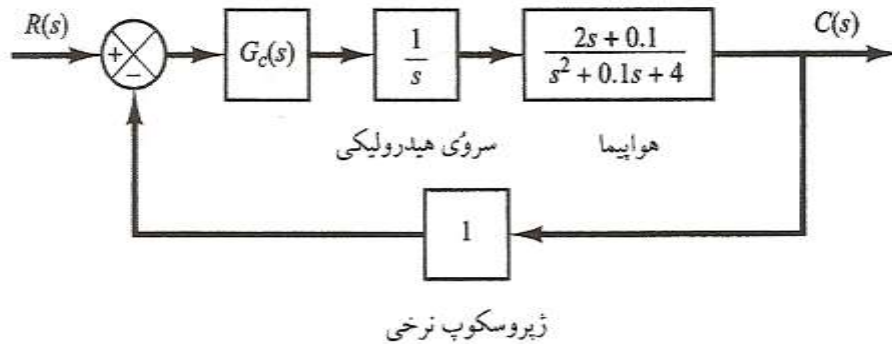
شکل ۱۰-۴) پاسخ پله واحد سیستم جبران نشده $(2s+0/1)/(s^3+0/1s^2+6s+0/1)$



شکل 11-4) نمودار مکان هندسی سیستم $(2s+0/1)/s(s^2+0/1s+4)$

شکل ۱۲-۴ دیاگرام بلوکی سیستم جبران شده را نشان می دهد. توجه کنید که صفر حلقه باز در $S=-$ و $0/05$ و قطب حلقه باز در $S=0$ یک قطب حلقه بسته ای میان $S=0$ و $S=-0/05$ به وجود می آورند. چنین قطب حلقه بسته ای یک قطب حلقه بسته غالب شده و پاسخ را نسبتاً کند می کند (همانند یک انترال گیر عمل می کند و پاسخ را کند می کند). از این رو لازم است که صفر را با صفری که به مراتب دورتر از محور Jw قرار می گیرد جایگزین کنیم. مثلاً صفری در $S=-4$. لذا جبران کننده را به صورت زیر انتخاب می کنیم.

$$Gc(s) = \hat{G}c(s) \frac{s+4}{2s+0/1}$$



شکل ۱۲-۴) سیستم کنترل نرخ- وضعیت جبران شده.

در این صورت تابع تبدیل حلقه باز سیستم جبران شده چنین می شود.

$$G_c(s)G(s) = \hat{G}_c(s) \frac{s+4}{2s+0.1} \frac{1}{s} \frac{2s+0.1}{s^2+0.1s+4} = \hat{G}_c(s) \frac{s+4}{s(s^2+0.1s+4)}$$

برای تعیین $G_c(s)$ با روش مکان ریشه، لازم است نقص زاویه را در محل قطب حلقه بسته مطلوب $S = -2 \pm J2\sqrt{3}$ پیدا کنیم. نقص زاویه به صورت زیر بدست می آید.

$$\text{نقص زاویه} = -143/0.88 - 1200 - 109/6420 + 600 + 1800 = -132/730$$

از این رو جبران کننده پیش افت $G_c(s)$ باید $132/730$ را تأمین کند. از آن جایی که نقص زاویه $-132/730$

است. دو تا جبران کننده پیش افت لازم داریم، که هر یک زاویه $66/365$ را فراهم کند. از این رو $G_c(s)$

شکلی به صورت زیر خواهد داشت:

$$\hat{G}_c(s) = kc \left(\frac{s + s_z}{s + s_p} \right)^2$$

لذا قطب و صفر را برای نقص زاویه $-66/365$ محاسبه می کنیم و سپس آن را مکرر می کنیم که زاویه

$132/730$ درجه را بسازیم. از محاسبات ترسیمی و انتخاب صفر در -2 داریم:

$$S_p = 9/9158$$

$$S_z = 2$$

از شکل ۱۳-۴ داریم:

$$\frac{3/4641}{s_p - 2} = \tan(90^\circ - 66/365^\circ) = 0/4376169$$

$$\Rightarrow s_p = 2 + \frac{3/4641}{0/4376} \Rightarrow s_p = 9/9158$$

کل جبران کنند $G_c(s)$ سیستم چنین می شود

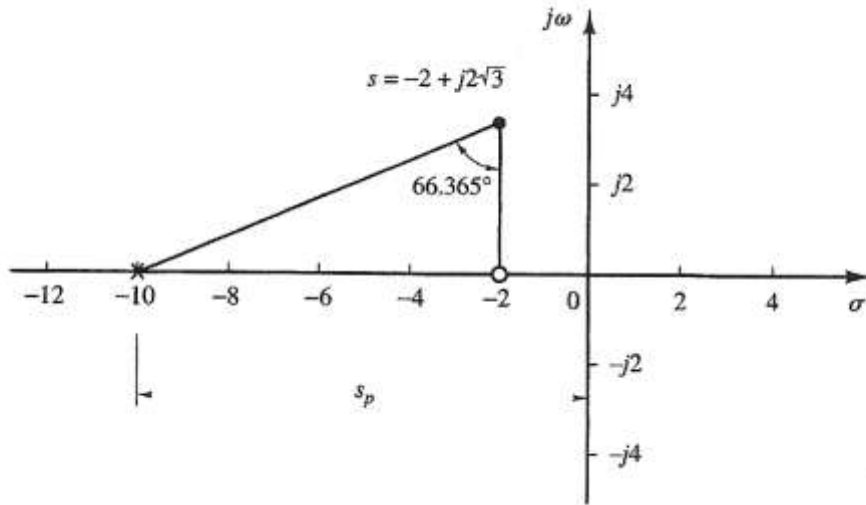
$$G_c(s) = \hat{G}_c \frac{s+4}{2s+0/1} = kc \frac{(s+2)^2}{(s+9/9158)} \frac{s+4}{2s+0/1}$$

مقدار kc را می توان از شرط اندازه تعیین کرد. از آن جایی که تابع تبدیل حلقه باز به صورت زیر است

$$G_c(s)G(s) = kc \frac{(s+2)^2(s+4)}{(s+9/9158)^2 s(s^2 + 0/1s + 4)}$$

شرط اندازه چنین می شود

$$\left| kc \frac{(s+2)^2(s+4)}{(s+9/9158)^2 s(s^2 + 0/1s + 4)} \right|_{s=-2+j2\sqrt{3}} = 1$$



شکل ۱۳-۴) قطب و صفر $G_c(s)$

از این رو:

$$k_c = \left| \frac{(s + 9/9158)^2 s (s^2 + 0/1s + 4)}{(s + 2)^2 (s + 4)} \right|_{s = -2 + j2\sqrt{3}} = 88/0227$$

بنابراین جبران کننده $G_c(s)$ چنین می شود.

$$G_c(s) = 88/0227 \frac{(s + 2)^2 (s + 4)}{(s + 9/9158)^2 (2s + 0/1)}$$

تابع تبدیل حلقه باز به صورت زیر می شود.

$$G_c(s)G(s) = \frac{88/0227 (s + 2)^2 (s + 4)}{(s + 9/9158)^2 s (s^2 + 0/1s + 4)}$$

نمودار مکان ریشه سیستم در شکل ۱۴-۴ نشان داده شده است. قطب های حلقه بسته سیستم جبران شده

عبارتند از

$$S = -2 \pm j3/4641$$

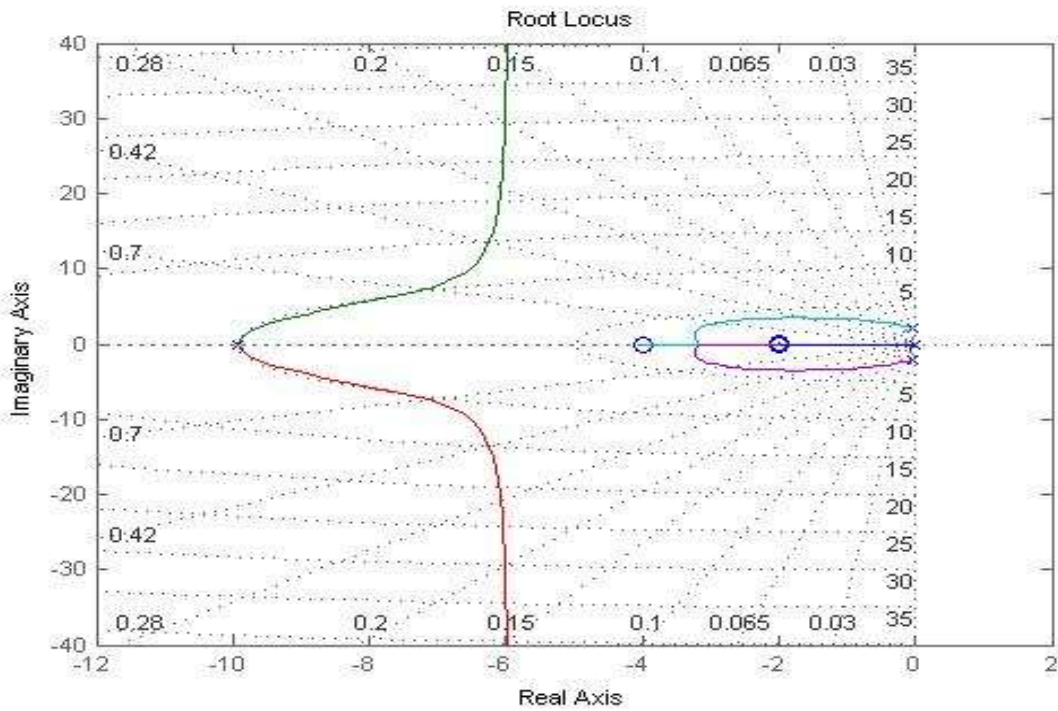
$$S = -7/5224 \pm j6/5326$$

$$S = -0/868$$

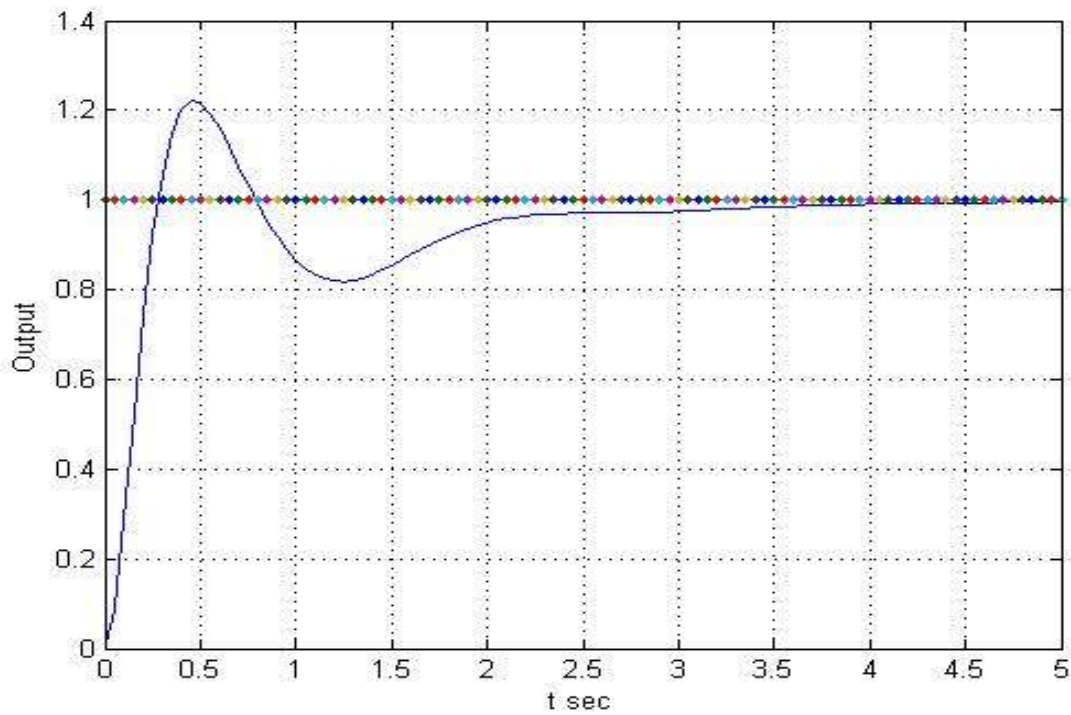
اکنون که جبران ساز طراحی شده است، مشخصه های پاسخ گذرا را با Matlab بررسی خواهیم کرد. تابع تبدیل حلقه بسته چنین داده می شود.

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{88/0227(s+2)^2(s+4)}{(s+9/9158)^2 s (s^2 + 0/1s + 4) + 88/0277(s+2)^2(s+4)}$$

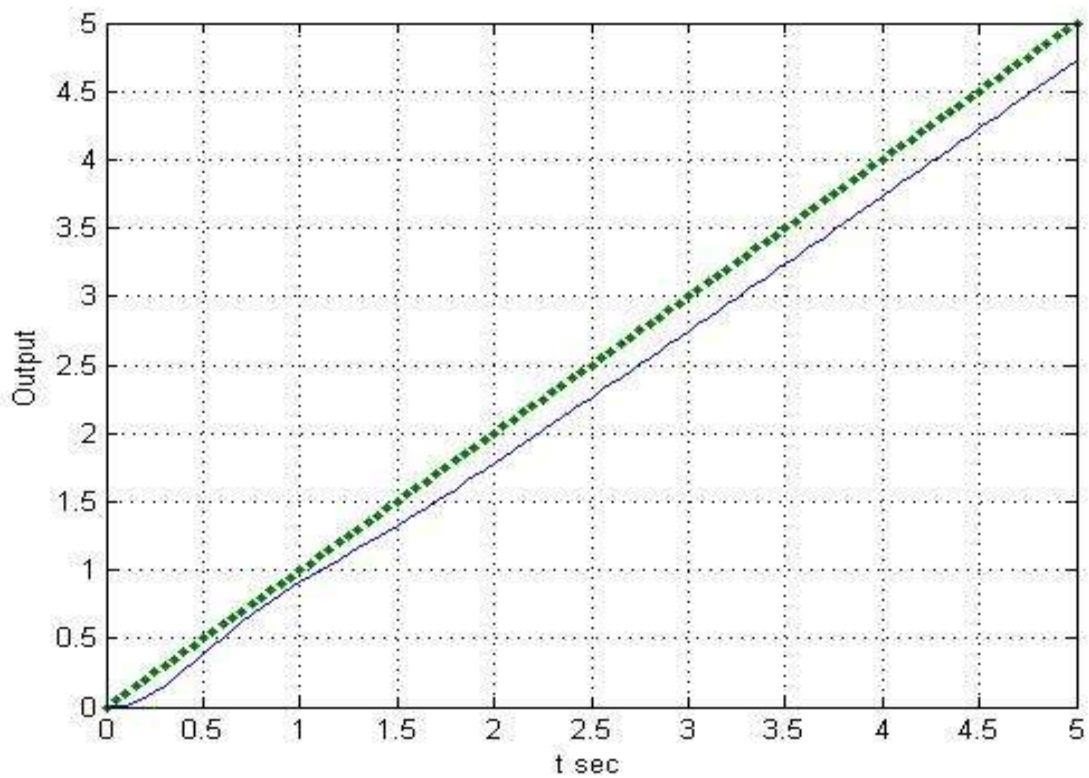
شکل های ۴-۱۵ و ۴-۱۶ منحنی پاسخ پله واحد و پاسخ شیب واحد سیستم جبران شده را نشان می دهند .



شکل ۴-۱۴ نمودار مکان ریشه سیستم جبران شده

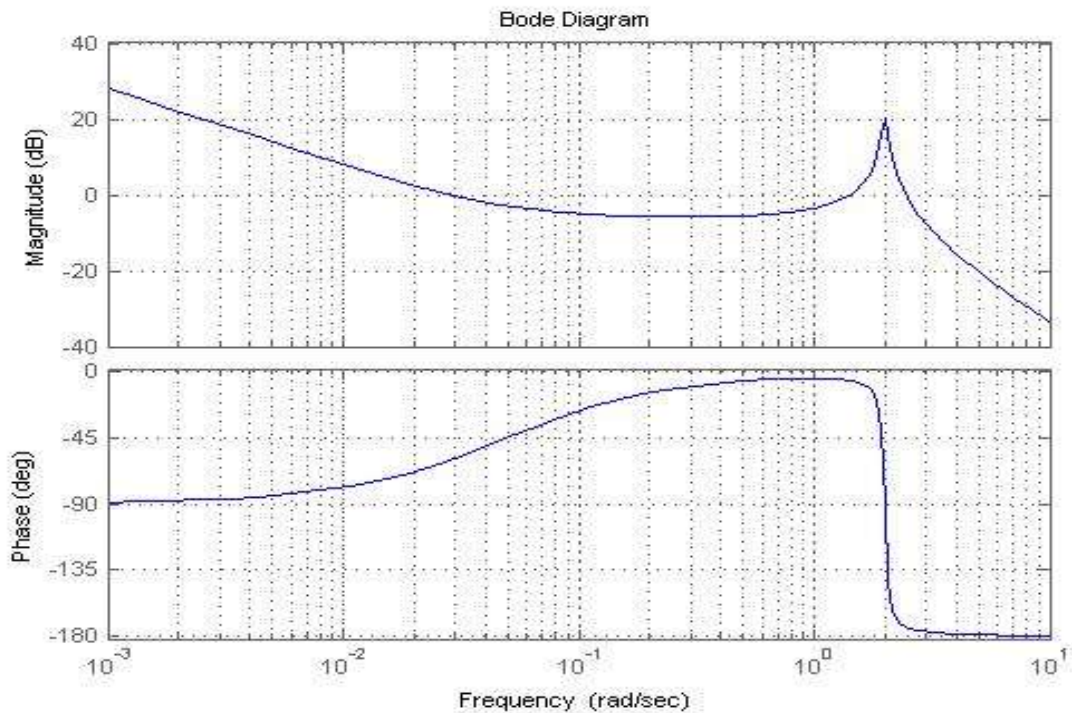


شکل ۱۵-۴) پاسخ پله واحد سیستم جبران شده

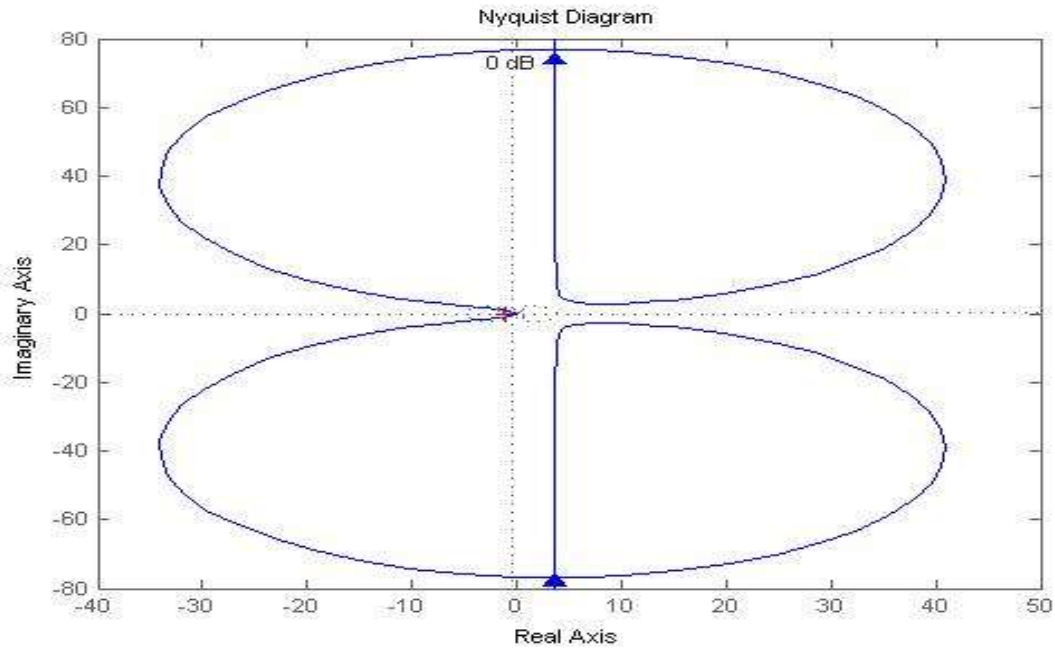


توجه شود که قبلاً گفتیم هر طبقه جبران ساز lead حداکثر ۶۵° درجه مثبت فاز می تواند تولید کند. اما در این جا در حقیقت سه طبقه جبران ساز پیش افت داریم لذا به تناقض نمی خوریم. طبقه اول جبران ساز به طور تصادفی و فرضی انتخاب شده است لذا می توان مقادیر آن را به طور دیگه ای تنظیم نمود از منحنی های بدست آمده مشخص است که سیستم طراحی شده قابل قبول است.

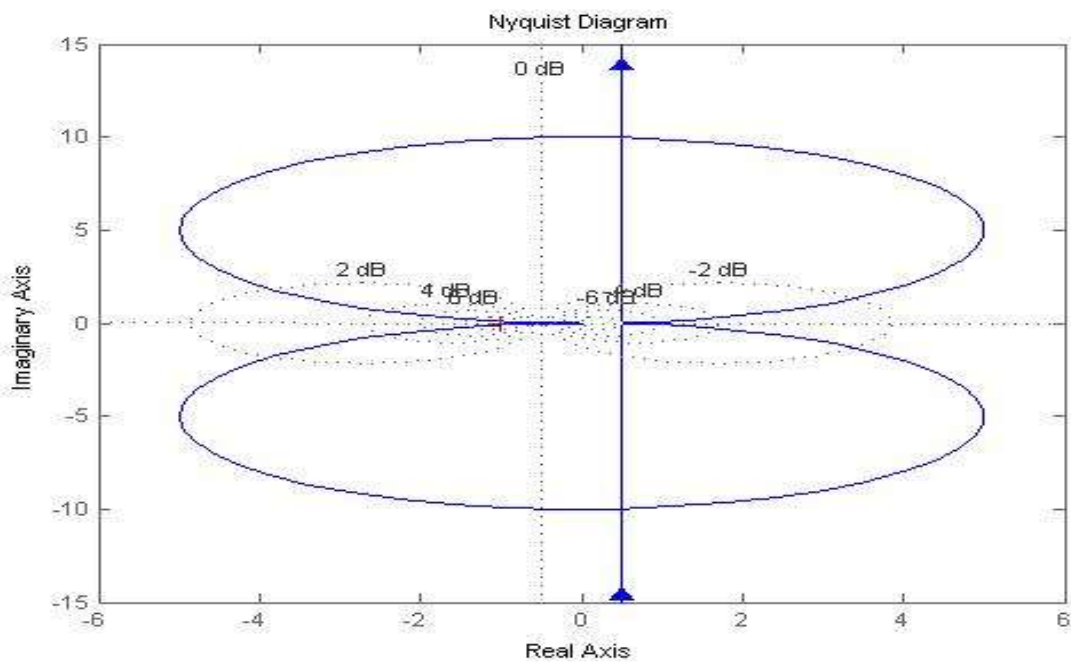
در ادامه منحنی و دیاگرام های بودی و قطبی سیستم جبران شده و جبران نشده ارائه می شود.



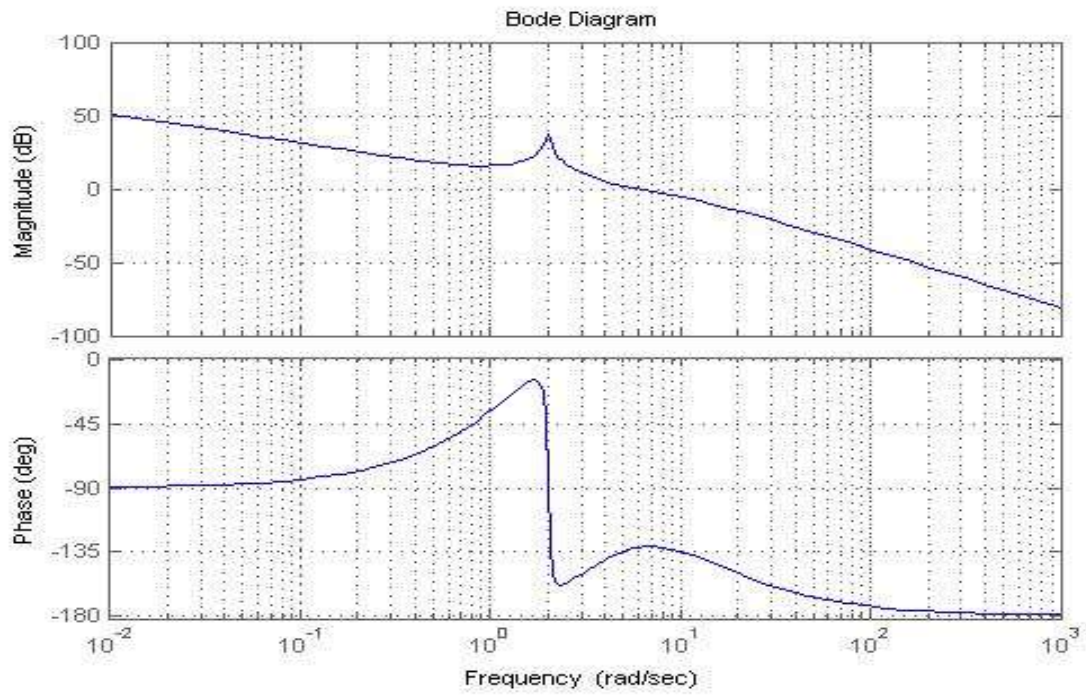
شکل ۱۷-۴) دیاگرام قطبی سیستم جبران نشده



شکل ۱۸-۴) دیاگرام قطبی سیستم جبران شده



شکل ۱۹-۴) نمودار بودی سیستم جبران نشده



شکل ۲۰-۴) نمودار بودی سیستم جبران شده

فصل پنجم

خلاصه پروژه و نتایج بدست آمده

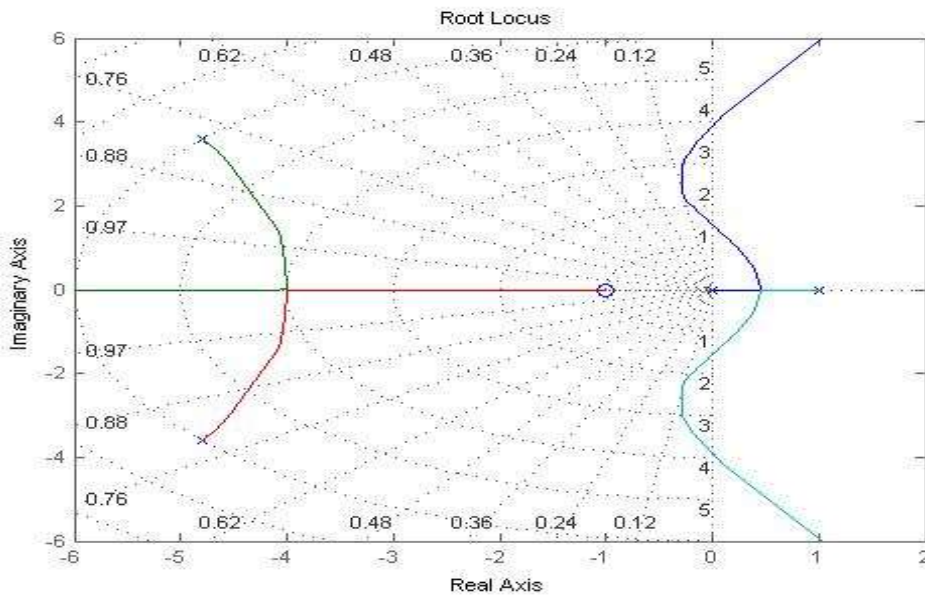
در طراحی جبران کننده، در سیستم حرکت طولی هواپیمای خودکار دیدیم که با طراحی یک طبقه جبران کننده پیش افت به نتایج مطلوب دست یافته ایم و قطب‌هایی در محل مورد نظر وجود دارند. اما مشاهده شد که دو قطب حلقه بسته غالب در نزدیکی محور JW بوجود آمدند که چون مقدار آنها کم بود در پاسخ پله واحد مقداری اور شوت مشاهده کردیم. همانطور که گفته شد پاسخ به چنین مسئله ای یکتا نیست و میتوان جبران کننده های متعددی برای سیستم طراحی نمود.

در مرحله اول یعنی طراحی جبران کننده پیش افت (Lead)، روش ارائه شده، بیشترین مقدار α را به ما میدهد. یعنی ثابت خطای شیب را تغییر نمی دهد و در پاسخ شیب واحد نیز مشاهده گردید که ess در دو حالت سیستم جبران شده و جبران نشده بدون تغییر باقی مانده است. برای بالا بردن ثابت خطای شیب Kv باید از جبران کننده پس افت استفاده شود، اما چون سیستم در حالت عادی پاسخ گذرای مناسبی ندارد و زمان نشست سیستم در حدود ۲۵۰ ثانیه است، از جبران کننده پیش افت - پس افت استفاده گردید. مشاهده شد که تقریباً به مقادیر مطلوب

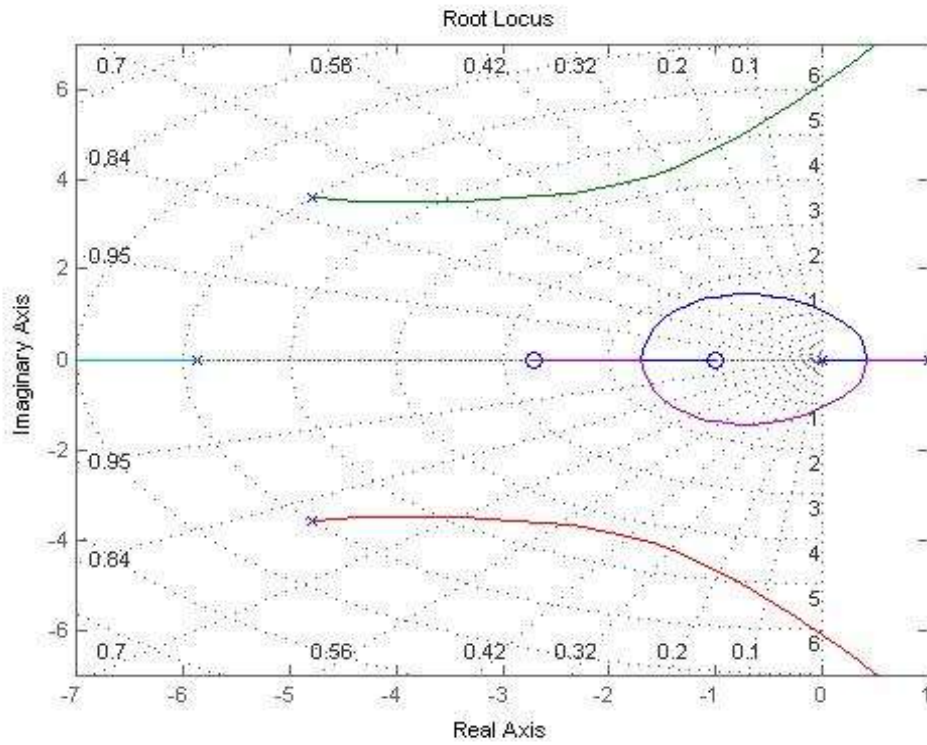
انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

مورد نظر دست یافته ایم و دلیل آن مسئله که قطبهای غالب دقیقا در محل خواسته شده نیستند، این است که طراحی از روش مکان هندسی ریشه ها، ترسیمی است و مقداری تفرانس در روش ترسیمی وجود دارد.

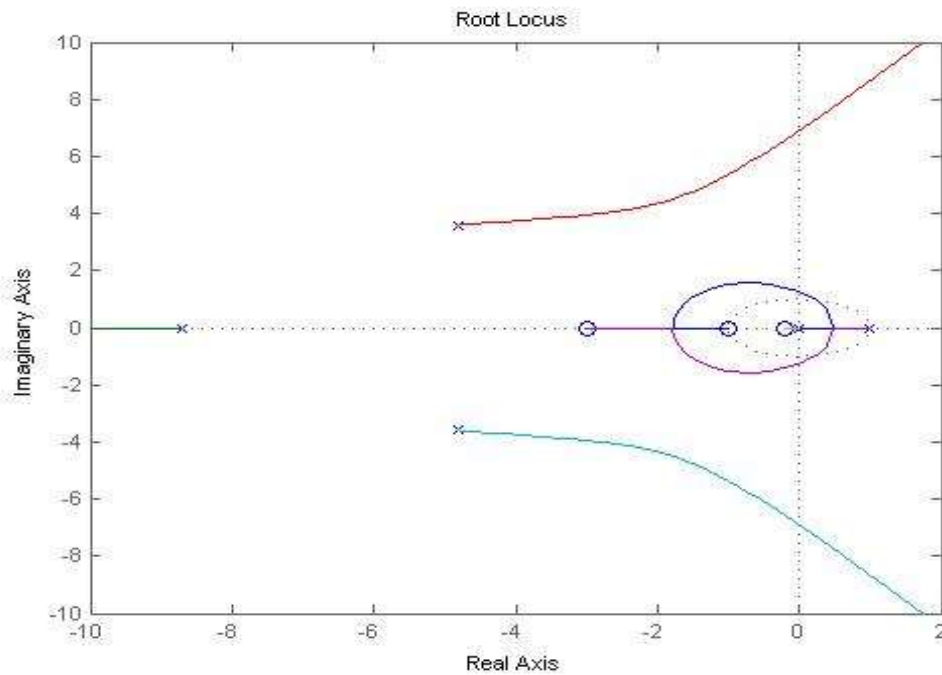
با مقایسه پاسخ شیب واحد دو سیستم بدون جبران کننده و با جبران کننده دیدیم که ess بسیار کاهش یافته است. لذا به خواسته مورد نظر که $k\hat{v} = 10kv$ رسیده ایم. بنابراین جبران کننده طراحی شده خواسته مورد نظر ما را برآورده می کند، لذا آنرا انتخاب می کنیم. توجه شود یک قطب و صفر در نزدیکی مبدا بوجود می آید (اثر جبران کننده پس افت) که موجب بوجود آمدن دنباله ای دراز در پاسخ پله واحد می گردد یعنی پاسخ مقداری کند می گردد. همچنین دو قطب غالب با مقدار کم در مکان هندسی ریشه ها مشاهده می گردد که مقداری اور شوت را افزایش می دهد.



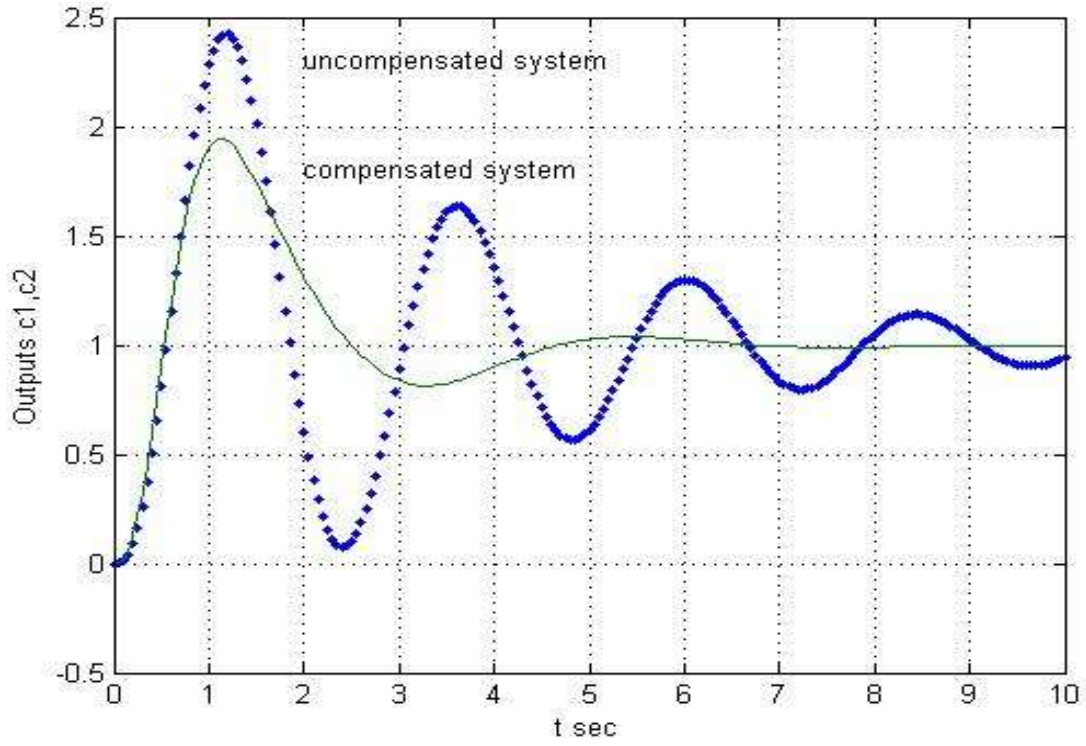
شکل ۱-۵) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم اصلی



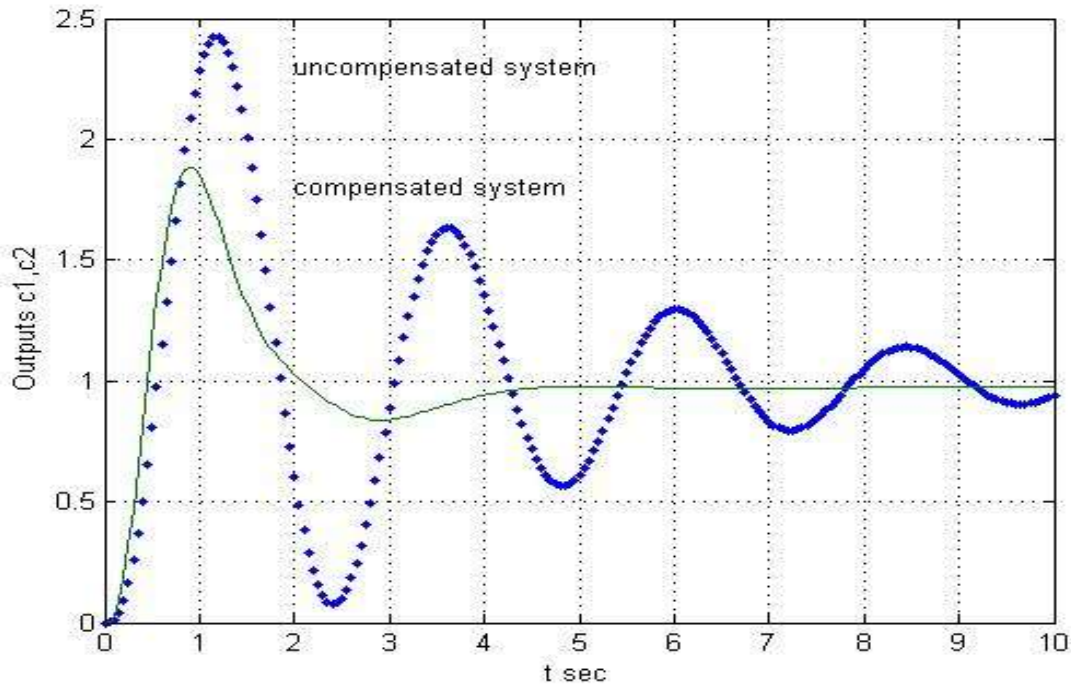
شکل ۲-۵) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده با جبران کننده پیش افت



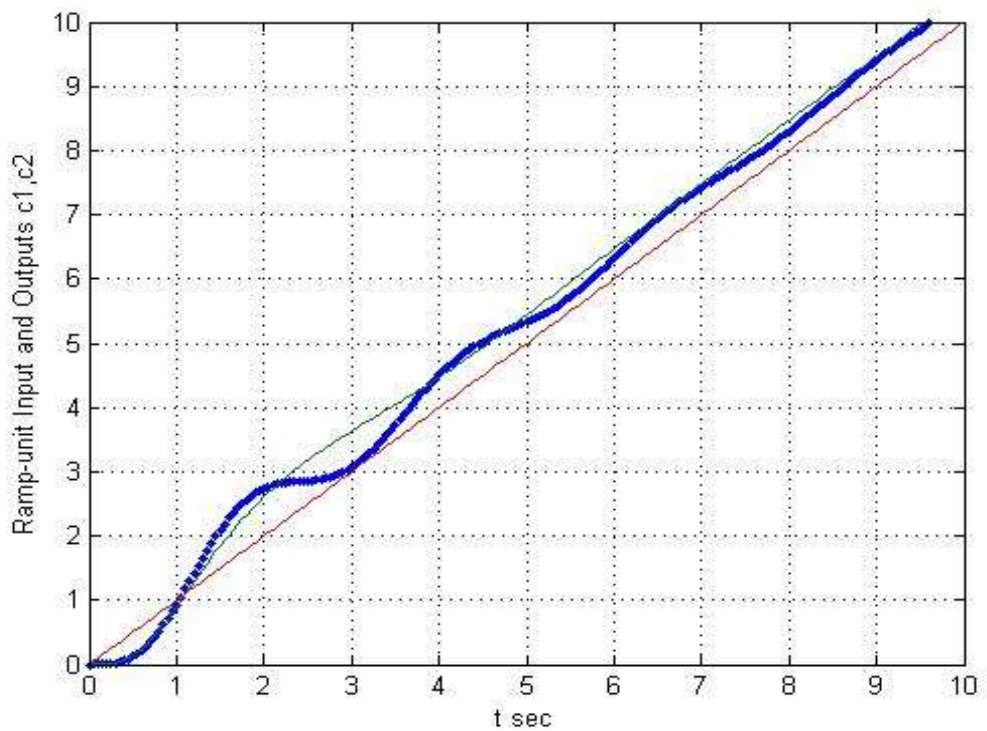
شکل ۳-۵) نمودار مکان هندسی ریشه های سیستم جبران شده با جبران کننده پیش-افت-پس-افت



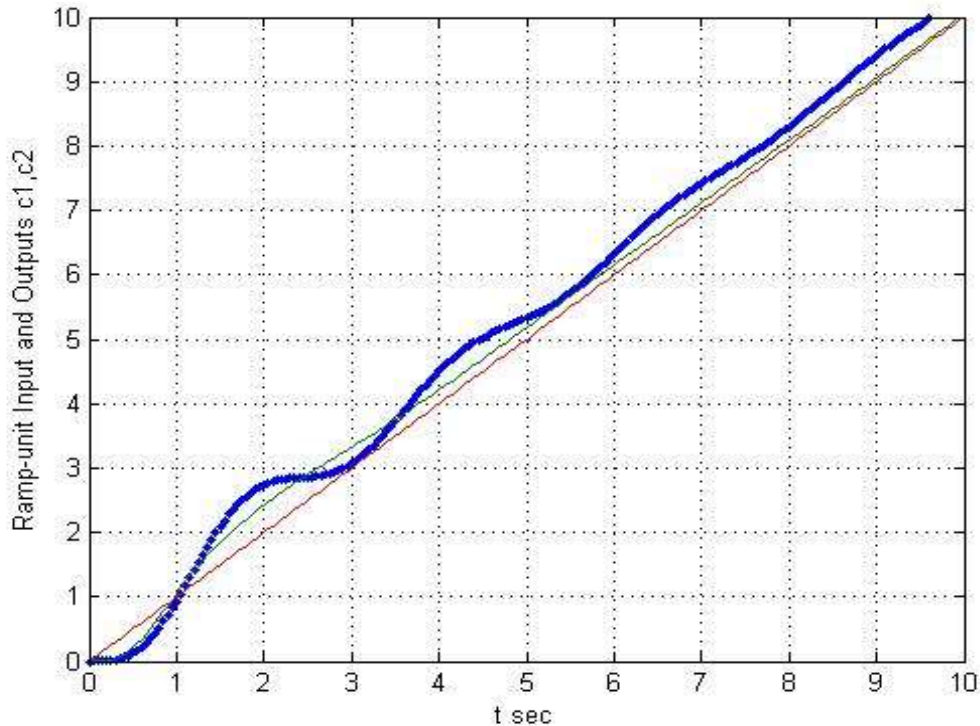
شکل ۴-۵) مقایسه ی پاسخ پله دو سیستم جبران شده و جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش-افت



شکل ۵-۵) مقایسه ی پاسخ پله سیستم جبران شده و جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت



شکل ۵-۶) مقایسه پاسخ شیب سیستم جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت



شکل ۷-۵) مقایسه پاسخ شیب سیستم جبران نشده با استفاده از جبران کننده پیش افت- پس افت

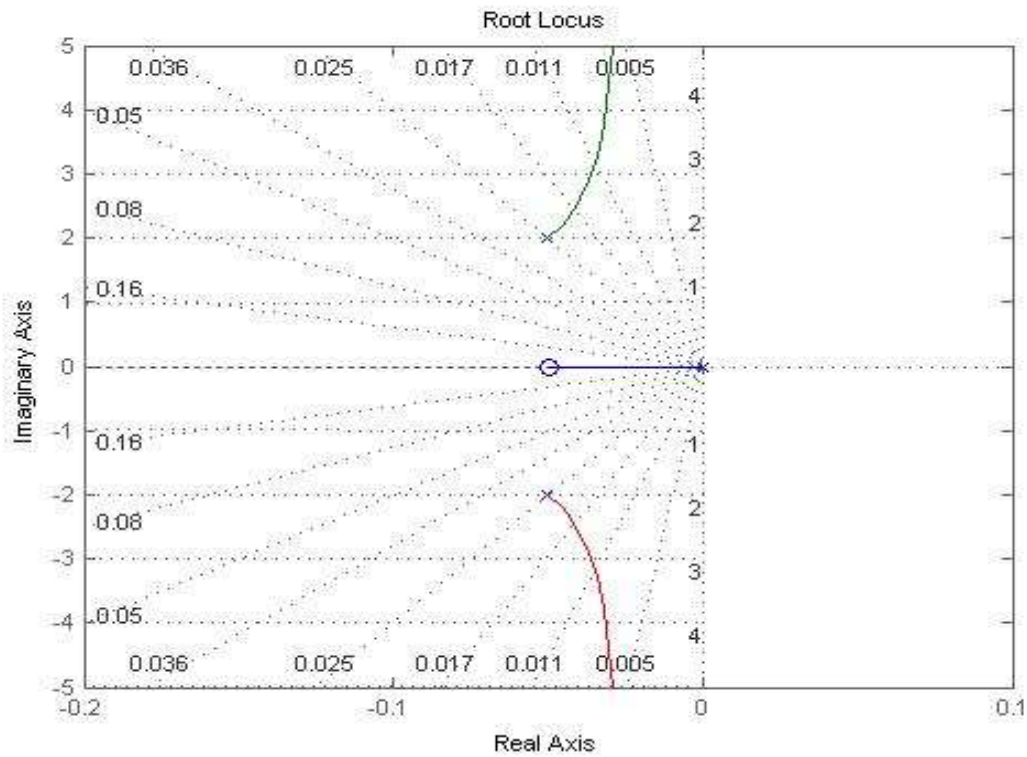
در سیستم کنترل نرخ - وضعیت هواپیما ی خودکار نیز مشاهده گردید که با طراحی یک طبقه جبران کننده پیش فاز به پاسخ مورد نظر نمی رسیم . همانطور که بیان شد وجود یک صفر نزدیک مبدأ موجب بوجود آمدن یک قطب حلقه بسته غالب نزدیک مبدأ می گردد که پاسخ را بسیار کند می کند. لذا در مرحله اول آن صفر را حذف کرده و صفری را در مکانی دورتر از مبدأ جایابی می کنیم . سپس با محاسبه نقص زاویه، پی می بریم برای اجرای خواسته مساله باید دو طبقه جبران کننده پیش افت در مسیر قرار گیرند.

در مجموع برای این سیستم سه طبقه جبران کننده پیش افت طراحی گردیده است که در انتها ملاحظه گردید ، به طور دقیق دو قطب حلقه بسته غالب در مکان مورد نظر وجود دارد و نوسانات فرکانس بالا در پاسخ پله واحد حذف گردیده است . بنابراین جبران کننده طراحی شده ،

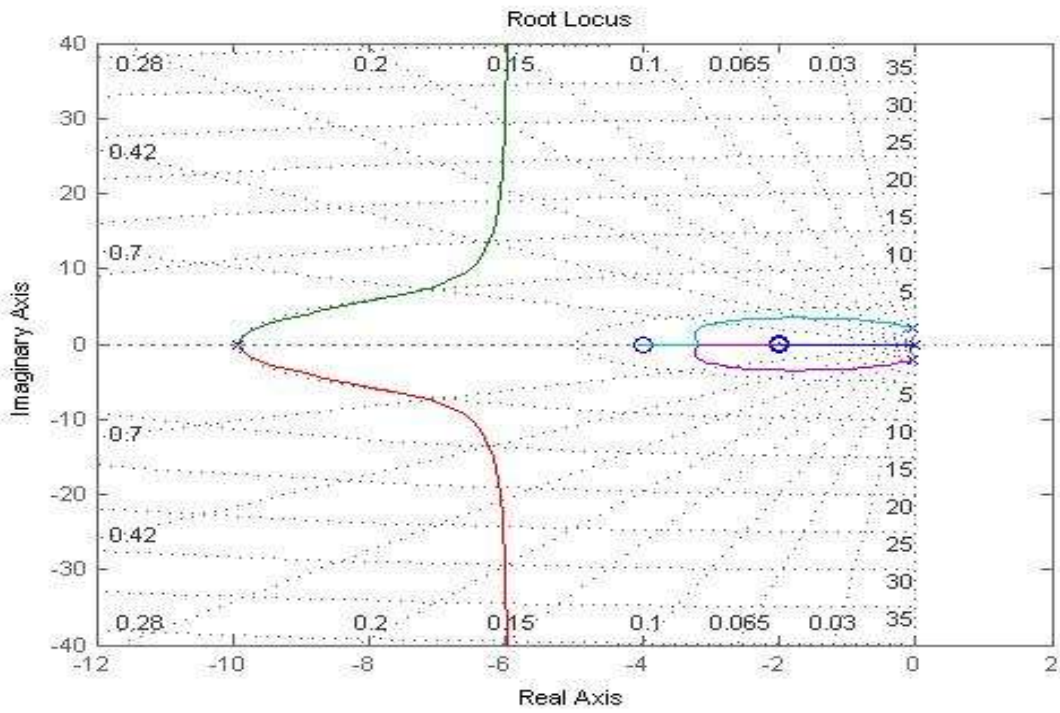
انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

شرایط لازم را برای برآورده کردن خواسته های مسئله دار است لذا جبران کننده طراحی شده را

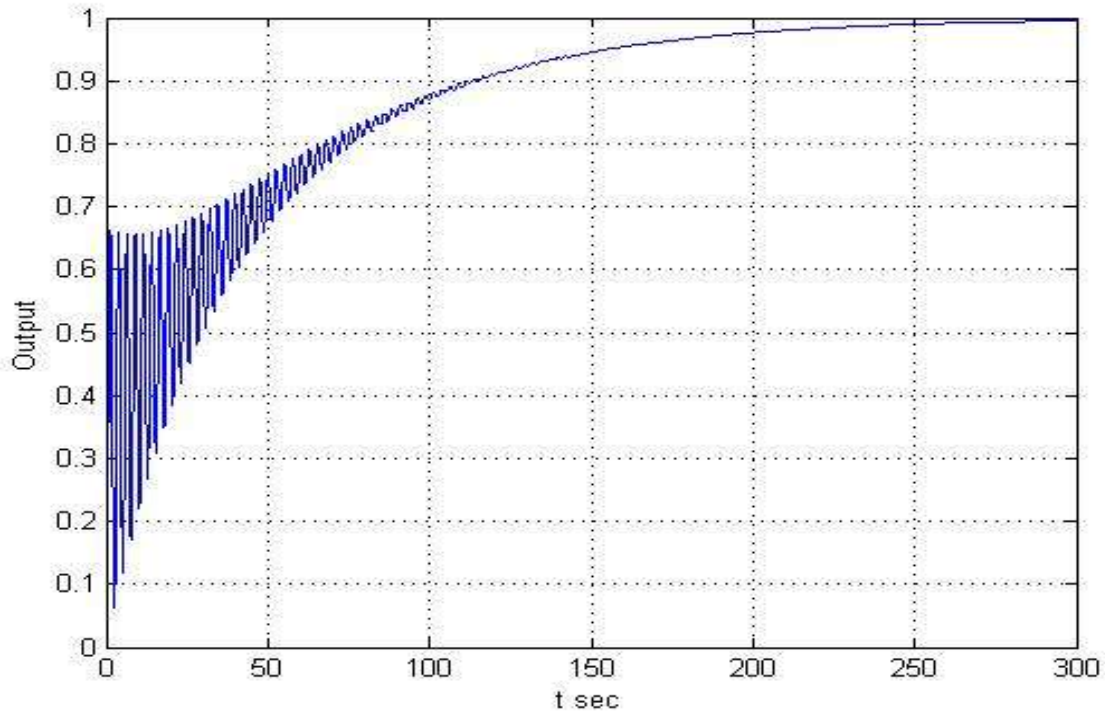
برای سیستم برمی گزینیم.



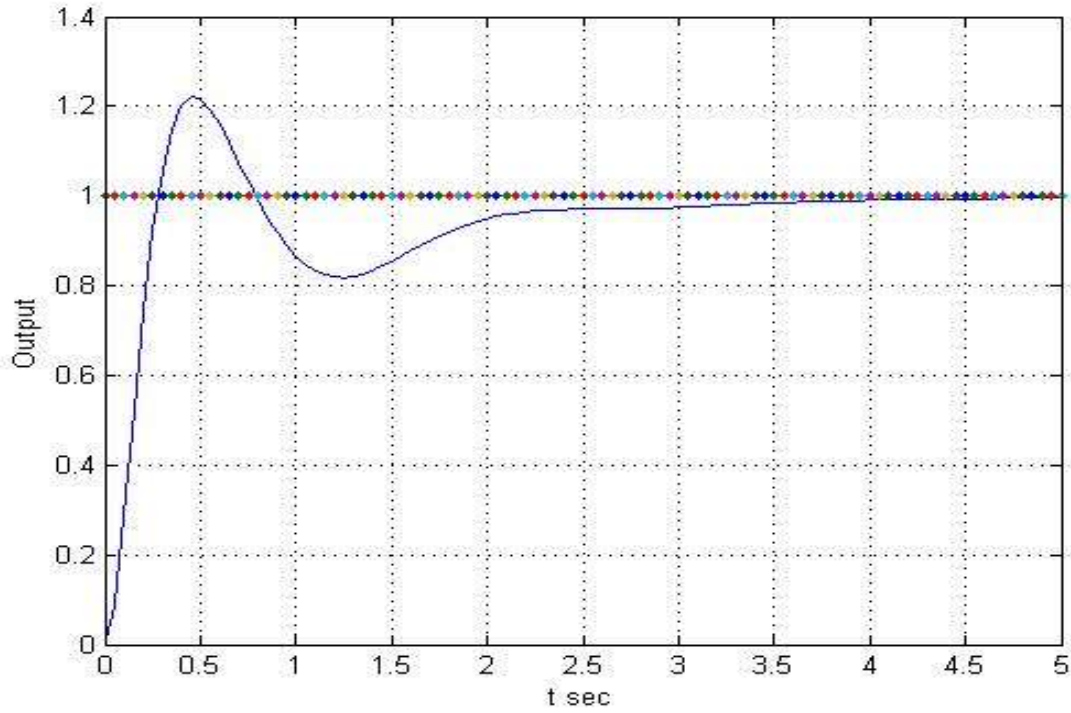
شکل ۸-۵) نمودار مکان هندسی سیستم اصلی $(2s+0.1)/(s^2+0.1s+4)$



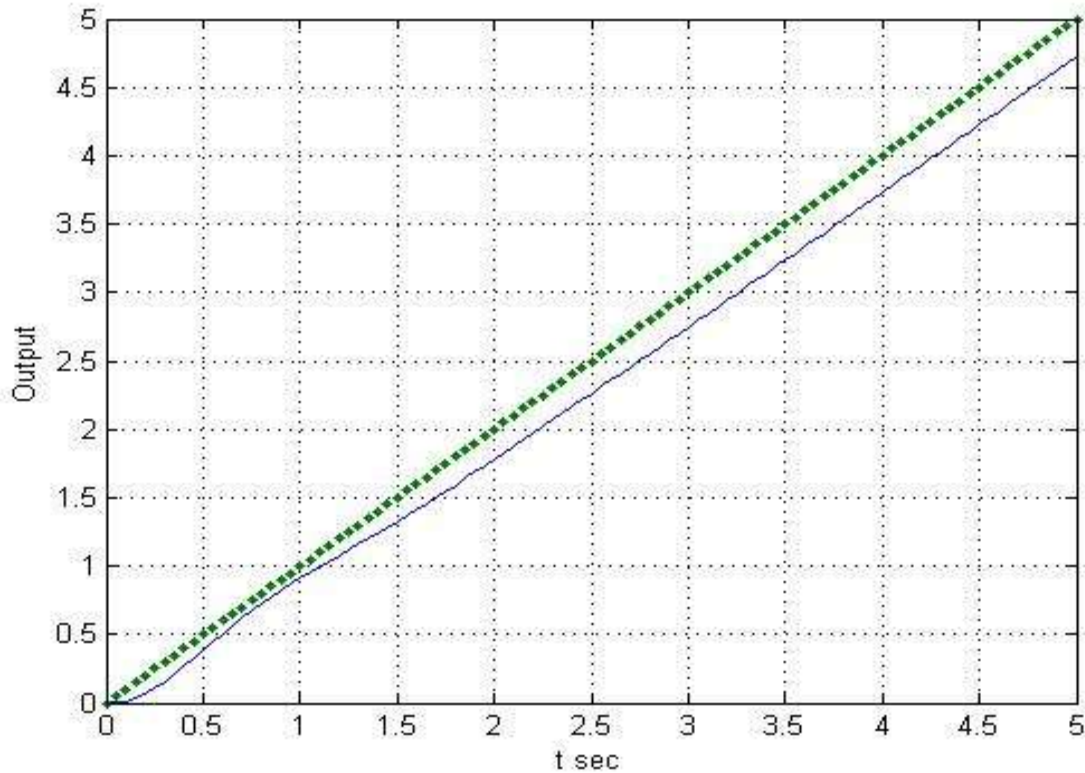
شکل ۹-۵) نمودار مکان ریشه سیستم جبران شده



شکل ۱۰-۵) پاسخ پله واحد سیستم جبران نشده $(2s+0/1)/(s^3+0/1s^2+6s+0/1)$



شکل ۱۱-۵) پاسخ پله واحد سیستم جبران شده



شکل ۱۲-۵) پاسخ شیب واحد سیستم جبران شده

در این پروژه طراحی جبران کننده های سری با رویکرد مکان هندسی ریشه ها به طور دقیق بیان شد. چگونگی بدست آمدن مکان هندسی ریشه ها و دیاگرام بودی و قطبی نیز، در پیوست یک به تفصیل بیان شد. سعی شد که تمامی امور به صورت مقایسه ای انجام شود و در هر مرحله، هر پاسخ به طور مقایسه ای با پاسخ قبل بررسی شود.

برای طراحی روش های دیگری نیز وجود دارد اعم از: طراحی با رویکرد سیستم های کنترلی در فضای حالت (فیدبک حالت)، جایابی قطب ها و صفرها، طراحی جبران کننده با رویکرد بهینه سازی محاسباتی و... که در یک مورد نیز طراحی با رویکرد پاسخ فرکانسی بررسی گردید.

برای طراحی، طراح باید به تمامی روش ها مسلط بوده و بهترین روش و بهترین کنترل کننده را برای سیستم انتخاب کند. به دلیل گستردگی مطالب، در این پروژه تنها به دو روش برای طراحی بسنده کردیم.

ضمایم:

پیوست یک

مفاهیم کنترل پایه

مقدمه

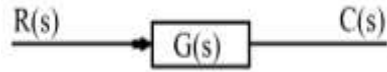
از آن جا که در این پروژه هدف تحلیل کنترلی و طراحی کنترل کننده به منظور پایدار نمودن و یا بهبود پاسخ پله و ... می باشد، در این فصل توضیحاتی در مورد سیستم های کنترلی و ابزارها برای تحلیل کنترلی سیستم ها بیان می شود همچنین مثال هایی برای درک بهتر مطالب ارائه می شود.

مفاهیم پایه :

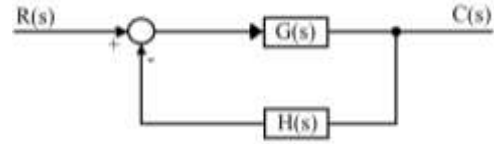
سیستم های کنترلی را می توان به دو دسته تقسیم نمود. دسته اول که از سادگی بیشتری برخوردار هستند بنام سیستم های حلقه باز open loop شناخته می شوند. عمل کنترل در این سیستم ها انجام نمی شود و

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

خروجی به ورودی تنها با یک بلاک مانند $G(s)$ مرتبط می شود و نمی توان آن را کنترل کرد اما در دسته دوم سیستم های حلقه بسته قرار دارند که به دلیل وجود فیدبک می توان خروجی را کنترل نمود.



سیستم حلقه باز



سیستم حلقه بسته

شکل ۱-پ) بلاک دیاگرام سیستم های حلقه باز و حلقه بسته

$$T_{1(s)} = \frac{C(s)}{R(s)} = G(s)$$

$$T_{2(s)} = \frac{G(s)}{1 + G(s)H(s)}$$

سیستم های حلقه بسته حساسیت کمتری نسبت به تغییر یک پارامتر دارند در حالی که در حلقه باز تغییر یک پارامتر عیناً در خروجی ظاهر می شود.

$$S_{G(s)}^{T_{1(s)}} = \frac{\partial T_{1(s)}}{\partial G(s)} \times \frac{G}{T_{1(s)}} = 1$$

از لحاظ ریاضی نیز مشاهده می شود حساسیت در سیستم های حلقه باز نسبت به $G(s)$ یک است یعنی هر تغییری عیناً در خروجی مشاهده می شود.

$$S_{G(s)}^{T_{2(s)}} = \frac{\partial T_{2(s)}}{\partial G(s)} \times \frac{G}{T_{2(s)}} = \frac{1}{1 + GH}$$

پس سیستم های فیدبک دار حساسیت روی یک پارامتر را کم می کنند، بهره را کنترل می کنند و بر روی اغتشاش نیز اثر می گذارند و مقدار آن را می توانند کاهش دهند.

اگر $F(1)$ یک سیگنال حقیقی باشد پس داریم :

$$F_{(t)} : \text{Real} \xrightarrow{L\{F_{(t)}\}} F_{(s)} = \frac{b_m S^m + b_{m-1} S^{m-1} + \dots + b_1 S + b_0}{a_n S^n + a_{n-1} S^{n-1} + \dots + a_1 S + a_0} = \frac{N_{(s)}}{D_{(s)}}$$

$$m, n \in \mathbb{N}$$

همیشه تعداد صفرها و قطب ها با هم برابرند .

و اگر مثلاً تعداد سه قطب محدود و دو صفر محدود مشاهده می شود حتماً یک صفر در بی نهایت وجود دارد که با توجه به حدهای زیر هر موقع مقدار این حدها در تابع صدق کند صفر و قطب مشخص می شوند.

$$\lim_{S \rightarrow \text{Zero}} F_{(s)} = 0$$

$$S \rightarrow \text{Zero}$$

$$\lim_{S \rightarrow \text{pole}} F_{(s)} = \infty$$

$$S \rightarrow \text{pole}$$

مدل سازی :

هر سیستم مکانیکی و یا دینامیکی را که ورودی و خروجی آن ها مشخص است را می توان با استفاده از مدار الکتریکی مدل سازی کرد و تابع تبدیل آنها بدست آورد. که در این پروژه ما سیستم های مربوط به حرکات مختلف هواپیما را مدل می کنیم و توابع تبدیل بدست آمده را تحلیل می کنیم.

برای مدل سازی باید چندین گام رعایت گردد.

۱. مشخص نمودن ورودی و خروجی سیستم

۲. تعریف متغیرهای اصلی که خود به دو دسته تقسیم می گردند : ۱. متغیر عرضی (Cross. V)

متغیر عبوری (Through v). متغیر عرضی مانند ولتاژ و یا سرعت و متغیر عبوری مانند جریان و

یا نیرو.

۳. تعریف عناصر اصلی

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

۱. عنصر هدر دهنده انرژی

۲. عنصر ذخیره کننده انرژی } انرژی ذخیره شده به متغیر عرضی وابسته است
انرژی ذخیره شده به متغیر عبوری وابسته است

۴. نوشتن رابطه بین عناصر و متغیرهای اصلی

۵. نوشتن قوانین فیزیکی حاکم

از آن جا که هدف این پروژه بررسی چگونگی مدل سازی و نحوه ی بدست آوردن تابع تبدیل نبوده، تنها در یک مورد به بررسی چگونگی مدل سازی حرکت پرواز عمودی شتاب دار هواپیما و بدست آوردن تابع تبدیل براساس معادلات حرکت می پردازیم.

تحلیل پایداری سیستم های کنترلی :

تعریف پایداری:

دیدگاه اول: اگر خروجی سیستم در $t \rightarrow \infty$ به سمت صفر میل کرد سیستم پایدار است.

دیدگاه دوم: اگر خروجی سیستم در $t \rightarrow \infty$ به سمت ∞ میل کرد بنابراین سیستم ناپایدار است.

پایداری تعاریف گوناگونی دارد و به طور کلی اگر ورودی محدود باشد و خروجی نیز محدود شود سیستم پایدار است و نوع پایداری از نوع BIBO است.

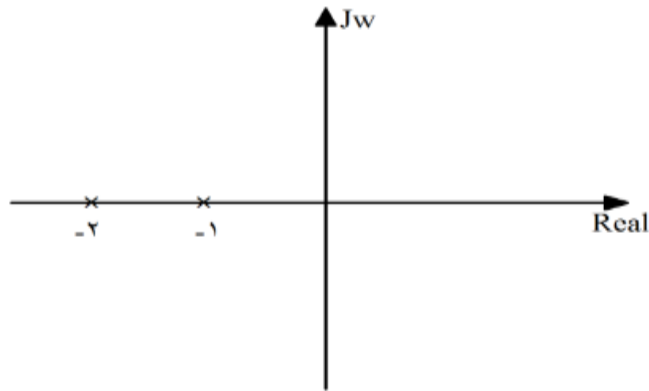
تعریف پایداری مجانبی: آن قسمت از پاسخ که مربوط به ذات سیستم می شود (نه ورودی)، به سمت صفر میل کند.

برای درک بهتر پایداری چندین مثال ارائه می گردد.

$$T_{1(s)} = \frac{1}{(S+1)(S+2)}$$

$$R(s) = \frac{1}{S}$$

$$C(t) = k_1 u(t) + k_2 e^{-t} u(t) + k_3 e^{-2t} u(t)$$



شکل ۲-پ) نمودار صفر و قطب تابع تبدیل T1(s)

مشاهده می شود تکه ای از پاسخ که مربوط به خود سیستم است با گذشت زمان به سمت صفر می رود پس این سیستم پایداری جانبی دارد.

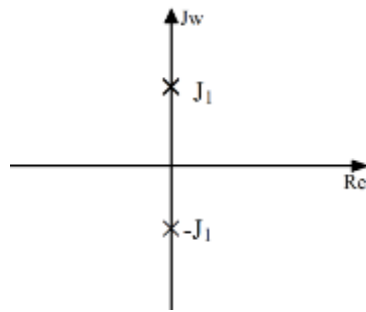
پس می توان نتیجه گرفت اگر قطبی در RHP وجود داشته باشد حتماً خروجی با گذشت زمان به سمت ∞ می رود پس سیستم ناپایدار است.

در بحث پایداری مسئله مهم هنگامی است که قطب روی محور موهومی (JW) وجود داشته باشد.

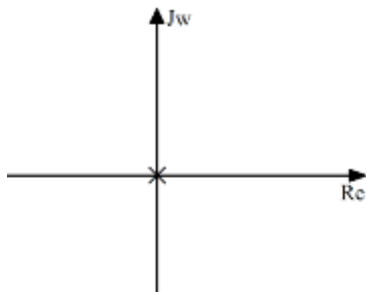
دو سیستم زیر را در نظر بگیرید:

$$T_{2(s)} = \frac{1}{S}$$

$$T_{3(s)} = \frac{1}{S^2 + 1}$$



شکل ۳-پ) نمودار صفر و قطب تابع تبدیل $T3(s)$



شکل ۴-پ) نمودار صفر و قطب تابع تبدیل $T2(s)$

برای هر دو سیستم یک ورودی وجود دارد که خروجی به ازای آن، نامحدود می شود برای $T_2(s)$ ورودی پله واحد $\frac{1}{s}$ و برای $T_2(s)$ ورودی همانند خودش $\frac{1}{s^2+1}$. به این نوع پایداری، پایداری از نوع مرزی گفته می شود زیرا تنها یک ورودی محدود وجود دارد که خروجی را نامحدود می کند. در چنین سیستم هایی قسمتی از پاسخ که مربوط به ذات سیستم است به سمت صفر میل نمی کند اما کراندار است لذا پایدار BIBO و یا مجانبی نیستند.

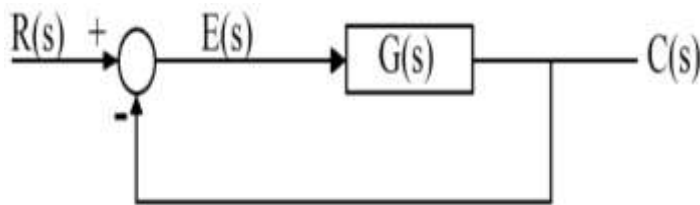
می توان نتیجه گرفت که اگر بر روی محور JW قطبی مکرر وجود داشته باشد، سیستم ناپایدار خواهد بود چراکه آن قسمت از پاسخ که مربوط به ذات سیستم است به سمت ∞ می رود (بدلیل وجود t در پاسخ). پایدار و پایدار نبودن سیستم ها را به راحتی با معیار Routh Hurwitz بدون نیاز به حل معادله و تعیین ریشه های آن، می توان مشخص نمود که در حین تحلیل در فصل های آینده مشاهده می شود.

تحلیل خطا در سیستم های کنترلی:

به طور کلی می توان خطا را چنین تعریف کرد: اختلاف میان ورودی و خروجی سیستم.

با استفاده از مفهوم خطا می خواهیم بدانیم که آیا خروجی، ورودی را ردیابی می کند یا نه؛ که معمولاً خطا در حالت ماندگار مد نظر است اما می توان از طریق سری خطا، تابع خطا را بدست آورد و در تمامی زمان ها مقدار خطا را مشخص نمود. ولی بر بسیاری از موارد خطا در حالت ماندگار مورد توجه است.

بنابراین اختلاف میان خروجی و ورودی خطا نام دارد لذا:



$$e(t) = r(t) - c(t)$$
$$E(s) = R(s) - C(s)$$

شکل ۵-پ) بلاک دیاگرام تابع $G(s)/1+G(s)$ برای محاسبه خطا

حال اگر سیستم ناپایدار باشد e_{ss} (خطای حالت ماندگار) ∞ خواهد شد اما اگر خطا به یک ورودی خاص ∞ شود نمی توانیم نتیجه بگیریم که سیستم ناپایدار است.

تعریف نوع (type) سیستم:

اگر سیستم فیدبک واحد باشد می توان type را تعداد sهای خالص مخرج تابع تبدیل (تعداد انتگرال گیرهای مسیر پیش رو) تعریف کرد اما در حالت کلی، توان t ورودی سیستم (در حوزه زمان) که به ازای آن ورودی، خطا محدود مخالف صفر شود، type سیستم خواهد بود.

$$E(s) = R(s) - T(s)R(s) \rightarrow E(s) = (1 - T(s))R(s)$$

Kp: ثابت خطای موقعیت Kv: ثابت خطای سرعت Ka: ثابت خطای شتاب

ورودی type	u(t)	tu(t)	$\frac{t^2}{2}u(t)$
صفر	محدود $kp = \lim_{s \rightarrow 0} G(s)$ $s \rightarrow 0$ $ess = \frac{1}{1+kp}$	$kv = 0$ $ess = \infty$	$ka = 0$ $ess = \infty$
یک	$kp = \infty$ $ess = 0$	محدود $Kv = \lim_{s \rightarrow 0} sG(s)$ $s \rightarrow 0$ $ess = \frac{1}{kv}$	$ka = 0$ $ess = \infty$
دو	$kp = \infty$ $ess = 0$	$kv = \infty$ $ess = 0$	محدود $ka = \lim_{s \rightarrow 0} s^2 G(s)$ $s \rightarrow 0$ $ess = \frac{1}{kp}$

جدول ۱-پ) ثابت های خطا و مقدار خطا در حالت ماندگار در سیستم با پاسخ منفی واحد

تحلیل پاسخ گذرا:

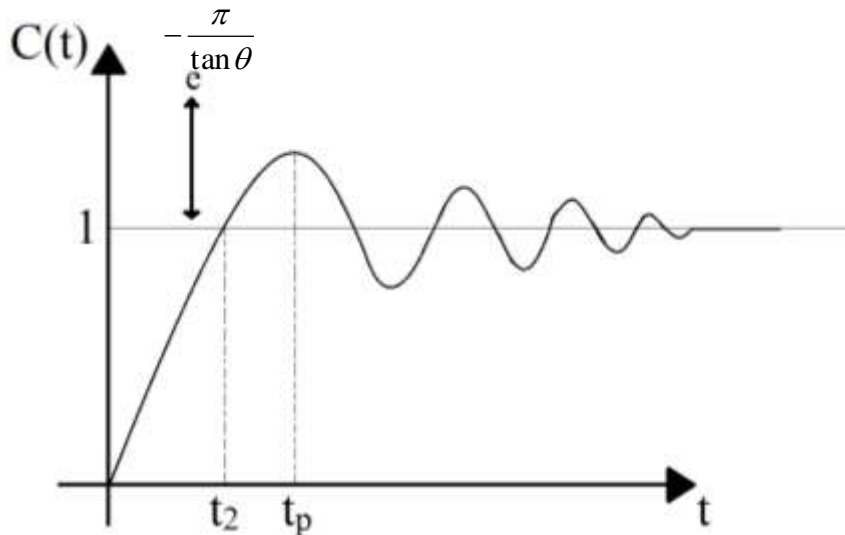
برای بدست آوردن پاسخ پله واحد سیستم ها باید پاسخ گذرا را بدست آوریم و از آن جا که سیستم هایی که در آینده تحلیل خواهند شد مرتبه ۳ و ۴ هستند. لذا تحلیل پاسخ گذرای آن به شدت دشوار خواهد بود بنابراین از نرم افزار matlab برای تحلیل پاسخ گذرا استفاده می کنیم.

برای سیستم مرتبه دوم استاندارد داریم:

$$T(s) = \frac{wn^2}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2}$$

پاسخ پله واحد آن:

$$C(t) = 1 - \frac{e^{-\zeta w_n t}}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \sin(w_d t + \theta)$$



شکل ۶-پ) نمودار پاسخ پله واحد برای سیستم مرتبه دوم استاندارد

در طراحی جبران کننده ها با داشتن زمان نشت و فرا جهش و ... به طراحی کنترل کننده ها می پردازیم.

ک: نسبت میرایی

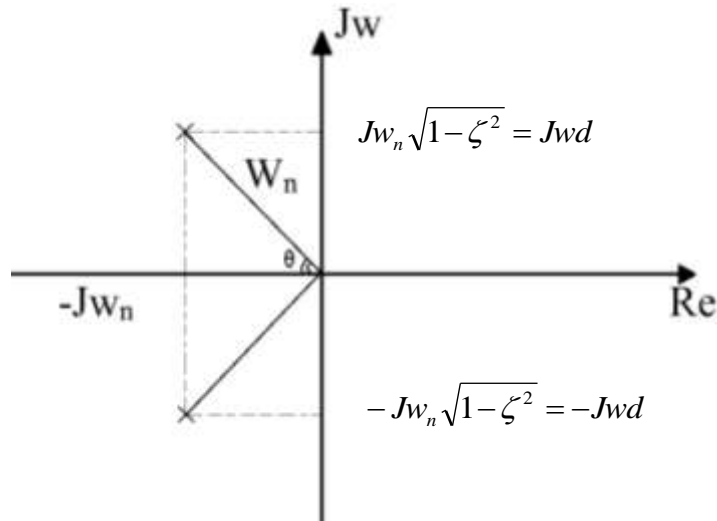
alpha: ضریب میرایی

Wn: فرکانس طبیعی میرا نشده

wd: فرکانس طبیعی میرا شده

$$\alpha = \zeta \omega_n \quad \sin\theta = \sqrt{1 - \zeta^2} \quad \cos\theta = \zeta$$

$$\tan\theta = \frac{\sqrt{1 - \zeta^2}}{\zeta} \quad \omega_d = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2}$$



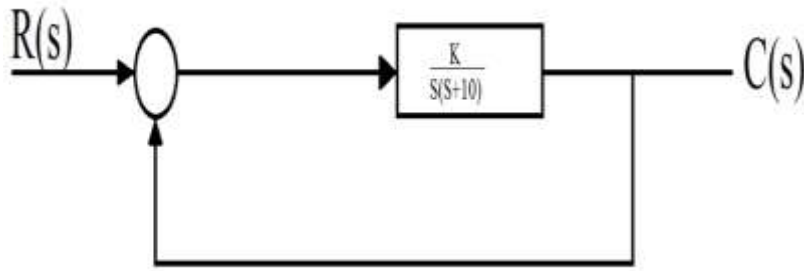
شکل ۷-پ) نمودار تعیین صفرو قطب و پارامترهای سیستم مرتبه دوم استاندارد

ملاحظه می شود که در ∞ خروجی و ورودی به هم می رسند (type1) پس ess برای ورودی پله واحد برابر صفر است. هرگاه قطب مختلط داشته باشیم حتماً فراجاهش در پاسخ مشاهده می شود که با یک میرایی به سمت ورودی می رود.

مکان هندسی ریشه ها: root locus

در سیستم فیدبک واحد اگر یک متغیر همانند k (کنترل کننده p تناسبی) در تابع تبدیل G(s) داشته باشیم داریم:

$$T(s) = \frac{k}{s^2 + 10s + k}$$



شکل ۸-پ) بلاک دیاگرام سیستم حلقه باز $K/s(s+10)$

مشاهده می شود که با تغییرات k ریشه های مخرج (قطب ها) مقادیر مختلفی به خود می گیرند پس می توان نتیجه گرفت با تغییر k می توان محل قطب های حلقه بسته سیستم را کنترل کرد.

locus تغییرات محل قطب های حلقه بسته را از روی قطب های حلقه باز به ازای تغییرات k را نشان می دهد.

$$T(s) = \frac{kG(s)}{1 + kG(s)H(s)}$$

اگر

$$\Delta C(s) = 1 + kG(s)H(s) \Rightarrow k = \frac{-1}{G(s)H(s)}$$

در locus مهم است که تغییرات k مثبت است یا منفی. اگر تغییرات k مثبت باشد بنابراین باید زاویه $G(s)H(s)$ منفی گردد چراکه قرار است k مثبت شود و اگر تغییرات k منفی باشد بنابراین باید زاویه $G(s)H(s)$ مثبت باشد.

$$k = \frac{1}{|G(s)H(s)|}$$

اندازه بهره k

منظور از تابع حلقه باز این است که سیستم تا کجا کار کرده است (زمانی که حلقه فیدبک را قطع می کنیم)

بنابراین تابع تبدیل حلقه باز سیستم:

$$\begin{cases} T_o(s) = G(s)H(s) \\ T_c(s) = \frac{G(s)}{1 + G(s)H(s)} \end{cases}$$

اگر بخواهیم $k = 0$ باشد باید $|G(s)H(s)|$ برابر ∞ باشد لذا وقتی $k = 0$ است یعنی قطب های حلقه باز را داریم. حال اگر $k = \infty$ باشد باید $|G(s)H(s)|$ برابر صفر باشد بنابراین صفرهای حلقه باز را داریم پس می توان نتیجه گرفت که مکان هندسی ریشه ها از قطب های حلقه باز شروع و به صفرهای حلقه باز می روند.

قواعد رسم مکان هندسی ریشه ها:

۱. نوشتن معادله به فرم $\Delta(s) = 1 + kG(s)H(s)$

k : پارامتری است که قرار است مکان هندسی ریشه ها به ازای تغییرات آن رسم شود.

هدف از نوشتن معادله به فرم بیان شده این است که تابع تبدیل حلقه باز سیستم بدست آید.

۲. تعیین قسمتی از محور حقیقی که جزء مکان است.

اگر $k > 0$ است باید زاویه برابر $\pm 180^\circ$ درجه شود و اگر $k < 0$ است باید زاویه صفر درجه باشد لذا از همین طریق قسمتی از محور حقیقی که در مکان است را مشخص می کنیم.

۳. تعیین مجانب ها

اگر تعداد صفرها و قطب ها برابر نباشد حتما شاخه به ∞ می رود و یا شاخه از ∞ می آید لذا مجانب داریم برای $k > 0$ داریم:

تعداد مجانب ها $n - m =$

$$\varphi = \frac{\pm(2b+1)\pi}{n-m}$$

$$\sigma = \frac{\sum \text{poles} - \sum \text{zeros}}{n-m}$$

$$b = 0, 1, \dots, n - m - 1$$

نقطه ای است که شاخه های مکان به هم اتصال پیدا می کنند. زمانی که دو قطب یا صفر به هم می رسند نقطه شکست ایجاد می شود و شاخه ها ناگهان مسیر خود را تغییر می دهند.

با حل معادله $\frac{dk}{ds} = 0$ می توان نقطه شکست را پیدا کرد البته نقطه شکستی قابل قبول است که k متناظر

آن مثبت یا منفی باشد بسته با انتخاب k ($k > 0$ یا $k < 0$)

۵. زاویه خروج از قطب

(مجموع زوایای متصل از صفرها به قطب مورد نظر)+(مجموع زوایای متصل از بقیه قطب ها به قطب مورد نظر) $m\theta_p = (2b+1)\pi$

$$k > 0$$

m : تکرار قطب

$$b = 0, 1, \dots, m-1$$

۶. زاویه ورود به صفر

(مجموع زوایای متصل از قطب ها به صفر مورد نظر)+(مجموع زوایای متصل از بقیه صفرها به صفر مورد نظر) $m\theta_z = (2b+1)\pi$

$$k > 0$$

به جهت آنکه محاسبه دقیق مکان هندسی ریشه ها بسیار وقت گیر و دشوار است، برای سیستم های مرتبه بالا در این پروژه از نرم افزار مطلب برای شبیه سازی تابع تبدیل ها استفاده می شود و توضیح راجع به تحلیل مکان هندسی ارائه می شود.

حال به بررسی چند مثال از مکان هندسی ریشه ها می پردازیم:

دو مثال از مکان هندسی ریشه ها

سیستم حلقه باز زیر را در نظر بگیرید

$$G(s) = \frac{k(s+1)^2}{s^3}$$

$$\Delta(s) = 1 + k \frac{(s+1)^2}{s^3}$$

از معیار R-H داریم:

$$\Delta(s) = s^3 + ks^2 + 2ks + k$$

s^3	1	2k
s^2	$k > 0$	k
s^1	$2k - 1 > 0$	
s^0	$k > 0$	

برای پایدار بودن باید تمامی درایه های ستون اول مثبت باشند. به ازای هر تغییر علامت، ریشه در سمت

راست محور JW داریم. صفر شدن سطرهای فرد می تواند، نشان از قطب ها در محور JW باشد لذا داریم:

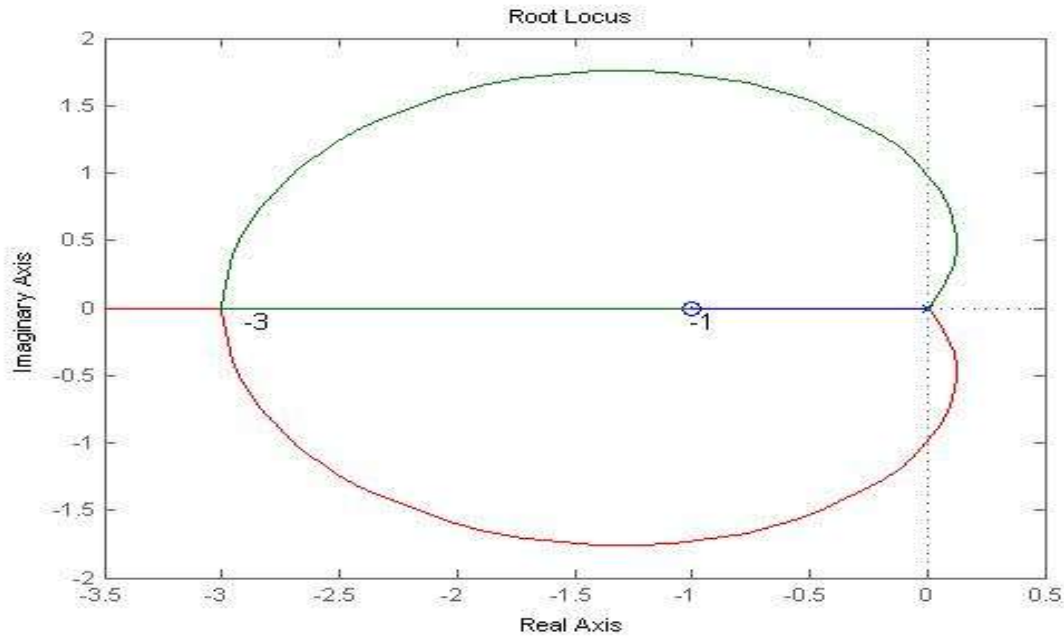
$$2k - 1 > 0 \Rightarrow k > \frac{1}{2} \qquad k > 0$$

ملاحظه می شود اگر $k = \frac{1}{2}$ باشد سطر صفر رخ می دهد و با جای گذاری آن در معادله کمکی که از

سطری بالا بدست می آید داریم:

$$s^2 + 1 = 0 \rightarrow s = \pm j1$$

پس مکان هندسی ریشه ها در $k = \frac{1}{2}$ محور JW را قطع می کند و $k > \frac{1}{2}$ سیستم پایدار می شود.



شکل ۹-پ) نمودار مکان هندسی ریشه ها برای سیستم $K(s+2)^2/s^3$

ملاحظه می شود که در ابتدا به دلیل وجود سه قطب در مبدأ سیستم ناپایدار است اما با تغییر k ، سیستم به سمت پایداری می رود و اگر $k > 1/2$ باشد سیستم پایدار می شود که بسته به پایداری نسبی، یعنی چقدر می خواهیم سیستم پایدار باشد k را لحاظ می کنیم. شکل بالا از طریق نرم افزار مطلب و محاسبه نقطه به نقطه ترسیم شده و شکلی دقیق ارائه شده است. برای محاسبه نقطه شکست داریم:

$$k = -\frac{s^3}{(s+1)^2}$$

$$\frac{dk}{ds} = -\frac{3s^2(s+1)^2 - 2(s+1)s^3}{(s+1)^4} = 0$$

با حل معادله داریم $s = -3$ و $s = -4$ که با جای گذاری در فرمول k ، $s = -3$ برای $k > 0$ قابل قبول است.

برای ترسیم دقیق مکان هندسی ریشه ها باید زاویه ورود به صفر و خروج از قطب را بدست آوریم حال آنکه با استفاده از نرم افزار مطلب Matlab این مقادیر با دقت شبیه سازی شده اند.

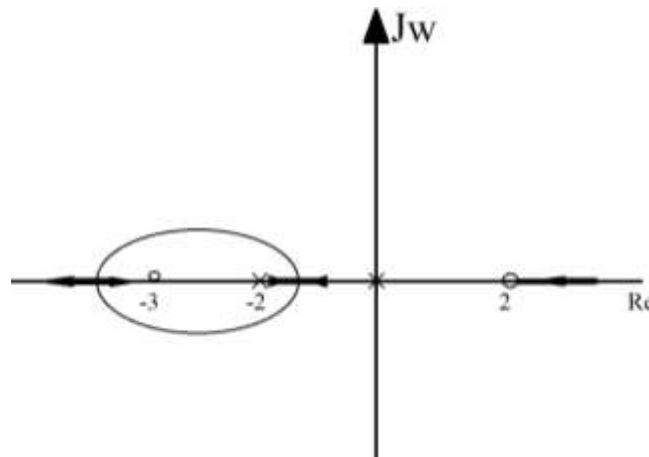
انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

نکته قابل توجه در rlocus سیستم های پراپر (سیستمی با تعداد صفر و قطب برابر)، است. بارها دیده می شود که در چنین سیستم هایی چندین شاخه به ∞ می روند حال آنکه سیستم پراپر است و نباید شاخه ای به ∞ برود چون مجانبی نداریم!

این پدیده شکست در rlocus است که در یک k به خصوص قطب ها حذف شده و بعد از آن k دوباره ظاهر می شوند همانند مثال زیر :

$$G(s) = \frac{k(s-2)(s+3)}{s(s+2)}, \quad k < 0$$

$$\Delta(s) = (1+k)s^2 + (2+k)s - 6k$$



شکل ۱۰-پ) نمودار مکان هندسی ریشه ها برای سیستم $K(s-2)(s+3)/s(s+2)$

همانطور که مشاهده می شود در $k = -1$ یک قطب حذف می شود و مکان هندسی ریشه ها به صورت آنی به سمت راست صفحه منتقل می شود به این پدیده، شکست در rlocus می گویند.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

تنها ضعف rlocus این است که حذف صفر و قطب در آن قابل رویت نیست. حذف صفر و قطب اگر در LHP باشد مشکلی ندارد اما اگر در RHP باشد چون سیستم ذاتاً ناپایدار است لذا حذف صفر و قطب نباید صورت گیرد.

توجه شود که اضافه کردن قطب و یا صفر به تابع تبدیل حلقه باز (به عنوان کنترل کننده) مکان را تحت تأثیر قرار می دهد؛ اضافه کردن قطب ها باعث می شود شاخه مکان دفع شوند (بسته به محل قطب) و اضافه شدن صفرها باعث جذب شدن شاخه های مکان می شوند.

از مثال اول می توان نتیجه گرفت اگر شاخه ای بلند شود می توان خلاصه به ازای یک k ، سیستم پایدار شود اما اگر شاخه ای کامل در RHP داشته باشیم، یعنی صفر و قطب در کنار هم به هیچ عنوان نمی توانیم آن را پایدار کنیم. مگر کنترلی ناپایدار بسازیم که حذف صفر و قطب رخ دهد. که ساخت کنترلر ناپایدار ممکن نیست.

طراحی کنترلرها و انواع آن ها در فصل های آینده توضیح داده خواهد شد.

روش های نشان دادن پاسخ فرکانسی سیستم:

(۱) دیاگرام بود (۲) دیاگرام نایکویست (دیاگرام قطبی) (۳) دیاگرام نیکولز

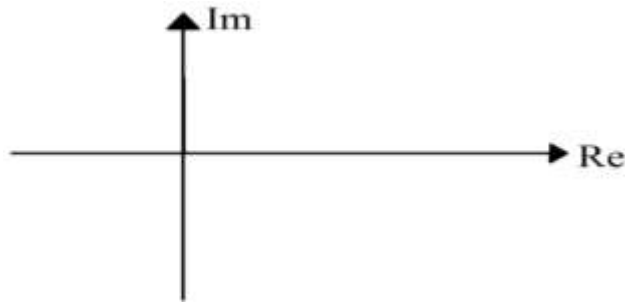
دیاگرام بود:

یکی از روش های نشان دادن پاسخ فرکانسی حلقه باز سیستم، دیاگرام بود است که به وسیله دو نمودار اندازه و فاز به توصیف فرکانسی سیستم می پردازد که توضیحات لازم در حین بدست آوردن دیاگرام بود سیستم ها ارائه می شود.

دیاگرام نایکویست:

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

دیاگرام نایکویست نیز روشی برای نشان دادن پاسخ فرکانسی حلقه باز سیستم ها است و تفاوت آن با دیاگرام بود در این است که دو نمودار فاز و اندازه در یک نمودار Im-Re نمایش داده می شود.



شکل ۱۱-پ) نمودار Im - Re

توجه شود که این نمودار با تغییرات W ترسیم می شود حال آنکه محوری به نام W وجود ندارد. زاویه نیز همانند زاوایای مثلثاتی به نمودار اعمال می شود.

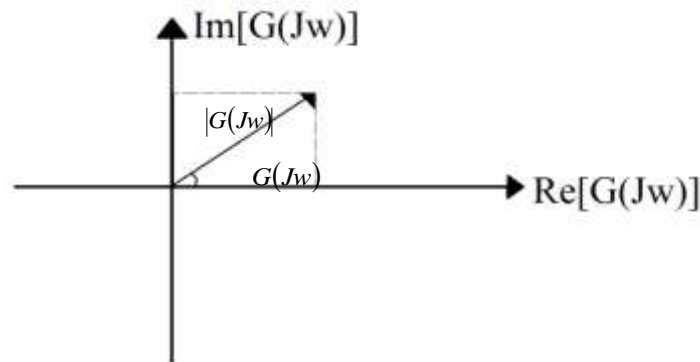
تعریف ریاضی دیاگرام نایکویست:

هنگامی که $S=Jw$ قرار می دهیم ($\sigma=0$) تابع تبدیل تحت نگاشت $S=Jw$ به دیاگرام نایکویست تبدیل می شود (حدود تغییرات W از $+\infty$ تا $-\infty$)

تابع تبدیل به طور کلی از $G(Jw)=A(w)+JB(w)$ تشکیل شده است که در آن

$$|G(Jw)| = \sqrt{A^2(w) + B^2(w)} \quad \text{و} \quad \angle G(Jw) = \tan^{-1} \frac{B(w)}{A(w)}$$

که این نمایش دکارتی تابع است. اگر این دو را در نمودارهای جداگانه (یکی از محورها W) نمایش دهیم دیاگرام بود حاصل می گردد و اگر به فرم قطبی بنویسیم و در یک نمودار نمایش دهیم دیاگرام نایکویست ایجاد می شود.



شکل ۱۲-پ) نمودار Re - Im و نمایش اندازه و زاویه دکارتی

اگر $-\infty < w < +\infty$ تغییر کند دیاگرام کامل نایکویست را خواهیم داشت و براساس اصل آرگومان کوشی می توانیم پایداری و یا ناپایداری سیستم را مورد بررسی قرار دهیم.

در این نمودار برخورد با محور حقیقی و موهومی اهمیت دارد. برخورد با محور موهومی یعنی $\text{Re}\{G(jw)\} = 0$ مقدار فراجهدشی را زمانی که $w = w_n$ است نمایش می دهد که فاصله ی آن از مبدأ برابر $\frac{1}{2\zeta}$ است . مشاهده می شود هر چه ζ کوچکتر باشد به معنای overshoot بیشتر است پس بستر

نایکویست به سمت Im منفی بزرگتر می گردد.

برخورد با محور حقیقی ($\text{Im}\{G(jw)\} = 0$):

معیار پایداری در نایکویست $1 + J\omega$ است که از اصل آرگومان کوشی به آن می رسیم. اگر نایکویست محور حقیقی را در $1 + J\omega$ قطع کند به معنای پایداری مرزی است. پس محور $J\omega$ با نگاشت $S = J\omega$ به دایره واحد تبدیل می شود. به طور کلی اگر نایکویست محور حقیقی را قطع کند یعنی حتماً سطر صفر در آرایه رخ داده است پس مرز پایداری را داریم (با نوسان ، یعنی با قطب های قرینه)

با تکمیل بودن دیاگرام نایکویست ($-\infty < w < +\infty$) با استفاده از اصل آرگومان کوشی می توانیم پایداری سیستم را بررسی کنیم.

N: تعداد دوران حول ۱- وقتی نگاشت $G(s)$ است.

Z: قطب های حلقه بسته ناپایدار (چون کانتور را در RHP انتخاب کردیم)

P: قطب های حلقه باز ناپایدار

پس شرط پایدار بودن $Z=0$ است.

پایداری نسبی از روی نایکویست:

مفاهیم حد فاز و حد بهره:

Gain Margin حد بهره: بهره حلقه باز یک سیستم پایدار حلقه بسته را به چه اندازه افزایش دهیم

(چند برابر کنیم) تا همچنان سیستم پایدار بماند و یا بهره حلقه باز یک

سیستم ناپایدار حلقه بسته را به چه اندازه کاهش دهیم تا به مرز پایداری

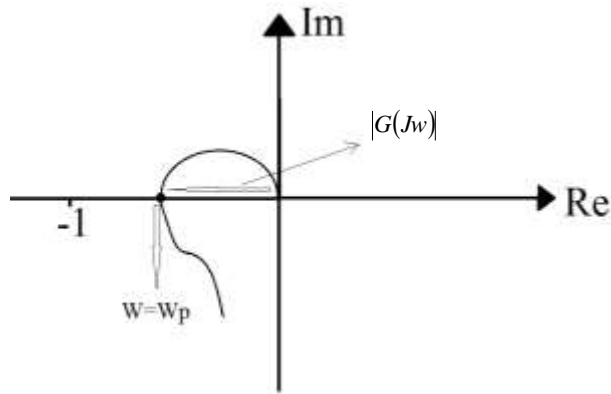
برسد.

به عبارت دیگر بهره را چند برابر کنیم تا نمودار نایکویست از ۱- رد شود به تعبیر دیگر به ازای چه مقدار k

مکان هندسی ریشه ها به محور JW می رسد.

تعریف ریاضی حد بهره:

$$G_M = \frac{1}{|G(j\omega_p)|}$$
$$\angle G(j\omega_p) = -180$$



شکل ۱۳-پ) نحوه محاسبه حد بهره از روی دیاگرام نایکوئیست

Phase Margin حد فاز:

چه اندازه می توان به سیستم تأخیر وارد کرد تا سیستم همچنان پایدار بماند.

تعریف ریاضی آن:

ω_g : فرکانس عبور بهره

$$P_M = 180 + \angle(G(j\omega_g))$$
$$|G(j\omega_g)| = 1$$

فرکانسی که نایکوئیست دایره واحد را قطع می کند ω_g نام دارد و زاویه ای که با -1 می سازد حد فاز را نشان می دهد.

حد فاز و حد بهره از روی دیاگرام بود نیز به سادگی محاسبه می شوند.

توضیحات بیشتر در حین بررسی سیستم ها ارائه می گردد.

فضای حالت:

انواع توصیف سیستم دینامیکی:

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

۱. تابع تبدیل Tf

۲. معادله دیفرانسیل معمولی ODE

۳. فضای حالت SS

۴. دیاگرام حالت SD

در فضای حالت، سیستمی به عنوان مثال مرتبه ۳ را به معادلاتی با مرتبه یک تبدیل می کنیم سپس به حل آن ها می پردازیم. در این نوع توصیف دیگر محدودیتی هایی در تعداد ورودی و خروجی و خطی و غیرخطی بودن سیستم ها و نیز تغییر پذیری با زمان را نداریم.

$$\text{معادلات حالت} \begin{cases} X^0 = Ax + Bu \\ Y = Cx + Du \end{cases}$$

A: ماتریس حالت

B: ماتریس ورودی

C: ماتریس خروجی

D: ماتریس انتقال مستقیم ورودی به خروجی

چند تعریف:

۱. متغیر حالت: هر متغیر سیستم که با زمان تغییر کند.
۲. بردار حالت: برداری که هر درایه آن متغیر حالت است.
۳. فضای حالت: هر بعد آن متغیر حالت است.
۴. معادلات حالت: معادلاتی که تغییرات بردار حالت را بر حسب زمان نشان می دهد.
۵. مسیر حالت: X_1 و X_2 (متغیرهای حالت) نسبت به هم چگونه تغییر می کنند.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

پایداری از این دید یعنی مسیر حالت با گذشت زمان به مبدأ برود و ناپایداری یعنی مسیر حالت از مبدأ دور شود. پس اگر نه به مبدأ نزدیک و نه از آن دور شویم به معنای پایداری مرزی است.

با حل معادلات داریم:

$$Y(s) = C(sI - A)^{-1}Bu(s) + Du(s)$$

$$Y(t) = C\varphi(t) \times (0) + C \int_0^+ e^{A(t-z)} Bu(z) dz + Du(t)$$

که در آن $\varphi(t)$ ماتریس انتقال حالت است که به A بستگی دارد. تمام مشخصه یک سیستم در A نهفته است.

مفهوم کنترل پذیری:

اگر بتوانیم تمامی متغیرهای یک سیستم را از طریق ورودی کنترل کنیم به آن سیستم کنترل پذیر گویند. به این نکته باید توجه داشت که یک سیستم کنترل پذیر اما ناپایدار را می توان با اعمال یک ورودی خاص پایدار نمود.

اگر ماتریس کنترل پذیری φ_c ، full Rank باشد سیستم کنترل پذیر است.

$$\varphi_c = [B \quad AB \quad \dots \quad A^{n-1}B]$$

در ماتریس های مربعی full Rank بودن (ستون ها مستقل از هم باشند) را می توان $|\varphi_c| \neq 0$ تعریف کرد.

مفهوم رویت پذیری:

یعنی تمامی متغیرهای حالت در خروجی مشاهده شوند.

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

اگر سیستمی یا کنترل پذیر نباشد و یا رویت پذیر، یعنی حذف صفر و قطب در آن رخ داده است و یک متغیر حالت حذف شده است حال اگر صفر و قطب حذف شده سمت چپ باشد مشکلی پیش نمی آید ولی

اگر حذف صفر و قطب در RHP باشد سیستم ناپایدار داخلی است.

در ماتریس های مربعی full Rank بودن متناسب با $|\varphi c| \neq 0$ است.

$$\varphi_0 = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \cdot \\ \cdot \\ CA^{n-1} \end{bmatrix}$$

ماتریس رویت پذیری

مطالب ارائه شده توضیحاتی در مورد ابزارهای کنترلی مورد استفاده در این پروژه است .

پیوست دو

مدارات الکترونیکی کنترلر ها

در این قسمت به توضیح مدارات الکترونیکی برای ایجاد جبران کننده های پیش افت، پس افت و همچنین پیش افت پس افت می پردازیم.

روش های بسیاری از قبیل مدارهای الکترونیکی با استفاده از تقویت کننده های عملیاتی، مدارهای الکتریکی RC و سیستم های مکانیکی فنر- میراکن برای تحقیق جبران سازی پیش افت و جبران سازهای پس افت وجود دارد. شکل ۱۴-پ یک مدار الکترونیکی با استفاده از تقویت کننده های عملیاتی را نشان می دهد. تابع تبدیل این مدار به صورت زیر می شود لذا داریم:

$$\frac{E_0(s)}{E_1(s)} = \frac{R_2 R_4}{R_1 R_3} \frac{R_1 C_1 S + 1}{R_2 C_2 S + 1} = \frac{R_4 C_1}{R_3 C_2} \frac{S + \frac{1}{R_1 C_1}}{S + \frac{1}{R_2 C_2}}$$

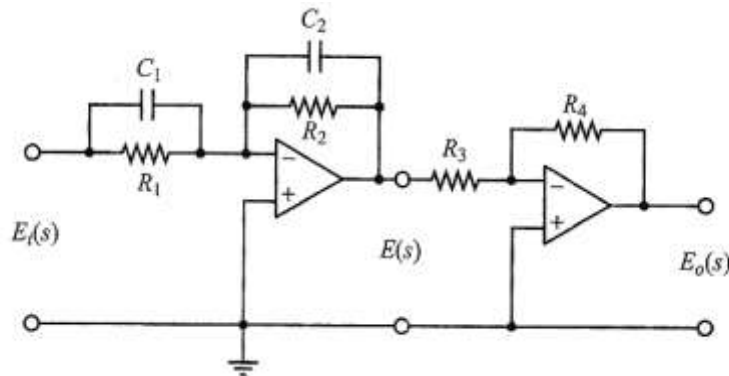
$$= kc\alpha \frac{Ts + 1}{\alpha Ts + 1} = kc \frac{S + \frac{1}{T}}{S + \frac{1}{\alpha T}}$$

که در آن:

$$T = R_1 C_1, \alpha T = R_2 C_2, kc = \frac{R_4 C_1}{R_3 C_2}$$

توجه کنید که:

$$kc\alpha = \frac{R_4 C_1}{R_3 C_2} \frac{R_2 C_2}{R_1 C_1} = \frac{R_2 R_4}{R_1 R_3}, \alpha = \frac{R_2 C_2}{R_1 C_1}$$



شکل ۱۴-پ) مدار الکترونیکی که برای $R_1 C_1 > R_2 C_2$ یک شبکه پیش افست و برای $R_1 C_1 < R_2 C_2$ یک شبکه پس افست

است.

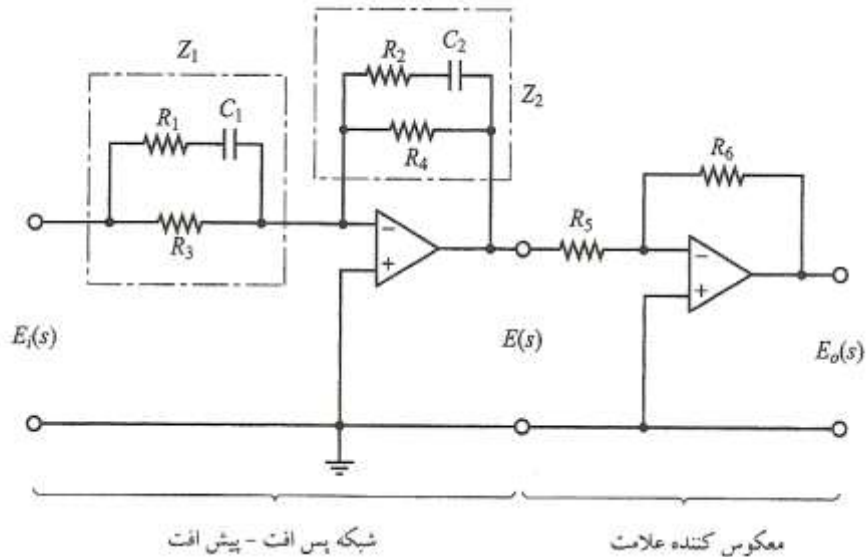
انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir
این شبکه یک بهره DC به مقدار $k_c \alpha = R_2 R_4 / (R_1 R_3)$ دارد.

مشاهده می شود که برای $R_1 C_1 > R_2 C_2$ یا $\alpha < 1$ یک شبکه پیش افت و برای $R_1 C_1 < R_2 C_2$ یک شبکه پس افت داریم.

شکل ۱۵- پ یک جبران ساز پس افت- پیش افت الکترونیکی را با استفاده از تقویت کننده های عملیاتی نشان می دهد. تابع تبدیل این جبران ساز را می توان به صورت زیر بدست آورد:

امپدانس مختلط Z_1 به صورت زیر داده می شود:

$$\frac{1}{z_1} = \frac{1}{R_1 + \frac{1}{C_1 s}} + \frac{1}{R_3}$$



شکل ۱۵- پ) جبران ساز پیش افت- پس افت.

$$Z_1 = \frac{(R_1 C_1 S + 1) R_3}{(R_1 + R_3) C_1 S + 1}$$

$$Z_2 = \frac{(R_2 C_2 S + 1) R_4}{(R_2 + R_4) C_2 S + 1}$$

از این رو داریم:

$$\frac{E(s)}{E_1(s)} = -\frac{Z_2}{Z_1} = -\frac{R_4}{R_3} \frac{(R_1 + R_3) C_1 S + 1}{R_1 C_1 S + 1} \cdot \frac{R_2 C_2 S + 1}{(R_2 + R_4) C_2 S + 1}$$

$$\frac{E_0(s)}{E(s)} = -\frac{R_6}{R_5}$$

بنابراین تابع تبدیل جبران ساز نشان داده شده در شکل پ-۲ چنین است.

$$\frac{E_0(s)}{E_1(s)} = \frac{E_0(s)}{E(s)} \frac{E(s)}{E_1(s)} = \frac{R_4 R_6}{R_3 R_5} \left[\frac{(R_1 + R_3) C_1 S + 1}{R_1 C_1 + 1} \right] \left[\frac{R_2 C_2 S + 1}{(R_2 + R_4) C_2 S + 1} \right]$$

با تعریف:

$$T_1 = (R_1 + R_3) C_1, \quad \frac{T_1}{\delta} = R_1 C_1, \quad T_2 = R_2 C_2, \quad \beta T_2 = (R_2 + R_4) C_2$$

معادله چنین می شود:

$$\frac{E_0(s)}{E_1(s)} = k s \frac{\left(s + \frac{1}{T_1} \right) \left(s + \frac{1}{T_2} \right)}{\left(s + \frac{\delta}{T_1} \right) \left(s + \frac{1}{\beta T_2} \right)}$$

که در آن:

$$k_c = \frac{R_2 R_4 R_6}{R_1 R_3 R_5} \frac{R_1 + R_3}{R_2 + R_4}, \delta > 1, \beta > 1$$

توجه شود که δ و β اغلب برابر انتخاب می شوند.

دستورات استفاده شده در برنامه Matlab

rlocus (n,d)

bode (n,d)

nyquist (n,d)

step (n,d,t)

فهرست منابع

* مهندس کنترل نوین، ویرایش پنجم، نوشته ی کاتسوهیکو اوگاتا، ترجمه دکتر پرویز جبه دار مارالانی و

دکتر علی خاکی صدیق، نوبت و تاریخ چاپ ۱۳۸۹.

Automatic flight control E.H.J pallet. Eng(CE) London Toronto Sydney new *

york.2001

Vectored thrust aircraft feedback systems Aström and Murray 2010. *

www.sourceforge.net

دانلود پایان نامه ، پروژه های رایگان الکترونیک و فیلم های آموزشی Melec.ir

انجام و فروش پروژه و بردهای آموزشی Melec.ir

* کنترل مدرن، نوشته Robert H. Bishop & Richard C. Dorf، تاریخ چاپ ۲۰۰۸