

طراحی کنترل فازی هواپیما در نشست

سیدحسین ساداتی^۱ محمدباقر منهج^۲

hsadati@hotmail.com

چکیده

مرحله نشست (Flare) هواپیما با در نظر گرفتن سطوح کنترل آیرودینامیکی الویتور (Elevator) بعنوان کنترلر محاسبه شده است. مدل ریاضی با در نظر گرفتن فلپ برای حرکت طولی هواپیما بیان شده است. یک سیستم کنترل فازی برای کنترل نشست هواپیما با معادلات غیر خطی ارائه شده است. نتایج شبیه سازی برای سیستم اتوماتیک نشست هواپیما B-727 بیان شده است.

کلمات کلیدی: کنترل فازی - فلر (Flare) - فرود اتوماتیک هواپیما

فهرست علائم

X	طول پرواز افقی	s	سطح مرجع
T _{bal}	تراست موتور در حالت بالانس	\bar{C}	وتر متوسط آیرودینامیکی
C _l , C _m	ضرایب آیرودینامیکی	α	زاویه حمله
V _l	سرعت هواپیما در ورود به نشست	γ	زاویه شیب مسیر
C _{Lbal}	ضریب نیروی برآ در حالت بالانس	q	سرعت زاویه‌ای پیچ
α_{bal}	زاویه حمله هواپیما در حالت بالانس	H	ارتفاع
C _D (C _{lbal})	ضریب نیروی پسا در حالت بالانس	λ	متغیرهای الحاقی
δ_e	کنترل آیرودینامیکی الویتور	θ	زاویه پیچ
V	سرعت		

مقدمه

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 فاز الزامی است.

بطور کلی عوامل مختلفی در کاهش ایمنی پرواز موثر می باشند. 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 بسمت طراحی سیستم‌های کنترل نشست اتوماتیک گامی موثر در افزایش ایمنی محسوب می شود. یکی از مسائل مهم برای نشست

۱- دانشجوی دکتری- دانشگاه صنعتی امیر کبیر

۲- دانشیار- دانشگاه صنعتی امیر کبیر

هواپیما، طراحی سیستم اتوماتیک می باشد که بدون دخالت خلبان بتواند براحتی روی باند فرودگاهی روی یک ناو جنگی بنشیند.

در ابتدا ALS در سال ۱۹۶۵ در انگلستان ساخته شده و بر روی بیشتر هواپیماها نصب شد. ALS به تجهیزات سیستم نشست برای هدایت هواپیما در ارتفاع، موقعیت و زاویه نزدیک شدن مناسب در فاز نشست مرتبط است. سیستم نشست معمول می تواند یک نشست نرم را که برای مسافران ضروریست فراهم آورد [۷و۲].

در طراحی سیستم نشست اتوماتیک هواپیما می بایست مسیر مبنای مربوط به بالانس هواپیما را از شروع زمان 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 حرکت هواپیما در لحظه برخورد می باشد، تعیین نمود.

در سالهای اخیر، طراحی قانون کنترل بر اساس منطق فازی در کاربردهای صنعتی به ویژه کاربرد کنترلهای فازی تطبیقی با عدم قطعیت در ناحیه وسیعی از شرایط کاری، پیشرفت قابل توجهی کرده است [۹ و ۱۰]. همچنین FLC از نوع PD به کرار بمانند یک جایگزین عملی برای روشهای سنتی استفاده شده است [۱۱ و ۱۲]. در مرجع [۲] کنترل نشست هواپیما بر اساس مدل فازی-عصبی با معادلات خطی و در مرجع [۷] مانور فلر هواپیما با استفاده از قانون فازی با پارامترهای دینامیکی تجزیه و تحلیل شده است.

مطالعه حاضر مربوط به مانور فلر هواپیما با استفاده از پایگاه قوانین فازی می باشد. مرحله فلر، فاصله پروازی بین ارتفاع تصمیم گیری تا نقطه تماس با باند می باشد و بمنظور نشست در مدخل ورودی باند و فراهم نمودن شرایط نشست نرم انجام می شود. هواپیما در طی این مرحله حول مرکز جرم خود دوران کرده و زاویه مسیر پرواز از منفی به سمت مثبت تغییر خواهد کرد.

مدل ریاضی هواپیما با کنترل آیرودینامیکی الویتور در قسمت دوم بیان می شود. در قسمت سوم، مسئله کنترل فاز و توابع عضویت و صحبت می شود. در قسمت چهارم نتایج عددی و شبیه سازی عددی بدست آمده را مورد بررسی قرار گرفته است و در انتها نتیجه گیری آمده است.

مدل ریاضی حرکت هواپیما

هواپیما و بیان تاثیر محیط بر آن دارای سیستم دینامیکی پیچیده ای است. با این وجود در هر تحلیل، ترکیبی از آگاهی قبلی و تجربه موجود در باره مسئله می توان با ساده سازی دینامیک مربوطه را بیان کرد. در این مطالعه ما از حرکت جانبی صرف نظر کرده و حرکت فقط در صفحه $X-Z$ مورد توجه است. از اغتشاشات اتفاقی نظیر باد و عدم قطعیت صرف نظر شده و همچنین حرکت طولی هواپیما توسط انحراف الویتور کنترل می شود.

مدل مورد نظر شامل معادلات دینامیکی حرکت طولی هواپیما است که توسط شش معادله دیفرانسیل غیر خطی زیر تعریف می شود [۳ و ۸]:

$$\dot{V} = \frac{g}{W} (T_{bal} - D) - g \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{g}{V} \left(\frac{L}{W} - \cos \gamma \right) \quad (2)$$

$$\dot{q} = \frac{\bar{q} S C}{I_y} (C_m) \quad (3)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (4)$$

$$\dot{x} = V \cos \gamma \quad (5)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (6)$$

مدل آیرودینامیکی و پیشرانه

ضرایب نیروها و ممانهای آیرودینامیکی روی هواپیما در حالت کلی، بخاطر وابستگی به زوایای α و β و همچنین عدد ماخ، ارتفاع و انحرافهای سطوح کنترل، دارای توابع پیچیده‌ای میباشند. بهرحال، آنالیز اطلاعات آیرودینامیکی نشان می‌دهد که خیلی از این وابستگی‌ها را می‌توان برای مسئله موجود صرفنظر کرد. مدل زیر را برای ضرایب نیروها و ممان آیرودینامیکی و سیستم پیشرانه بصورت توابع زیر نمایش داده شده است:

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_q} q + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\delta_f}} \delta_f$$

$$C_{L_{bal}} = \frac{2mg \cos \gamma_{gl}}{\rho S V_1^2}$$

$$\alpha_{bal} = \frac{C_{L_b} - C_{L_0}}{C_{L_\alpha}}$$

$$T_{bal} = C_D(C_{L_{bal}}) \frac{\rho V_1^2 S}{2} + mg \sin \gamma_{gl}$$

$$\delta_{bal} = -(C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha_{bal} + C_{m_{\delta_f}} \delta_f) / C_{m_{\delta_e}}$$

$$C_D(\alpha) = B_0 + B_1 \alpha + B_2 \alpha^2$$

$$C_L(\alpha) = \begin{cases} C_0 + C_1 \alpha, & \left\{ \alpha \leq \alpha^* \right. \\ C_0 + C_1 \alpha + C_2 \alpha^2, & \left. \alpha^* \leq \alpha \leq \alpha_{max} \right\} \end{cases} \quad (7)$$

مقادیر ثابت و اطلاعات مربوط به هواپیمای B-727 در جدول ۱ آمده است [۴].

مدل مسیر مبنا در هنگام تنظیم ارتفاع

اطلاعات بدست آمده از آزمایشهای پروازی نشان داده اند که مناسبترین مدل برای کاهش ارتفاع بمنظور یک فرود نرم و راحت، تقریباً نزدیک به یک تابع نمایی می باشد. شکل مبنا مسیر هواپیما را در کاهش ارتفاع بفرم زیر در نظر می‌گیریم [۵]:

$$H^* = H_0 \exp^{-at} - H_g \quad (8)$$

که در اینجا H_0 و a و H_g مقادیر مجهول می باشند که بر اساس شرایط اولیه و انتهایی تعیین می شوند. با استفاده از معادله ۸ و شکل (۱) خواهیم داشت:

$$\left\{ \begin{array}{l} H_0^* = H_0 - H_g \\ \dot{H}_0 = -aH_0 \\ \dot{H}_g^* = \frac{\dot{H}_0^*}{H_0} H_g \end{array} \right. \quad (9)$$

با حل این معادله می توان نوشت:

$$H_0 = \frac{\dot{H}_0^* - H_0^*}{\dot{H}_0^* - \dot{H}_g^*}, \quad a = \frac{\dot{H}_g^* - \dot{H}_0^*}{H_0^*}, \quad H_g = \frac{\dot{H}_g^* H_0^*}{H_0^* - \dot{H}_g^*}, \quad (10)$$

و با داشتن $H_0^* = 35ft$ و $\dot{H}_0^* = V_1 \sin \gamma_{gl}$ و $\dot{H}_g^* = -2.5ft/s$ معادله مسیر مبنا بفرم زیر خواهد بود.

$$H^* = 50.2415 \exp^{-0.164026t} - 15.2415 \quad (11)$$

کنترل فازی

از زمانی که لطفی زاده مقدمه مجموعه تئوری فازی را معرفی کرد، این الگوریتم در بسیاری از کاربردهای صنعتی بصورت خطی و غیر خطی مدل شده اند.

طرح (Fuzzy Logic Control) با تدوین قوانین فازی آغاز می شود [۶]. ورودی FLC بطور عادی شامل خطای بین متغیر حالت و نقطه تنظیم آن $e = x_d - x$ و اولین مشتق خطا \dot{e} می باشد. یک نوع از قاعده فازی اگر-آنگاه بکار رفته بفرم ذیل می باشد:

Rule i Th: If e is A_i and \dot{e} is B_i then u^* is C_i

که C_i, B_i, A_i مجموعه های فازی بترتیب برای خطا، نرخ خطا و کنترلر خروجی در قانون i و u^* می باشد. نتایج قانون بر اساس FLC در جدول (۲) نشان داده می شود. اختصارات B, S, P, Z, N مجموعه های فازی در فرم زبانی بترتیب منفی، صفر، مثبت، کوچک و بزرگ را نشان می دهند، برای مثال منفی بزرگ (NB). پنج مجموعه فازی در توابع عضویت مثلثی متغیرهای e, \dot{e} برای ورودی FLC و u^* برای خروجی FLC بکار می رود. انتخاب قانون اصلی در شکل (۲) شرح داده شده است. برای مثال در ناحیه خطای منفی ($e - N$) و نرخ خطای منفی ($\dot{e} - N$)، جاییکه حالت واگرا شد، FLC عبارت از مجموعه بالا برای تولید یک مقدار کنترلر بزرگی را برای تغییر حالت جاری برای مقدار مطلوب یا مسیر تولید کند. بنا براین، خروجی FLC روی PB قرار داده می شود.

برای استنتاج فازی یا قانون آتش، نوع ممدانی ترکیب max-min بکار می رود. در مرحله غیر فازی ساز، با سازگاری روش مرکز ثقل، کنترل قطعی u به روش زیر محاسبه می شود:

$$u = \frac{\sum_{j=1}^k u_j \mu_j(u_j)}{\sum_{j=1}^k \mu_j(u_j)}$$

که k تعداد سطوح کمیت کوانتیزه خروجی، u_i اندازه کنترل برای یک سطح کمیت کوانتیزه وابسته به عدد صحیح z نزدیکترین مقدار واقعی و $\mu_c(u_i)$ مقدار عضویت در خروجی کنترلر مجموعه فازی C است.

طراحی سیستم کنترل فازی با مدل طولی هواپیما توسط معادلات ۱ تا ۶ انجام می شود. و همچنین ساختار کلی سیستم کنترل برای فرمان فلر در شکل (۳) آمده است.

ارتفاع و سرعت هواپیما هنگام نشست بر روی باند، از پارامترهای مورد ارزیابی است. هر دو پارامتر به زاویه مسیر پرواز که قابل کنترل با فرمان الویتور است بستگی دارد. توانایی کنترل دقیق زاویه مسیر پروازی به معنی به حداقل رساندن انحراف مسیر پرواز از مقدار تعیین شده است.

نتایج عددی

شبیه سازی عددی با استفاده از مدل غیر خطی مانور فلر برای هواپیمای B-727 انجام شده است. شرایط اولیه در شبیه سازی به شرح زیر است:

$$V(0) = V_0, \gamma(0) = \gamma_0, q(0) = q_0, h(0) = h_0, \theta(0) = \theta_0, X(0) = X_0$$

نتایج شبیه سازی حاصل از بکارگیری یک مدل طول غیر خطی هواپیما برای مرحله پایانی نشست مانور فلر در اشکال (۳-۱۰) نشان داده شده است. این مانور بطوری انجام می شود که عملاً مقدار تراست را ثابت نگه داشته و سرعت کاهش پیدا می کند. شکل (۳) کاهش سرعت را نشان می دهد. شکل (۴) تغییر زاویه الویتور بر حسب زمان می باشد. شکل (۵) تغییر زاویه

مسیر پرواز بر حسب زمان است و همانطور که انتظار می‌رود مقدار آن از ۲/۲۴۹-درجه تا به ۰/۵۲-در انتهای مسیر فلر افزایش یافته است. در همین حین زاویه حمله هواپیما که در تغییرات ضرایب آیرودینامیکی نقش اساسی بازی می‌کند، از مقدار ۹/۶ به مقدار ۱۳ که از مقدار زاویه حمله بحرانی کمی کمتر می‌باشد رسیده که در شکل ۶ نشان داده شده است. در انتهای مسیر مانور همانطوریکه انتظار می‌رود، زوایای حمله، مسیر و زاویه پیچ در مقادیر نرمالی قرار دارند. شکل ۷ وضعیت زاویه پیچ در touch-down را نشان می‌دهد که در مقدار مطلوب باقی می‌ماند. شکل ۸ تغییری‌رات مسیر واقعی را نشان می‌دهد که کمتر از حدود ۶ فوت نسبت به مسیر مطلوب نگه داشته می‌شود. همچنین شکل ۸ نشان می‌دهد که نرخ نزول به مقدار صفر کاهش می‌یابد که برای دستیابی به نشست یکنواخت لازم است. شکل (۹) ارتفاع اسمی هواپیما را نشان می‌دهد. شکل ۱۰ تغییرات نرخ پیچ را نشان می‌دهد.

نتیجه‌گیری

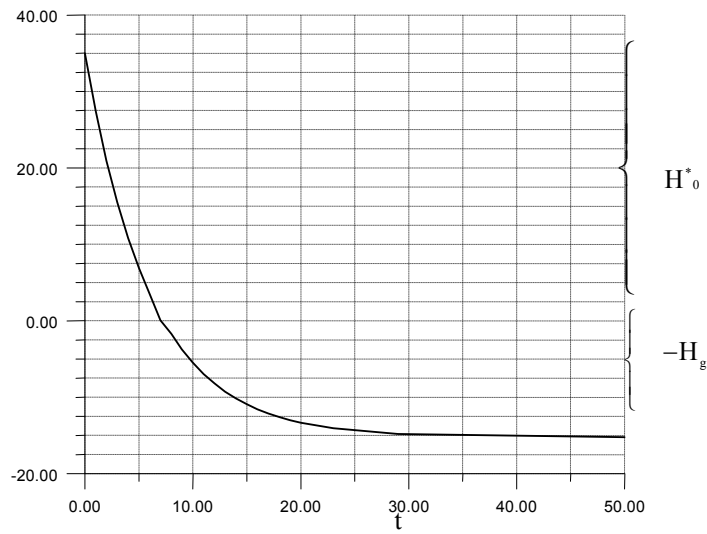
در این تحقیق، قانون کنترل فازی با کنترل آیرودینامیکی الویتور برای هواپیمای بوئینگ (B-727) حل گردید. همانطور که بحث شد هدف از این بررسی، نشان دادن کاربرد موفقیت آمیز FLC برای بدست آوردن بهترین مسیر فلر هواپیما بود. مزیت اولیه کنترلر فازی طراحی ساده آن، مقاوم بودن برای دامنه وسیعی از شرایط اولیه در فرم معادلات غیر خطی است. این شبیه سازی برای سیستم نشست برای مدل غیر خطی طولی هواپیما انجام شد. ابزار و روش تدوین شده می‌تواند بهنگام طراحی سیستم فرود اتوماتیک هواپیما بکار برده شود. در تحقیقات بعدی در این زمینه ضروریست که تاثیر اختلالات خارجی بر متعادل کردن مسیر و قانون کنترل کردن انحراف الویتور را بررسی نمود.

جدول ۱- اطلاعات هواپیمای B-727

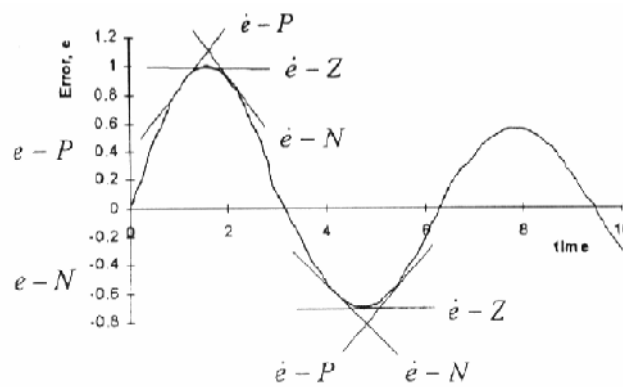
$\alpha_{max} = 17.2$	$\alpha^* = 12 \text{ deg}$
$g = 32.2 \text{ ft}^2$	$I_y = 3 \times 10^6$
$C_0 = 0.7125$	$B_0 = 0.1552$
$B_1 = 0.12369 \text{ rad}^{-1}$	$S = 0.156 \times 10^4 \text{ ft}^2$
$B_2 = 2.4203 \text{ rad}^{-2}$	$W = 150000 \text{ lb}$
$C_2 = -9.0277 \text{ rad}^{-2}$	$C_1 = 6.0877 \text{ rad}^{-1}$

جدول ۲- پایگاه قواعد برای FLC

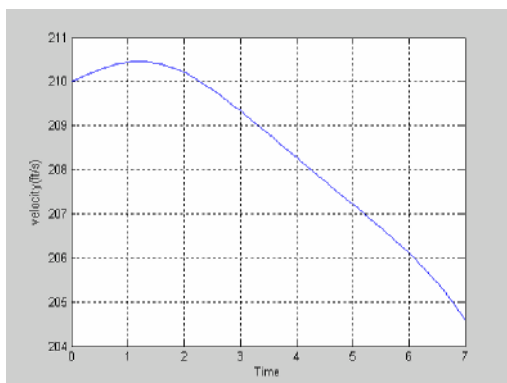
Fuzzy set, \dot{e}					
Fuzzy set, e	NB	NS	Z	PS	PB
NB	PB	PB	PS	PS	NS
NS	PB	PS	PS	NS	NB
Z	PB	PS	Z	NS	NB
PS	PB	PS	NS	NS	NB
PB	PS	NS	NS	NB	NB



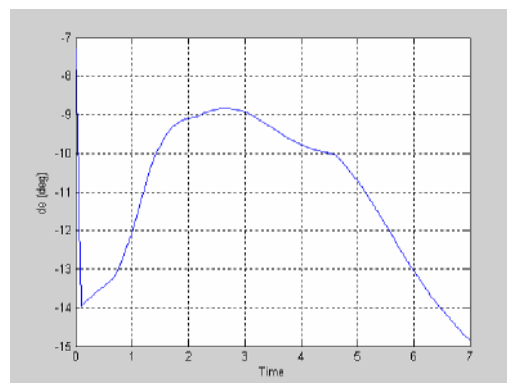
شکل ۱- مسیر حرکت هواپیما حین فلر



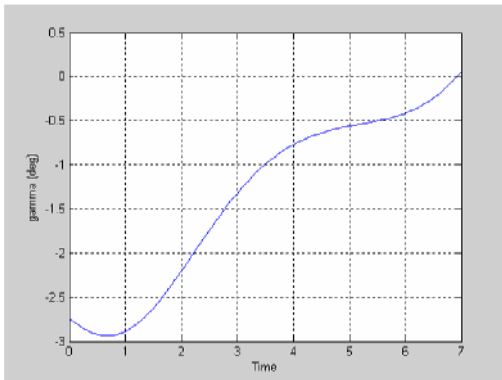
شکل ۲- توصیف شماتیک برای پایگاه قواعد فازی FLC



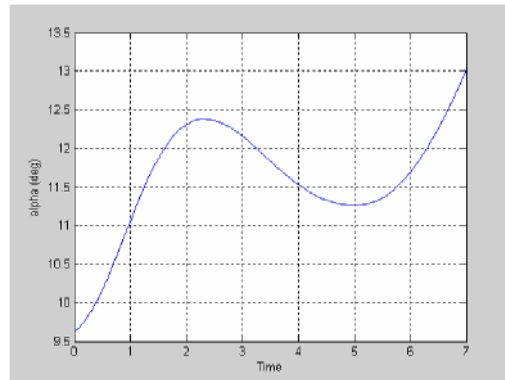
شکل ۴- کنترل آیرودینامیکی الوبتور



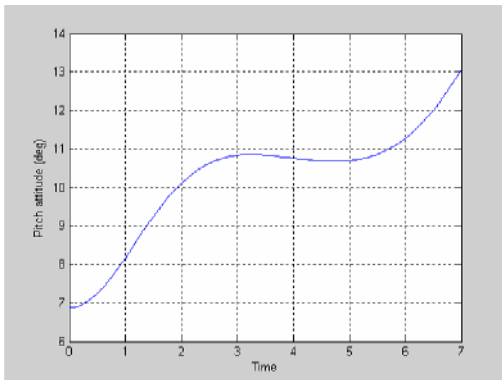
شکل ۳- سرعت هواپیما



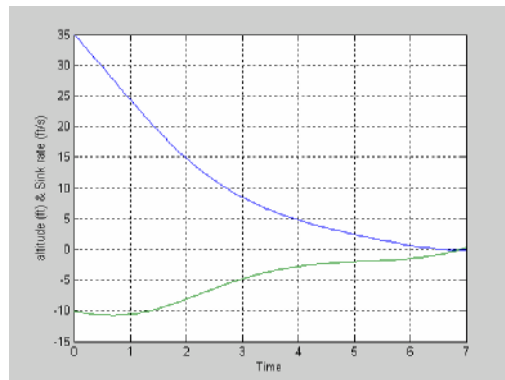
شکل ۶- زوایه حمله



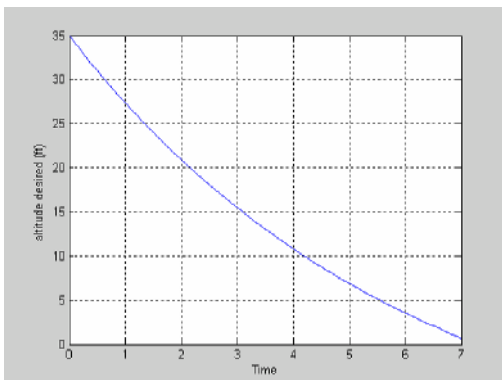
شکل ۵- زوایه مسیر پرواز



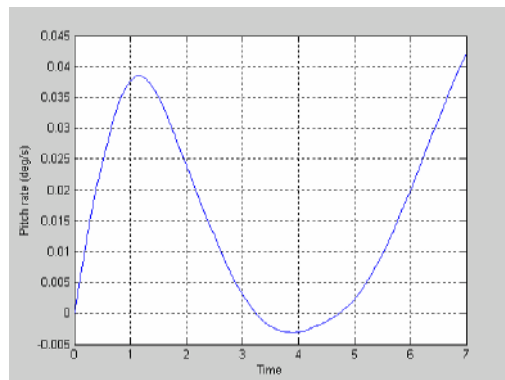
شکل ۸- تغییرات ارتفاع و نرخ نزول



شکل ۷- زوایه پیچ



شکل ۱۰- تغییرات نرخ پیچ



شکل ۹- تغییرات ارتفاع مطلوب

مراجع

- [1] Zhiqiang zhou, Ching-Fang Lin "FUZZY LOGIC BASED FLIGHT CONTROL SYSTEM FOR HYPERSONIC TRANSPORTTER", Proceeding of the 36th Conference on Decision & Control San Diego, California USA. December 1997.
- [2] Jih-Gau Juang, Jern-Zuin Chio "Aircraft Landing Control Based on Fuzzy Modeling Networks", Proceeding of the 2002 IEEE International Conference on Decision Control Applications September 18-20, 2002. Glasgow, Scotland, UK.
- [3] Stalford,H.L and Hoffman, Eric, "Thrust Vectoring Effect on Time-Optimal 90 Degrees Angle of Attack Pitch up Maneuvers of a High Alpha Fighter Aircraft" Proceeding of the AIAA Guidance, Navigation and Control Coference, Washington,D.C 1989 PP.840-846.
- [4] Bulirsch.R, Montrone.F, and Pesch.H.J, "Abort Landing in the Presence of Windshear as a Minimax Optimal Control Problem, Part 1" Journal of Optimization Theory and Applications Vol 70 No1 1991 PP.1-23 .
- [5] Zagainov and Gooskov, "Flight Control of Airplane", Moscow, 1980.
- [6] Li-Xin Wang, "A Course in fuzzy Systems and Control" Prentice-Hall International, Inc.
- [7] Silviu Ionita, Emil Sofron, "The Fuzzy Model for Aircraft Landing Control" University of Pitesti, Electronic Department, Targul din Vale 1, Pitesti 0300, Romania.
- [۸] مهدی مرتضوی و سید حسین ساداتی، " کنترل بهینه ارتفاع هواپیما با وجود توربولانس اتمسفر و خطای اندازه‌گیری" پنجمین کنفرانس هوافضای ایران، AERO- 2004
- [9] Wang, L.X, "Stable Adaptive Fuzzy Control of Nonlinear System", IEEE Transaction on Fuzzy System, Vol.1 No. 2, 1993, pp.146-155.
- [10] Sasiadek, J.Z., and Mazzawi, A.N., "Fuzzy and Adaptive Control of an Aircraft" Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA, Washington, DC, 1994, pp. 391-400.
- [11] Wang, L.X, "Stable Adaptive Fuzzy Control with Application to Inverted Pendulum Tracking, " IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Vol.26, No.5, 1996 pp.677-691.
- [12] Zhiqiang Gao and Thmas A. Trautzsch "A Stable Self-Tuning fuzzy Logic Control System for industrial Temperature Regulation," Department of Electrical Engineering Cleveland State University Cleveland, Ohio 44115.