

سیستمهای هدایت و ناوبری فرود خودکار و طراحی یک سیستم کنترل فرود بهینه

سید حسین پورتاکدوست* و سید احمد فاضل زاده حقیقی**

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۱۳۷۶/۷/۷ - دریافت نسخه نهایی: ۱۳۷۷/۱۱/۲۱)

چکیده - هدایت و کنترل هواپیما در مرحله فرود، بارکاری زیاد را بر خلبان تحمیل می‌کند. لذا به کارگیری سیستمهای کنترل فرود خودکار در این فاز پروازی از اهمیت خاصی برخوردار است. در این مقاله پس از بررسی مراحل اصلی فرود به معرفی سیستمهای هدایت و ناوبری فعال در این فاز پروازی پرداخته شده است. فرود بهینه ارائه شده است. در این خصوص اصول نظری طراحی سیستم کنترل براساس حداقل کردن انحراف هواپیما از مسیر فرود با صرف کمترین انرژی کنترلی پایه گذاری شده است. سیستم کنترل طرح شده درخصوص یک هواپیمای مسافری از رده بویینگ B-۷۴۷ در ازای شرایط پروازی مندرج در آیین نامه FAR^۱ شبیه سازی رایانه ای شده است این شبیه سازیها نشان داده است که سیستم کنترل طراحی شده قادر است هواپیما را با بهترین شاخصهای پروازی در کوریدور مسیر فرود هدایت کند.

Automatic Landing Guidance Systems and Design of an Optimal Landing Control System

Seid H. Pourtakdoust, S.A. Fazelzadeh Haghighi

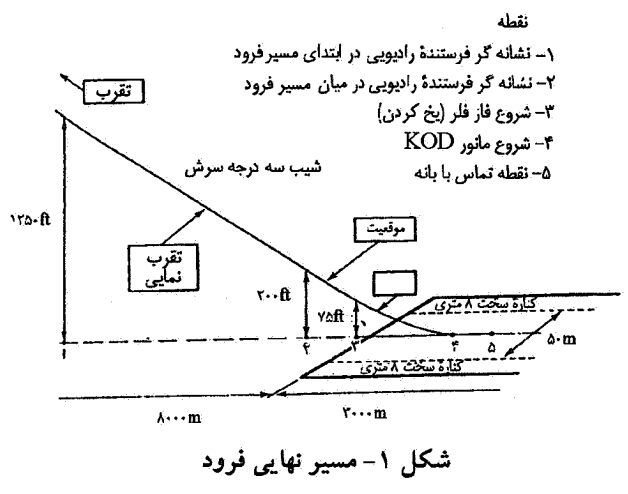
Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology

ABSTRACT- *Guidance and control of aircraft in the landing phase imposes extra pilot work loads, hence application of automatic landing control systems is of great importance. In this study automatic landing control systems are introduced and an optimal landing control system is designed. The control system performance criteria are based on minimum control effort. The designed system is simulated for a transport category aircraft in accordance with FAR requirements. The results show that the designed system is completely capable of controlling the aircraft in its landing corridor.*

مسائلی بوده که توجه طراحان هواپیما را به خود اختصاص داده است. در این خصوص به حداقل رساندن عوامل انسانی و حرکت به

۱- مقدمه
پس از تحقق آرزوی پرواز، ایمنی پرواز از جمله مهمترین

* دانشیار ** دانشجوی دکترا



جدول ۱- درصد عوامل مختلف در به مخاطره انداختن ایمنی پرواز

درصد	عامل
۶۲/۰	عوامل انسانی (کادر پرواز برج مراقبت ...)
۱۵/۰	خطای مراحل انجام کار سیستم
۳/۵	تعمیرات و نگهداری
۶/۵	تخریب عمدی
۸/۰	زوال مواد با سیستم
۴/۵	شرایط آب و هوایی
۰/۵	عوامل ناشناخته

و نشست^۴ است، در مجموع در دو فاصله زمانی مورد مطالعه در جدول (۲) به ترتیب ۷۵/۶۴ و ۵۶ درصد وقایع در فاز فرود رخ داده است. تلفیق نکات این دو جدول به دو مطلب اشاره می کند. یکی آنکه فاز پرواز فرود از بحرانیترین مراحل پروازی است و دیگر اینکه این فاز به لحاظ حجم کاری درصد بالایی از کل عملیات پرواز را به خود اختصاص می دهد. بدین دلیل به کارگیری سیستمهای خودکار به طور مؤثری می تواند ایمنی پرواز را افزایش دهد.

جدول ۲- درصد حوادث در مراحل مختلف پرواز

مرحله پروازی		۱۹۶۲-۱۹۷۱	۱۹۷۵-۱۹۷۲
برخاستن و اوجگیری اولیه	۱۸/۲۵	۲۰	
اوجگیری	۲	۱۳	
پرواز مستقیم	۶	۴	
نزول	۱۰	۹	
تقرب	۳۶/۵	۳۵	
تقرب اشتباه	۱	-	
نشستن	۱۸/۲۵	۱۲	
حرکات زمینی	۸	۴	
آموزش و آزمایش	-	۲	

۱-۱- مراحل اصلی فاز فرود

فاز فرود به دو مرحله اصلی تقرب نهایی و فلر^۵ قابل تفکیک است، شکل (۱). معمولاً هواپیما مسیر تقرب را تحت زاویه پرواز منفی بین ۲ تا ۵ درجه و با سرعت نزول ثابت طی می کند. بر اساس آزمایشهای پروازی به منظور انجام یک فرود نرم ارتفاع پرواز در مرحله فلر بایستی به صورت نمایی کاهش یابد. این شرایط کاهش ارتفاع را می توان به صورت معادله (۱) بیان کرد.

$$h(t) = h_0 e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (1)$$

که در معادله بالا
 h: ارتفاع پرواز در شروع مرحله فلر و
 τ: ثابت زمانی مرحله فرود است.

۱-۲- سیستمهای هدایت و ناوبری

در شرایط پروازی IFR خلبان با توجه به نوع سیستم کنترل

سمت سیستمهای کنترل خودکار گامی مؤثر در افزایش ایمنی پرواز محسوب می شود.

جدول (۱) درصد عوامل مختلفی که تاکنون در به مخاطره انداختن ایمنی پرواز نقش داشته اند را نشان می دهد [۱].

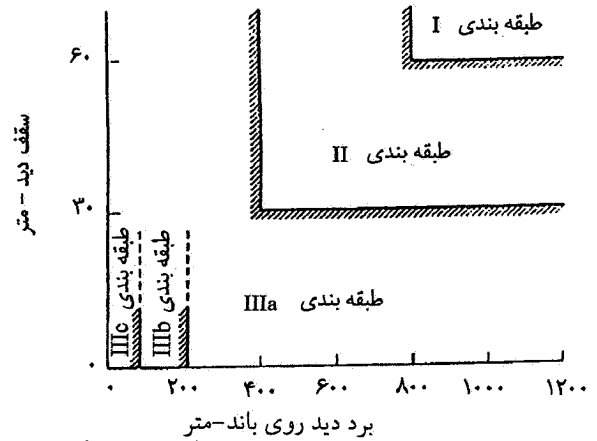
همان گونه که ملاحظه می شود عوامل انسانی بیشترین درصد را به خود اختصاص داده اند. مطالعه درصد وقوع حوادث در مراحل مختلف پرواز نشاندهنده حجم بار کاری و تنشهای بالای آن فاز پروازی بر روی کادر پرواز است.

جدول (۲) درصد حوادث اتفاق افتاده در مراحل مختلف پرواز را در دو فاصله زمانی سالهای ۱۹۶۲ تا ۱۹۷۱ و ۱۹۷۲ تا ۱۹۷۵ نشان می دهد [۲].

از آنجا که فاز فرود آمدن هواپیما شامل سه مرحله نزول^۲ تقرب^۳

هوانوردی فعال اند سه طبقه بندی برای سیستمهای کنترل فرود خودکار براساس دو پارامتر میدان دید باند RVR^A و ارتفاع تصمیم گیری DH^A برای فرود مطرح کرده اند [۶].

شکل (۲) این طبقه بندی را براساس تعاریف ICAO نشان می دهد.



شکل ۲- طبقه بندی سیستم کنترل فرود خودکار

۲- طراحی یک سیستم کنترل فرود خودکار ILS-III

تحقیقات کنونی در رابطه با سیستمهای کنترل فرود سعی بر تکمیل مدل های دینامیک پرواز، با افزودن اثرات اغتشاشات اتمسفر به معادله های پروازی دارند [۸ و ۷]، ولی غالباً اثرات هر مورد را به تنهایی مورد بررسی قرار می دهند و یا به نحوی از یک کنترل کننده با ورودی منفرد استفاده می کنند. بدین صورت عملاً با یک سیستم تک ورودی - تک خروجی (SISO) مواجه می شوند. همراه با پیچیده شدن مدل دینامیکی پرواز و افزایش تعداد ورودی - خروجیها طراحی کنترل کننده ها از روشهای متعارف کلاسیک برای ارضای تمامی محدودیتهای فیزیکی به همراه شرایط مطلوب خروجیهای مورد نظر غیر عملی می شود. از طرفی نحوه ارزیابی عملکرد سیستمهای چند ورودی - چند خروجی (MIMO) به سادگی سیستمهای تک ورودی - تک خروجی نیستند.

روش مناسب برای این گونه مسائل روش کنترل بهینه است. هدف از کنترل بهینه تعیین علایم کنترلی است که علاوه بر ارضای محدودیتهای فیزیکی یک معیار عملکرد را نیز ارضا (حداقل یا حداکثر) کنند. طراحی یک کنترل کننده به روش کنترل بهینه مستلزم انجام مراحل زیر است.

۱- بیان مناسب دینامیک سیستم

۲- بیان محدودیتهای وضعیتهای مطلوب

۳- تعیین معیار عملکرد سیستم

۴- تعیین قانون کنترل

۲-۱- معادله های دینامیک پرواز

معادله های حرکتی و سینماتیکی هواپیما با فرض صلب بودن هواپیما به دست آمده و به شرایط فرود اختصاص داده شده اند [۱۰ و ۹]. این معادله های مزدوج و غیرخطی اند. در شرایط پروازی فرود به دلایلی همچون ثابت بودن سرعت فرود، حالت پرواز

فرود خودکار هواپیما از امکانات ناوبری ایستگاههای زمینی و تجهیزات نصب شده در کابین پرواز استفاده می کند [۲]. امروزه از دو سیستم فرود با آلات دقیق ILS^A و سیستم فرود با مایکروویو MLS^V برای هدایت هواپیما در مرحله تقرب نهایی استفاده می کنند. در مرحله فاز به دلیل پایین بودن ارتفاع و وجود اختلالات سیگنالی نمی توان از فرستنده های زمینی استفاده کرد و بایستی در شرایط پروازی IFR از یک سیستم کنترل که مستقل از فرستنده های زمینی است استفاده شود [۳].

۱-۳- سیستمهای فرود خودکار

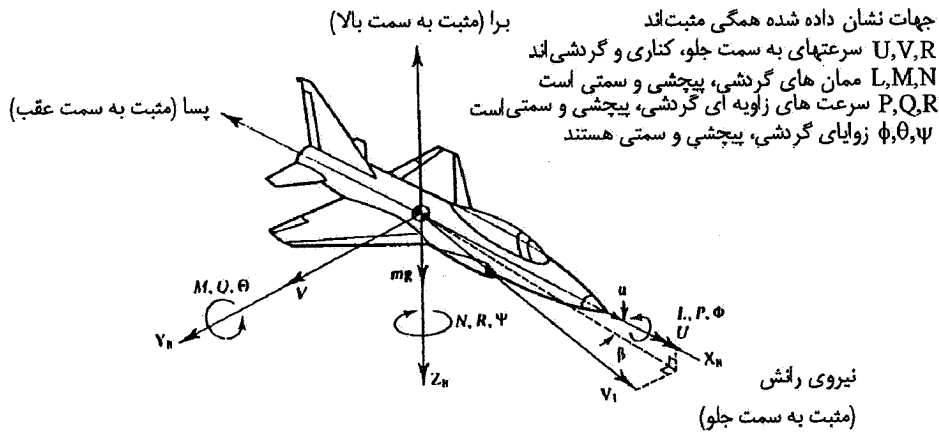
ابتدایی ترین سیستمهای ILS در سالهای ۱۹۴۳ طرح ریزی شدند و تا به امروز پیشرفت قابل توجهی کرده اند. تجهیزات ILS اگرچه تسهیلاتی برای انجام مرحله فرود در اختیار خلبان می گذارند ولی کاملاً خودکار نیستند [۵]. سیستمهای فرود خودکار از سه کنترل کننده زیر تشکیل شده اند

۱- سیستم کنترل زاویه فرود

۲- سیستم کنترل فلر خودکار

۳- سیستم کنترل سمت عرضی پرواز

اولین سیستمهای فرود خودکار در همان سالهای اولیه ابداع ILS ساخته شدند. سیستمهای اولیه فقط قادر به انجام خودکار مرحله تقرب بوده اند در حالی که مدل های جدیدتر آن قادر به انجام مراحل بعدی نیز هستند. مؤسسه هایی از قبیل سازمان هوانوردی آمریکا FAA و ایکائو ICAO که در خصوص ایمنی پرواز و قوانین



شکل ۳- جهت مؤلفه‌های برداری

۱-۱-۲ متغیرها در جهت حرکت طولی

بردارهای حالت، کنترل و اغتشاشات عبارت‌اند از:

$$X^T = [w \quad q \quad \theta \quad h \quad h]$$

$$U^T = [\delta_E \quad \delta_{th}]$$

$$V_g = [w_g \quad q_g]$$

به طوری که:

w : مؤلفه‌های اختلالی سرعت عمودی

q : نرخ زاویه پیچ^{۱۰}

θ : زاویه پیچ

h : نرخ نزول

h : ارتفاع پرواز

δ_E : جابه‌جایی سطح بالابر^{۱۱}

δ_{th} : جابه‌جایی دسته‌گاز

w_g : مؤلفه سرعت عمودی اغتشاشات اتمسفر

q_g : مؤلفه نرخ زاویه پیچ اغتشاشات اتمسفر

U_1 : سرعت فرود

α : زاویه حمله $\left(\alpha = \frac{w}{U_1} \right)$

خروجی مورد نظر در مرحله تقریب زاویه پرواز γ است.

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (۴)$$

مقارن و مستقیم‌الخط در طی مسیر فرود و کم بودن سرعت اغتشاشات در مقایسه با سرعت هواپیما می‌توان معادله‌های پروازی را خطی کرد. در این مقاله به استفاده از نظریه اختلالات کوچک، معادله‌های خطی شده‌اند. معادله‌های حرکتی و سینماتیکی حاصله به دو بخش حرکت طولی و عرضی قابل تفکیک‌اند. در شکل (۳) جهات مثبت مؤلفه‌های حرکتی و نیرویی مشخص شده‌اند. تفکیک نیروها و ممانهای وارده به هواپیما به دو بخش آیرودینامیکی و رانشی، و بررسی آنها در سیستم مختصات پایداری روش مناسبی را برای به دست آوردن اثرات و تغییرات آنها در ازای متغیرهای حرکتی و کنترلی ایجاد می‌کند.

برای مدلسازی معادله‌های دینامیکی، با استفاده از مشتقات پایداری و ابعادی هواپیما، معادله‌های دینامیک پرواز خطی شده، به فضای حالت تبدیل خواهند شد. شکل کلی معادله‌های سیستم و خروجی در فضای حالت به شکل زیر خواهد بود

$$\dot{X} = AX + BU + EV_g \quad (۲)$$

$$Y = CX \quad (۳)$$

به طوری که

X : بردار حالت‌های انتخابی

U : بردار کنترل

V_g : بردار اغتشاشات اتمسفر

Y : بردار خروجی

A, B, E, C : ماتریسهای ضرایب دینامیکی سیستم

به طوری که

A_0 : ماتریس پارامترهای اغتشاشات است.

۲-۲- محدودیتها و شرایط مطلوب خروجی

محدودیتهای فیزیکی متکی بر خصوصیات هواپیما و محدود به حدود مکانیکی سیستم‌اند. وضعیتهای مطلوب خروجی، بردارهایی از خروجی‌اند که در هر مرحله پروازی مایل به دنبال کردن آنها هستیم و به عنوان سیگنالهای فرمان Y_{com} به سیستم کنترل فرود خودکار داده می‌شوند. در جهت حرکت طولی، محدودیت فیزیکی عبارت‌اند از:

$$\delta_{E \min} < \delta_E < \delta_{E \max}$$

$$\delta_{th \min} < \delta_{th} < \delta_{th \max} \quad (10)$$

خروجی مطلوب در مرحله تقرب، زاویه فرود:

$$Y_{com} = \gamma = \gamma_{G.S} \quad (11)$$

$\gamma_{G.S}$ زاویه فرود سیگنال ارسالی باند فرودگاه است و خروجی مطلوب در مرحله فلر، ارتفاع پرواز است

$$Y_{com} = h(t) = h_0 \exp\left[-\frac{t}{\tau}\right] \quad (12)$$

در جهت حرکت عرضی، محدودیت فیزیکی عبارت‌اند از:

$$\delta_{A \min} < \delta_A < \delta_{A \max}$$

$$\delta_{R \min} < \delta_R < \delta_{R \max} \quad (13)$$

و خروجی مطلوب در مرحله تقرب و فلر، سمت پرواز است

$$Y_{com} = \lambda_{loc} \quad (14)$$

λ_{loc} زاویه سمت سیگنال ارسالی باند فرودگاه است.

۲-۳- تعیین تابع عملکرد سیستم

تابع عملکرد مورد نیاز در مرحله فرود را می‌توان براساس مدل

$$\gamma = \theta - \left[\frac{w}{U_1} \right] \quad (5)$$

$$Y = \left[-\frac{1}{U_1} \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad 0 \right] \{X\} \quad (6)$$

و در مرحله فلر خروجی ارتفاع پرواز h است.

$$Y = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1] \{X\} \quad (7)$$

۲-۱-۲ متغیرها در جهت حرکت عرضی

بردارهای حالت، کنترل و اغتشاشات عبارت‌اند از:

$$X^T = [\beta \quad P \quad r \quad \phi \quad \psi]$$

$$U^T = [\delta_A \quad \delta_R]$$

$$V_g^T = [\beta_g \quad P_g \quad r_g]$$

به طوری که

β : زاویه سرش جانبی

P : سرعت زاویه‌ای گردش^{۱۲}

r : سرعت زاویه‌ای یاو^{۱۳}

ϕ : زاویه بنک^{۱۴}

ψ : زاویه یاو

λ : زاویه سمت پرواز ($\lambda = \beta + \psi$)

δ_A : میزان جابه‌جایی سطح کنترل شهپر^{۱۵}

δ_R : میزان جابه‌جایی سطح کنترل سکان عمودی^{۱۶}

β_g, P_g, r_g : مؤلفه‌های اغتشاشی اتمسفر

خروجی مورد نظر در بخش عرضی، زاویه سمت پرواز است.

$$Y = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1] X \quad (8)$$

ماتریس E, B, A در هر بخش شامل مشتقات پایداری مدل دینامیکی هواپیما هستند.

مدل دینامیکی اغتشاشات اتمسفر به صورت زیر توصیف پذیر است.

$$\dot{V}_g = A_g V_g \quad (9)$$

$$U(t) = -R^{-1}B^T K_1(t)X(t) -$$

$$R^{-1}(t)B^T K_2(t)V_g(t) - R^{-1}B^T S_1(t) \quad (17)$$

ماتریسهای K_1 ، K_2 و S_1 از حل معادله‌های دیفرانسیل غیرخطی:

$$\dot{K}_1 = -K_1A - A^TK_1 + K_1BR^{-1}B^TK_1 - C^TQC \quad (18-الف)$$

$$\dot{K}_2 = -K_2E - K_2A_0 - A^TK_2 + K_2BR^{-1}B^TK_2 \quad (18-ب)$$

$$\dot{S}_1 = -[A^T - K_1BR^{-1}B^T]S_1 + C^TQY_{com} \quad (18-ج)$$

با شرایط مرزی:

$$K_1(T) = C^T HC \quad ; \quad K_2(T) = 0$$

$$S_1(T) = -C^T HY_{com}(T) \quad (19)$$

به دست می‌آیند.

در قانون کنترلی (I) معادله (17)، عبارت اول مربوط به بهره پس‌خور وضعیتها، عبارت دوم و سوم به ترتیب مربوط به بهره پیش‌خور بردار اغتشاشات و سیگنال فرمان‌اند.

۲-۴-۲ قانون کنترلی II

چنانچه بتوان مسئله ردیابی با فرمان ثابت را به یک مسئله تنظیم‌کننده تبدیل کرد. آن‌گاه طراحی کنترل‌کننده عملیتر می‌شود. با استفاده از مبانی نظری کنترل چندمتغیره این مدل ارائه شده است [۱۴ و ۱۰]. معادله سیستم و خروجی را در حالت کلی به صورت ۲۰ و ۲۱ تعریف می‌کنیم

$$\dot{X} = AX + BU + EV_g \quad (20)$$

$$Y = CX + DU + FV_g \quad (21)$$

با فرض اینکه ورودیهای فرمان و اغتشاشات به صورت بردارهایی با مقادیر ثابت و مشخص باشند می‌توان با یک کنترل انتگرالی به طرحی پایدار، به همراه خطای حالت ماندگار صفر دست یافت.

ردیابی با حداقل تلاش کنترل به صورت معادله (۱۵) بیان کرد [۱۱].

$$J = \frac{1}{T} \{ e^T(T)He(T) \} + \frac{1}{T} \quad (15)$$

$$\int_0^T \{ e(t)^T Qe(t) + U(t)^T RU(t) \} dt$$

به طوری که:

$$e = Y_{com} - Y \quad (16)$$

e : بردار خطای بین سیگنال فرمان Y_{com} و سیگنال خروجی Y

H, Q : ماتریسهای وزنی e (مثبت نیمه معین)

R : ماتریس وزنی بردار U (مثبت معین)

T : زمان نهایی

چنانچه در تابع عملکرد (۱۵) ($Y_{com} = 0$) شود مسئله ردیابی به مسئله تنظیم‌کننده تبدیل می‌شود.

۲-۴-۲- تعیین تابع کنترلی

به استثنای سیگنال فرمان ورودی به کنترل‌کننده مرحله فلر، دو سیگنال فرمان ورودی به کنترل‌کننده‌های زاویه فرود و سمت عرضی پرواز دارای مقادیر ثابت‌اند. در عمل دستیابی به سیستم کنترل ردیاب با سیگنال فرمان ثابت (بهره‌های ثابت) به راحتی سیستم کنترل تنظیم‌کننده نیستند [۱۰-۱۳]. در حالت فرمان متغیر تمامی پارامترهای بهره سیستم تابعی از زمان می‌شوند، که با حل معادله‌های کنترلی مربوطه قابل حصول است.

از طرف دیگر ساخت سیستمهای کنترلی با بهره ثابت راحتتر از سیستمهای کنترل با بهره متغیر است. بدین دلیل از دو مدل کنترلی متفاوت برای طراحی سیستم کنترل فرود خودکار استفاده خواهیم کرد. مدل اول برای کنترل‌کننده فلز خودکار، و مدل دوم برای سیستم کنترل زاویه فرود و سمت عرضی پرواز قابل اعمال‌اند.

۲-۴-۱ قانون کنترلی I

معادله‌های دینامیکی (۲)، (۳)، (۹) و تابع عملکرد (۱۵) را در نظر گرفته و با استفاده از مبانی نظری کنترل بهینه و اصل تغییراتی پونتریاگن^{۱۷} و اعمال شرایط بهینگی تابع کنترلی (۱۷) به صورت زیر در خواهد آمد [۱۴].

$$U(t) = -F_1(t)X(t) - F_2 \left[\int_0^t (Y - Y_{com}) dt \right] \quad (27)$$

به دست می‌آید. مدل کنترلی (27) یک کنترل‌کننده تناسبی، انتگرالی مقاوم^{۱۸} است. به دلیل استفاده از یک مدل انتگرالی در معادله (27) رفتار حالت گذاری سیستم به ازای بردار اغتشاشات V_g مناسب نبوده، لذا برای بهبود وضعیت حالت گذرا از یک حلقه کنترل پیش‌خور برای کاهش اثر اغتشاشات استفاده شده است. در مرجع [5] به تفصیل مراحل ریاضی این ترکیب بررسی شده است. با افزودن مدل پیش‌خور از سیگنال اغتشاشات به معادله (27) شکل قانون کنترلی بالا به صورت زیر در خواهد آمد:

$$U(t) = -F_1(x) X(t). \quad (28)$$

$$F_2 \int_0^T (Y - Y_{com}) dt - F_2 \begin{bmatrix} V_g \\ Y_{com} \end{bmatrix}$$

به طوری که

$$F_2 = [F_1 \quad I] G^{-1} H$$

$$G = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}; \quad H = \begin{bmatrix} E & 0 \\ F & -1 \end{bmatrix}$$

قانون کنترلی II شامل سه جمله است، جمله اول پس‌خور وضعیتها، جمله دوم مربوط به کنترل انتگرالی و جمله سوم پیش‌خور بردار اغتشاشات و فرمان ورودی از این مدل کنترلی در طراحی، دو سیستم کنترل زاویه فرود و سمت عرضی پرواز استفاده شده و نتایج رضایتبخشی حاصل شده است.

۶- حل عددی

بر اساس معادله نظری به دست آمده یک سیستم کنترل فرود خودکار از طبقه ILS III a برای یک هواپیمای مسافربری از رده بوئینگ B-747 طراحی شده است، با استفاده از پارامترهای ایروپدینامیکی، مشخصات فیزیکی و شرایط پروازی فرود هواپیما این ماتریسهای ضرایب تعیین شده‌اند [9, 10, 15]. در سیستم کنترل طراحی شده ماتریسهای وزنی Q, R به عنوان پارامترهای طراحی مطرح بوده و به گونه‌ای انتخاب شده‌اند که نتایج معیارهای پروازی FAR^{۱۹} را ارضا کنند [17]. معیار پروازی کوپر- هارپر یکی

اساس طراحی بردار کنترل U به گونه‌ای خواهد بود که با گذشت زمان برای ارضای پایداری $\dot{X} \rightarrow 0$ و برای رسیدن به خطای ماندگار $Y \rightarrow Y_{com}$ میل کند. با انتگرالگیری از بردار خطا به صورت:

$$\eta = \int_0^T (Y - Y_{com}) dt \quad (22)$$

می‌توان آن را وارد معادله‌های دینامیکی کرد. با مشتقگیری از معادله (22) و ایجاد عبارت η و انجام عملیات جبری می‌توان معادله دینامیکی و خروجی را به شکل زیر تبدیل کرد.

$$\dot{Z} = \hat{A}Z + \hat{B}V \quad (23)$$

به طوری که

$$Z = \begin{bmatrix} X - X_s \\ \eta - \eta_s \end{bmatrix}; \quad V = U - U_s$$

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ C & 0 \end{bmatrix}; \quad \hat{B} = \begin{bmatrix} B \\ D \end{bmatrix}$$

و بردارهای ثابت X_s و U_s و η_s حالت ماندگار بردارهای X , u و η هستند. شرایط مطلوب برای وضعیتهای جدید رسیدن به $Z=0$ و یا $X=X_s$ و $\eta=\eta_s$ است. بنابراین طرح مسئله ردیابی به شکل یک تنظیم‌کننده تبدیل شده است. بر اساس نظریه کنترل بهینه بایستی قانون کنترل را که تابع معیار (24)

$$J = \frac{1}{2} Z^T(t) H Z(t) +$$

$$\frac{1}{2} \int_0^T (Z^T(t) Q Z(t) + V^T(t) R V(t)) dt \quad (24)$$

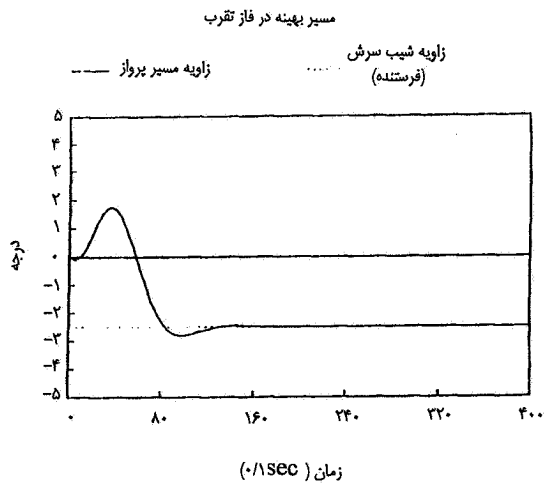
را حداقل کند به دست آوریم. با استفاده از حساب تغییرات ثابت می‌شود که قانون کنترلی به صورت

$$V = F(t) Z(t) \quad (25)$$

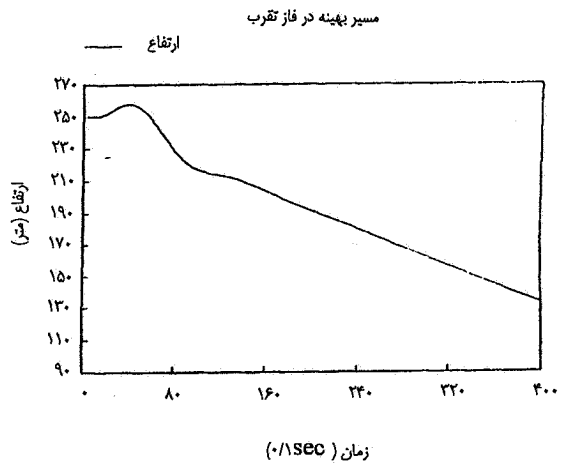
وجود دارد به طوری که:

$$F(t) = R^{-1} \hat{B}^T K(t) \quad (26)$$

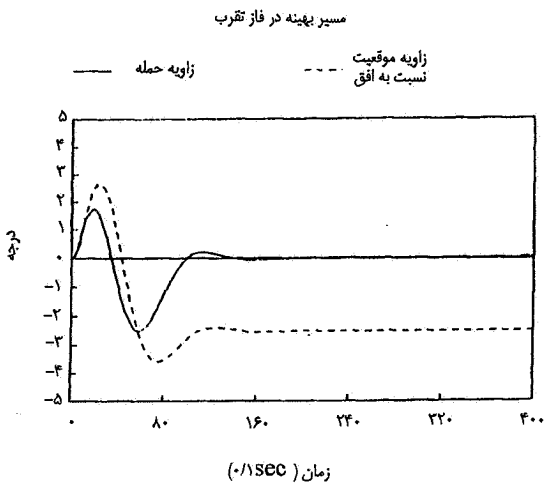
ماتریس K از حل معادله دیفرانسیل نظیر معادله (18) که به معادله ریکاتی معروف است حاصل می‌شود. با برگرداندن مسئله از لحاظ جبر ماتریسها و تفکیک ماتریسها شکل قانون کنترلی به صورت:



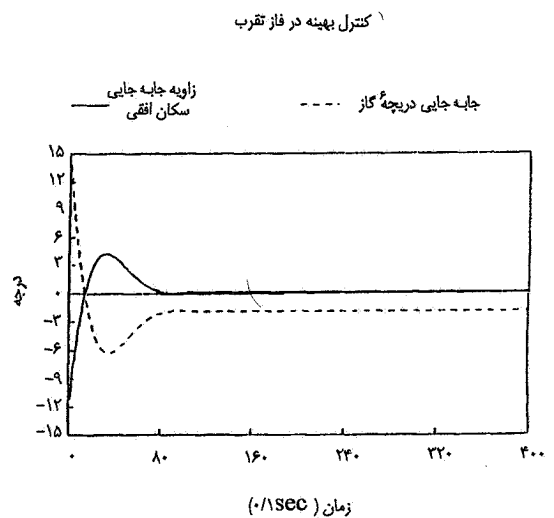
شکل ۵- تغییرات زاویه پرواز در مسیر فرود



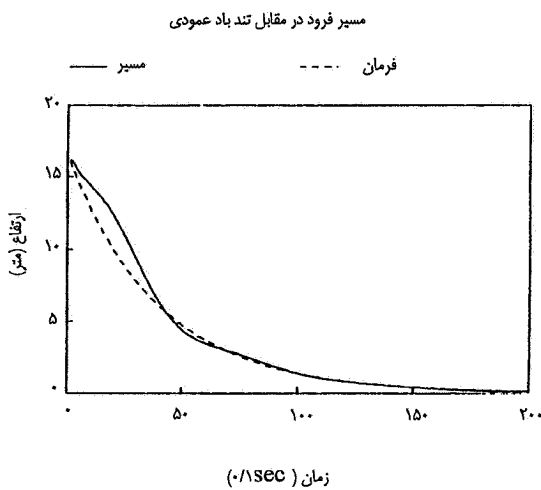
شکل ۴- تغییرات ارتفاع در مسیر فرود



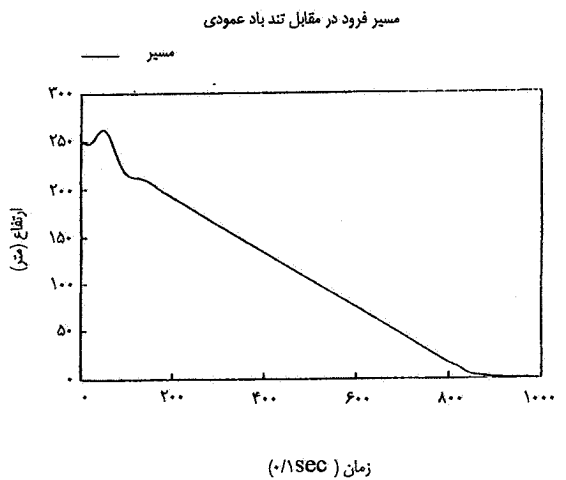
شکل ۷- تغییرات زاویه حمله و Pitch در مسیر فرود



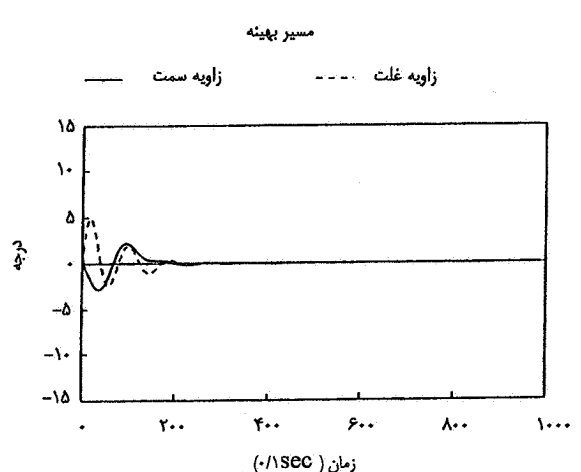
شکل ۶- کنترل بهینه اعمالی در مسیر فرود



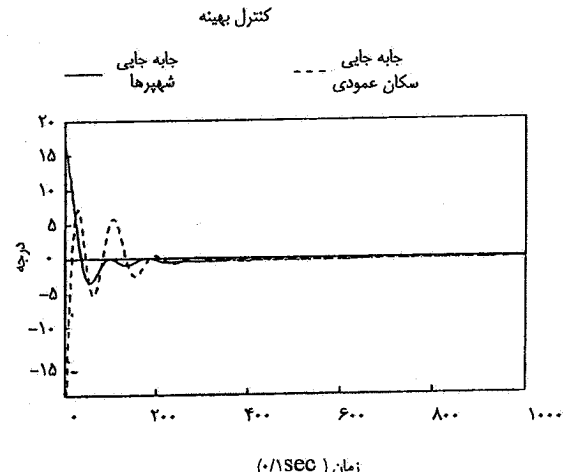
شکل ۹- تغییرات ارتفاع در مرحله فلر- باد عمودی ۵m/s



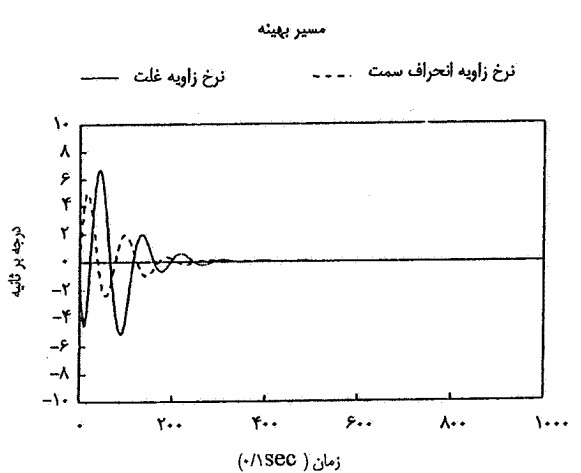
شکل ۸- تغییرات ارتفاع در مسیر فرود- باد عمودی ۵m/s



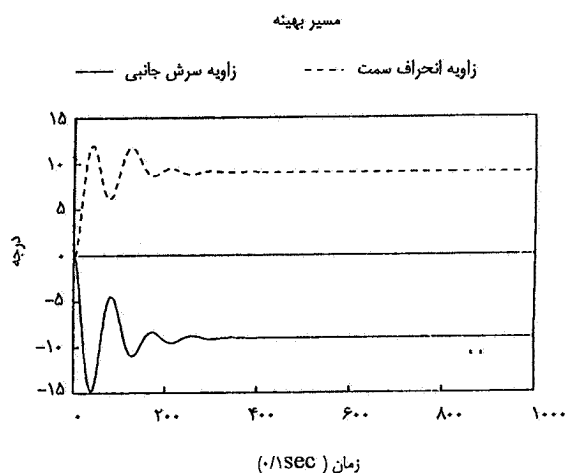
شکل ۱۱- مسیر بهینه زاویه سمت و گردشی با باد جانبی ۱۵m/s



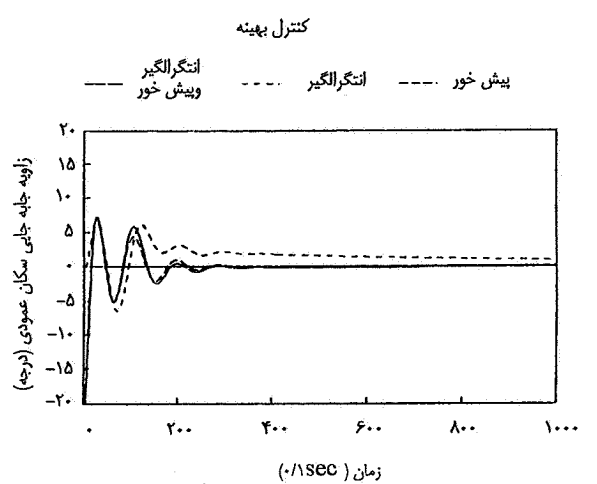
شکل ۱۰- کنترل بهینه اعمالی در شرایط فرود با باد جانبی ۱۵m/s



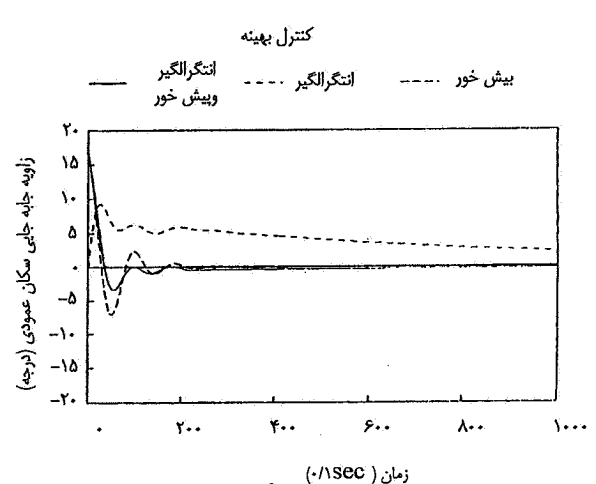
شکل ۱۳- تغییرات نرخ گردشی و نرخ یاو با باد جانبی ۱۵m/s



شکل ۱۲- تغییرات زاویه سرش جانبی و زاویه یاو با باد جانبی ۱۵m/s



شکل ۱۵- جابه جایی سکان در ازای کنترلگرهای مختلف با باد جانبی ۱۵m/s



شکل ۱۴- جابه جایی شهر در ازای کنترلگرهای مختلف با باد جانبی ۱۵m/s

نامطلوب اولیه پروازی، در کوریدور مسیر فرمان شده فرود با شاخصه‌های دینامیکی مطلوب هدایت کند.

بخشی از نتایج حاصله عبارت‌اند از:

۱- فرضیه اختلالات کوچک برای خطی کردن معادله‌های پروازی در مراحل فرود مناسب است.

۲- با افزودن کنترل کننده انتگرالی می‌توان مسائل ردیابی با فرمان ورودی ثابت را به مسائل تنظیم کننده تبدیل کرد.

۳- با افزایش المانهای ماتریس وزنی کنترلی R میزان جابه‌جایی کنترلها کاهش می‌یابد ولی در مقابل زمان قرار و دامنه خطا افزایش پیدا می‌کند.

۴- افزایش المانهای وزنی حالت Q باعث افزایش میرایی سیستم خواهد شد و در مقابل جابه‌جایی سطوح کنترلی را افزایش می‌دهد.

۵- به‌کارگیری همزمان مدل کنترل بهینه انتگرالی و تناسبی با حلقه پیش‌خور از فرمان و اغتشاشات ورودی علاوه بر تضمین خطای صفر در حالت دایم، رفتار پاسخ‌گذاری سیستم را بهبود بخشیده است و امکان دستیابی به یک کنترل کننده مقاوم فراهم شده است.

قدردانی

بدین وسیله از معاونت محترم پژوهشی و مرکز محاسبات دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شریف و بخش مهندسی مکانیک دانشگاه شیراز به خاطر فراهم کردن امکانات لازم برای انجام این پژوهش سپاسگزاری می‌شود.

از روشهای تعیین محدوده پاسخهای زمانی و فرکانسی شاخصه‌های دینامیکی هواپیماها است، که در طراحی سیستم کنترل به آن توجه شده است.

در جهت حرکت طولی مراحل تقرب و فلر به عنوان دو سیستم مجزا، طراحی و سپس تلفیق شده‌اند. در این خصوص به منظور پیوستگی در حرکت، شرایط حرکتی در انتهای مرحله تقرب به عنوان شرایط اولیه برای مرحله فلر محسوب شده است. تغییرات زمانی متغیرهای خروجی و کنترلی در جهت حرکت طولی در کل مسیر فرود در شکل‌های (۴) تا (۷) (بدون هیچ گونه اختلال) و شکل‌های (۸) تا (۹) (در ازای یک جریان تند باد عمودی ۵ m/s) نشان داده شده‌اند. در جهت عرضی نیز پاسخ هواپیما در ازای شرایط نامطلوب اولیه و در هنگام وجود یک باد جانبی با سرعت ۱۵ m/s در شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ نشان داده شده است. در شکل‌های (۱۴) تا (۱۵) جابه‌جایی سطوح کنترلی به ازای مدل تناسبی - انتگرالی، مدل پس‌خود سیگنال فرمان و اغتشاشات و مدل کنترلی ترکیبی (معادله ۲۸) با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در پیوست - مقادیر عددی ماتریسهای معادله‌های سیستم و ماتریسهای R, Q در شرایط پروازی فرود قید شده‌اند.

۷- نتیجه گیری

همان گونه که از نتایج شبیه‌سازی رایانه‌ای مشاهده می‌شود سیستم کنترل فرود طرح شده در تمامی موارد به طو مؤثر عمل کرده و توانسته است که هواپیما را، با خنثی کردن اختلالات و شرایط

واژه نامه

- | | | |
|--------------------------------|------------------------|----------------------------------|
| 1. Federal aviation regulation | 8. runway visual range | 15. aileron |
| 2. descent | 9. decision height | 16. rudder |
| 3. approach | 10. pitch | 17. Pontryagin |
| 4. landing | 11. elevator | 18. robust |
| 5. Flare | 12. roll rate | 19. federal aviation regulations |
| 6. instrument landing system | 13. yaw rate | |
| 7. microwave landing system | 14. bank angle | |

مراجع

- Monday, D., *The International Encyclopedia of Ariurion*, Octopus Boods Limited, 1977.
- Jeppesen Sanderson Inc, *Private Pilot Manual*, 1992.
- Middleton, D.H., *Avionic Systems*, Longman Scientific Technical, 1989.
- Jeppesen Sanderson Inc, *Advanced Pilot Manual*, 1981.
- Mclean, D., *Automatic Flight Control Systems*,

- Prentice Hall, 1990.
6. Jeppesen Sanderson Inc, Federal Aviations Regulations, 1993.
 7. Miele, A., and Wang, T., "Optimization and Acceleration Guidance of Flight Trajectories in a Wind Shear," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 19, No. 4, July-Aug. 1987.
 8. Miele, A., Wang, T., Melvin, W., and Bowles, R.L "Gamma Guidance Schemes for Flight in a Wind Shear," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 11, No. 4, July-Aug. 1988.
 9. Roskam, J., *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Roskam Publishing, 1979.
 10. Fazelzadeh Haghighi, S.A., "Development of an Optimal Landing Control System," MS Thesis, Sharif University of Technology, Tehran, I.R. Iran, 1994.
 11. Kirk, D.E., *Optimal Control Theory an Introduction*, Prentice Hell, 1970.
 12. Lewis, F.L., *Optimal Control*, John Wiley, 1990.
 13. Pourtakdoust, S.H., and Fazelzadeh Haghighi, S.A., "Design of an Optimal Regulator Lateral Control System for Landing Phase," *Proceeding of the Second Annual ISME Conference*, Sharif University of Technology, Tehran I.R. Iran, May 2-5, 1994.
 14. Fazelzadeh Haghighi, S.A., and Purtakdoust S.H., "Design of An Automatic Flare Control System," *Proceedings of the Third Annual ISME Conference*, Amir Kabir University of Technology, Tehran-Iran, May 15-17, 1995.
 15. Fazelzadeh Haghighi, S.A., and Pourtakdoust, S.H., "Development of An Optimal Approach Control System," *Proceedings of the Fourth Annual ISME & Second International Mechanical Engineering Conference*, Shiraz University, Shiraz-Iran, May 14-17, 1996.
 16. Lunze, J., *Robust Multivariable Control System*, Prentic-Hall, 1989.
 17. Roskam, J., *Airplane Design*, Roskam Publishing, 1980.
 18. FAR 25, *Airworthines Standards*, Transprot Category Airplane; Federal Agency, Washington, D.C., 1968.

پیوست - مقادیر عددی ضرایب معادله‌ها

الف - سیستم کنترل مرحله تقرب

$$A = \begin{bmatrix} -5/120 \cdot E^{-0.1} & +6/510 \cdot E^{+0.1} & +4/300 \cdot 8E^{-0.1} \\ -5/590.4E^{-0.3} & -4/106 \cdot E^{-0.1} & -2/580.5E^{-0.3} \\ -0/0000 \cdot E^{+00} & +1/0000 \cdot E^{+00} & +0/0000 \cdot E^{+00} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -1/9600 \cdot E^{+00} & -1/6900 \cdot E^{-0.7} \\ -3/7643E^{-0.1} & +7/0135E^{-0.8} \\ -0/0000 \cdot E^{+00} & 0/0000 \cdot E^{+00} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -5/120 \cdot E^{-0.1} & +6/510 \cdot E^{+0.1} \\ -5/590.4E^{-0.3} & -4/106 \cdot E^{-0.1} \\ -0/0000 \cdot E^{+00} & 0/0000 \cdot E^{+00} \end{bmatrix}$$

$$C = [-1/4925E^{-0.2} \quad 0/0000 \cdot E^{+00} \quad 1/0000 \cdot E^{+00}]$$

$$T_{com} = -2/5$$

$$Q = \begin{bmatrix} 6/63 \cdot 10^{-1} & -2/6 \cdot 10^1 & 0 & 0 \\ -2/6 \cdot 10^1 & 1/3 \cdot 10^1 & 0 & 6/5 \cdot 10^1 \\ 0 & 0 & 1/3 \cdot 10^1 & 0 \\ 0 & 6/5 \cdot 10^1 & 0 & 1/95 \cdot 10^6 \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} 1/11118 \cdot 10^6 & 0 \\ 0 & 3/0.46 \cdot 10^{-1} \end{bmatrix}$$

ب - سیستم کنترل مرحله فلر

$$A = \begin{bmatrix} -5/12 \cdot 10^{-1} & 6/7 \cdot 10^1 & 2/3 \cdot 10^8 & 0 & 0 \\ -5/59.4 \cdot 10^{-3} & -4/1.6 \cdot 10^{-1} & -2/58.5 \cdot 10^{-3} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 5/12 \cdot 10^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -1/96 \cdot 10^1 & -1/69 \cdot 10^{-7} \\ -3/7643 \cdot 10^{-1} & 7/0.132 \cdot 10^{-8} \\ 0 & 0 \\ 1/96 \cdot 10^1 & 1/69 \cdot 10^{-7} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} -5/12 \cdot 10^{-1} & 6/7 \cdot 10^1 \\ -5/59.4 \cdot 10^{-3} & 4/1.6 \cdot 10^{-1} \end{bmatrix}$$

$$C = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 1]$$

$$h_s = 16 \text{ m}$$

$$\tau = 4 \text{ sec}$$

$$T = 5\tau$$

$$Y_{com}(1) = 16e^{-t/\tau} \quad 0 \leq t \leq 20$$

$$Q = [2/725 \cdot 10^1]$$

$$R = \begin{bmatrix} 1/9200E+03 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 1/6000E-01 \end{bmatrix}$$

ج - سیستم کنترل سمت - جهت حرکت عرضی

$$A = \begin{bmatrix} 1/90000E-02 & 0/0000E+00 & 1/0000E+00 & 1/4702E-01 & 0/0000E+00 \\ 0/13300E+00 & -9/80000E-01 & 3/3000E-01 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 1/7000E-01 & -1/7000E-01 & -2/1700E-01 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 1/0000E+00 & -4/3661E-02 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 1/0009E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0/0000E+00 & 1/5000E-02 \\ 2/30000E-01 & 6/0000E-02 \\ 2/6000E-02 & -1/5000E-01 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \end{bmatrix}$$

$$E = \begin{bmatrix} -1/90000E-02 & 0/0000E+00 & -1/0000E+00 \\ -1/13300E+00 & -9/80000E-01 & 3/3000E-01 \\ 1/7000E-01 & -1/7000E-01 & -2/1700E-01 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 1/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 1/0000E+00 & 0/0000E+00 \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} 4/8000E+03 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & -3/0000E+03 & -9/0000E+03 & 0/0000E+03 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 6/0000E+02 & 0/0000E+00 & -6/0000E+01 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 6/0000E+02 & -6/0000E+01 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ -3/0000E+03 & -6/0000E+01 & -6/0000E+01 & 4/2000E+03 & 6/0000E+01 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 6/0000E+01 & 2/7000E+04 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 6/0000E+03 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/0000E+00 & 0/6000E+00 \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} 2/6712E+03 & 0/0000E+00 \\ 0/0000E+00 & 1/0775E+03 \end{bmatrix}$$