

طراحی خلبان خودکار فازی ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین

علیرضا بابایی^۱ مهدی مرتضوی^۲

قطب مهندسی هوافضای محاسباتی

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی امیرکبیر

(تاریخ دریافت: ۸۷/۰۷/۲۲ تاریخ پذیرش: ۸۸/۰۶/۲۲)

چکیده

در این مقاله تلاش شده که خلبان خودکار ارتفاع یک هواپیمای بدون سرنشین طراحی شود. به دلیل پرواز هواپیماهای بدون سرنشین در ارتفاع پایین و در نزدیکی سطح زمین، خلبان خودکار ارتفاع نقش مهمی در اجرای موفقیت‌آمیز مانورها دارد. این مسأله دارای پیچیدگی‌ها و در عین حال جذابیت‌های فراوانی است، زیرا رابطه‌ی بین ارتفاع و زاویه‌ی الویتور (به عنوان ورودی) غیرکمیته فاز و غیرخطی است و دارای مقدار نامعینی می‌باشد. در این مقاله، برخلاف روش‌های متداول (که به واسطه‌ی سه حلقه‌ی کنترلی، سه متغیر نرخ زاویه‌ی پیچ، زاویه‌ی پیچ و ارتفاع اندازه‌گیری می‌گردد، به طوری که منجر به ساختار نسبتاً مقاومی می‌شود)، با اندازه‌گیری فقط ارتفاع از یک ساختار تک‌حلقه‌ای استفاده می‌شود. ساختار پیشنهاد شده ساده و در نتیجه کم‌هزینه‌تر است، اما به طور ذاتی دارای مقاومت پایینی است. تلاش شده تا با استفاده از دانش شخص خبره و کنترل منطق فازی، علاوه بر دستیابی به پاسخ زمانی مناسب برای محدوده‌ی وسیعی از فرمان ارتفاع، محدودیت مقاومت در مقابل نامعینی‌های پارامتری و مقاومت در مقابل دینامیک‌های مدل نشده (که به دلیل پیچیدگی‌ها و هزینه‌های موجود در صنعت هوافضا، همیشه به همراه مدل‌سازی‌ها هستند) به مقدار زیادی رفع گردد. شبیه‌سازی شش درجه‌آزادی غیرخطی این نتایج را نمایش می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: خلبان خودکار ارتفاع، هواپیمای بدون سرنشین، کنترل فازی، غیرکمیته فاز، مدل غیرخطی شش درجه آزادی

Fuzzy Altitude Autopilot Design for Unmanned Aerial Vehicles

A.R. Babaei

M. Mortazavi

Center of Excellence in Comput. Aerospace Eng.

Aerospace Eng. Dep't.

Amirkabir Univ. of Tech.

ABSTRACT

In this paper, it is tried to design an altitude hold mode autopilot of unmanned aerial vehicles (UAV's). This autopilot has practical importance for UAV's due to flying in the vicinity of terrain to implement missions by terrain following maneuvers. This case presents an interesting challenge due to the non-minimal phase characteristics, non-linearities, and uncertainties of altitude to elevator relation. Unlike the conventional methods (in which the altitude autopilot is designed with three loops, so that altitude, pitch rate, and pitch angle variables are measured), a single loop scheme is proposed so that only altitude is measured. This single loop scheme is simple, but it is not robust with respect to the uncertainties. The fuzzy logic control is proposed to overcome parametric uncertainties and unmodeled dynamics (due to the complexity and expenses in aerospace industries, these uncertainties are usually available in modeling). Our 6DOF non-linear simulation shows that it is possible to achieve a simple and robust autopilot by fuzzy logic control.

Keywords: Altitude Autopilot, UAV, Fuzzy Control, Non-minimum Phase, Non-linear Model

۱- دانشجوی دکترا (نویسنده پاسخگو): arbabaei@aut.ac.ir

۲- استادیار: mortazavi@aut.ac.ir

۱- مقدمه

یکی از مشکلات اصلی در طراحی خلبان خودکار، نتایج حاصل از نامعینی در پارامترهای آیرودینامیکی است. علم به ضرایب آیرودینامیکی و همچنین وابستگی آن‌ها به سایر پارامترها (مانند زاویه‌ی حمله، زاویه‌ی سرش جانبی و ...) همراه با دقت پایین است. با این شرایط، کنترلر طراحی شده نباید نسبت به تغییرات این ضرایب حساس باشد. از طرفی، معادلات حرکت حاکم بر رفتار هواپیمای بدون سرنشین، غیرخطی و متغیر با زمان است. از جمله عبارت‌های غیرخطی، می‌توان به کوپلینگ^۱ اینرسی میان دینامیک یاو^۲، پیچ و رول^۳ اشاره کرد. به طور کلی، طراحی خلبان خودکار اجسام پرنده با فرض حذف کوپلینگ اینرسی میان دینامیک‌ها انجام می‌شود. در عمل، وجود کوپلینگ در دینامیک اجسام پرنده نتیجه‌ای جز خراب شدن عملکرد این خلبان خودکار ندارد. برای طراحی خلبان خودکار با عملکرد بالا، به کاربردن مدل کاملی که عبارت‌های کوپلینگ را دارا باشد، لازم است. در این حالت، طراحی کنترلر مشکل‌تر می‌شود. در این مقاله، روش‌های طراحی کنترلر بر مد کنترل ارتفاع یک هواپیمای بدون سرنشین اعمال می‌شوند. سطح آیرودینامیکی الویتور^۴، وسیله‌ی کنترل آن می‌باشد. دینامیک ورودی-خروجی بین انحراف سطوح کنترل و ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین که از طریق دم کنترل می‌شود، غیرکمیانه‌فاز است. این مسأله نیز طراحی خلبان خودکار با کارایی بالا را با مشکل مواجه می‌کند. به طور خلاصه، در نظر گرفتن سه عامل ۱- نامعینی نسبت به ضرایب آیرودینامیکی (نامعینی‌های پارامتری)، ۲- غیرخطی بودن دینامیک و حذف نکردن اثرات کوپلینگ (دینامیک‌های مدل نشده) و ۳- غیرکمیانه‌فاز بودن دینامیک ارتفاع موجب پیچیدگی طراحی خلبان خودکار ارتفاع می‌گردد. در این مقاله، تلاش می‌گردد روشی پیشنهاد گردد که در حضور این عوامل سه‌گانه عملکرد مطلوبی به دست آید. روش‌های متعددی برای طراحی خلبان خودکار وجود دارد که می‌توان به کنترل تطبیقی، کنترل غیرخطی و جدول‌بندی بهره اشاره کرد. در دهه‌های گذشته، روش‌های

کنترل کلاسیک غالب‌ترین روش‌های طراحی خلبان خودکار بوده است، که معمولاً برای دینامیک‌های غیرخطی و نامعین عملکرد ضعیفی دارند. یک روش عمومی برای طراحی خلبان خودکار، خطی‌سازی معادلات حرکت در چندین شرایط پروازی و اعمال روش‌های طراحی کنترل خطی بر هر کدام از این مدل‌های خطی می‌باشد و سرانجام جدول‌بندی پارامترهای کنترلر به صورت تابعی از شرایط پروازی می‌باشد. این روش، جدول‌بندی بهره نامیده می‌شود. در این روش، ضمانتی به پایداری در مدت زمان گذر بین نقاط کار وجود ندارد و لازم است که متغیرهای جدول‌بندی به آهستگی تغییر کنند. همچنین، این روش نیازمند صرف زمان زیادی می‌باشد، زیرا تعداد زیادی کنترلر خطی بایستی به دست آید و روندی خسته‌کننده را به دنبال دارد. در اکثر روش‌های رایج، لازم است که مدل دقیقی از سیستم در دست باشد. به منظور دوری جستن از این قید، چندین روش تطبیقی معرفی شده است تا مسأله‌ی نامعینی‌ها، که به صورت خطی پارامتری شده‌اند (نامعینی‌های ساختاریافته)، را حل کنند [۱-۲]. در [۲]، از یک کنترلر تطبیقی ساده استفاده شده است تا مقاومت پارامتری (مقاومت نسبت به ضرایب آیرودینامیکی) کنترلر کلاسیک ارتفاع یک هواپیمای بدون سرنشین بهبود یابد. در این مرجع، فقط نامعینی‌های پارامتری برای یک مدل خطی حضور دارند و از وجود دینامیک‌های مدل‌نشده (نامعینی‌های غیرساختاریافته) صرف‌نظر شده است. بنابراین، این کنترلر ممکن است مقاومتی نسبت به دینامیک‌های مدل نشده (که در دینامیک ارتفاع قابل توجه است) نداشته باشد. خطی‌سازی پس‌خور [۳]، یکی دیگر از روش‌های پرترفدار است که کاربردهای فراوانی در طراحی سیستم کنترل پرواز داشته است [۴-۷]. مشکل اصلی این روش، نیاز داشتن به مدل دقیقی از سیستم است، که مشکلی اساسی است، زیرا دست‌کم پارامترهای آیرودینامیکی دارای نامعینی هستند. با توجه به غیرکمیانه‌فاز بودن رابطه‌ی ارتفاع و الویتور، استفاده از روش خطی‌سازی پس‌خور به راحتی امکان‌پذیر نیست.

کنترل منطق فازی [۸] کاربردهای متنوعی داشته است [۹-۱۴] و ما در این‌جا می‌توانیم آن‌را به عنوان یک روش مقاوم به کار بریم، زیرا مستقل از دینامیک سیستم است و قادر می‌باشد براساس رفتار سیستم، فرمان‌های کنترلی را

1- Coupling

2- Yaw

3- Pitch & Roll

4- Elevator

$$\dot{U} = -9.8 \sin \theta - QW + RV - 0.0125U - 16.63\alpha + 16.6\delta_E + 4.5, \quad (1)$$

$$\dot{V} = 9.8 \sin \phi \cos \theta + PW - RU - 263.7\beta - 0.0053P + 1.64R - 0.0032\delta_A - 58.2\delta_R, \quad (2)$$

$$\dot{W} = 9.8 \cos \phi \cos \theta + QU - PV - 0.068U - 259\alpha - 1.3Q + 57.5\delta_E + 21, \quad (3)$$

$$\dot{P} = -1.51QR + 0.04PQ + 76.7\beta - 1.9P - 0.68R + 149\delta_A + 105\delta_R, \quad (4)$$

$$\dot{Q} = 1.03PR - 0.017(P^2 - R^2) - 988\alpha - 8.9Q + 1362\delta_E - 0.284, \quad (5)$$

$$\dot{R} = -0.038QR - 0.85PQ + 306\beta - 0.044P - 2.82R + 2.27\delta_A + 434\delta_R, \quad (6)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{\dot{W} \cos \alpha - \dot{U} \sin \alpha}{V_t \cos \beta}, \quad (7)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V_t} [-\dot{U} \cos \alpha \sin \beta + \dot{V} \cos \beta - \dot{W} \sin \alpha \sin \beta], \quad (8)$$

$$\dot{\phi} = P + Q \sin \phi \tan \theta + R \cos \phi \tan \theta, \quad (9)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi, \quad (10)$$

$$\dot{\psi} = (Q \sin \phi + R \cos \phi) \sec \theta, \quad (11)$$

$$\dot{h} = V_t \sin \gamma, \quad (12)$$

$$V_t = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}, \quad (13)$$

$$\gamma = \theta - \alpha, \quad (14)$$

$$\delta_E = \delta_{E_{trim}} + \delta_e, \quad (15)$$

که در آن‌ها، δ_E زاویه الویتور، $\delta_{E_{trim}}$ زاویه الویتور در شرایط تریم^۳، δ_e زاویه الویتور نسبت به مقدار تریم، δ_R زاویه رادر^۴، δ_A زاویه آلرون^۵، h ارتفاع، ϕ زاویه رول، θ زاویه پیچ، ψ زاویه سمت، P نرخ زاویه رول، Q نرخ زاویه پیچ، R نرخ زاویه یابو، U سرعت طولی، W سرعت عمودی، V سرعت جانبی، V_t سرعت کل، α زاویه حمله و β زاویه سرش جانبی می‌باشد. بعضی از متغیرهای هواپیمای بدون سرنشین در شکل ۱ تعریف شده‌اند. هدف، طراحی خلبان خودکار ارتفاع این هواپیمای بدون سرنشین می‌باشد. این خلبان خودکار قادر است، با استفاده از سطح الویتور، ارتفاع هواپیما را کنترل نماید. با توجه به مشخصه‌های مأموریتی هواپیماهای بدون

صادر نماید. در [۱۱]، براساس مدل خطی، خلبان خودکار ارتفاع یک هواپیمای بدون سرنشین طراحی شده‌است. در این مرجع، فقط نامعینی نسبت به ضرایب آیرودینامیکی در نظر گرفته شده است و تلاش می‌شود که مقاومت پارامتری بهبود یابد. در این مرجع، با به‌کارگیری کنترلر منطق‌فازی، در مقایسه با کنترلر کلاسیک، مقاومت پارامتری بهبود یافته است. در [۱۳]، PID فازی برای یک سیستم غیرکمینه‌فاز خطی طراحی شده است. در این مرجع، فقط تلاش شده فروجهش^۱، که در سیستم‌های غیرکمینه‌فاز به وجود می‌آید، حذف گردد. در [۱۴]، با استفاده از کنترل منطق فازی، شتاب جانبی یک موشک (متغیر شتاب جانبی نیز، مانند ارتفاع، غیرکمینه‌فاز است) به طور غیرمستقیم کنترل شده است (متغیر سرعت جانبی کنترل گردیده).

در این مقاله، تلاش شده است که به مشخصه‌های پاسخ زمانی مناسب، مقاومت نسبت به نامعینی‌های پارامتری، مقاومت نسبت به دینامیک‌های مدل‌نشده و ردیابی مطلوب فرمان‌ها در محدوده‌ای وسیع (بدون اشباع کنترل و اعمال بارهای زیاد) دست یافته شود. در این‌جا، برخلاف روش‌های متداول، از یک ساختار تک-حلقه برای طراحی خلبان خودکار ارتفاع استفاده می‌گردد. این ساختار، که در [۲] و [۱۱] نیز دیده شده است، فقط به اندازه‌گیری متغیر ارتفاع نیازمند است. برهمین اساس، با توجه به پاسخ زمانی پله‌ی واحد یک سیستم نوعی، قوانین زبانی منطبق بر رفتار مطلوب سیستم حلقه بسته استخراج و آن‌گاه کنترل منطق‌فازی طراحی می‌گردد.

۲- مدل ریاضی هواپیمای بدون سرنشین

در استخراج معادلات حرکت، از این فرض معقول که جرم و ممان اینرسی‌های هواپیمای بدون سرنشین ثابت هستند استفاده می‌شود. معادلات حرکت غیرخطی هواپیمای بدون سرنشین مورد نظر را به‌صورت زیر به‌دست می‌آوریم (ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از نرم‌افزار دتکام^۲ به دست آمده است):

3- Trim
4- Rudder
5- Aileron

1- Undershoot
2- DATCOM

ناپایدار و نامطلوب‌تر شدن مدهای پروازی طولی فوگوید و پریود کوتاه می‌شود. با اعمال این تغییرات مخرب، تابع تبدیل مدل خطی غیرنامی به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-57.3 (s - 25.5)(s + 21.6)(s + 0.0017)}{s(s^2 + 0.0055s + 0.0021)(s^2 + 1.82s + 64)} \quad (۱۷)$$

جدول (۱): اثر مشتقات پایداری بر روی مشخصه‌های دینامیکی مدهای پروازی [۱۵].

مشتق	نحوه و چگونگی تأثیر بر کمیت‌ها	پایداری
C_{m_q}	افزایش C_{m_q} باعث افزایش ضریب میرایی مد پریود کوتاه می‌گردد	
$C_{m_{\alpha}}$	افزایش $C_{m_{\alpha}}$ باعث افزایش فرکانس طبیعی مد پریود کوتاه می‌گردد	
C_{D_u}	افزایش C_{D_u} باعث افزایش ضریب میرایی مد فوگوید می‌گردد	
C_{L_u}	افزایش C_{L_u} باعث افزایش فرکانس طبیعی مد فوگوید می‌گردد	

۳- طراحی خلبان خودکار کلاسیک

به طور متداول، خلبان خودکار ارتفاع براساس ساختاری با سه حلقه کنترلی طراحی می‌گردد. در این ساختار، نرخ زاویه‌ی پیچ، زاویه‌ی پیچ و ارتفاع اندازه‌گیری می‌شوند، به طوری که خلبان خودکار زاویه‌ی پیچ، حلقه‌ی داخلی خلبان خودکار ارتفاع و کنترلر نرخ زاویه‌ی پیچ، حلقه‌ی داخلی خلبان خودکار زاویه‌ی پیچ می‌باشد. این ساختار منجر به مقاومت نسبتاً مناسب در مقابل نامعینی‌های پارامتری اما کنترلی پیچیده و پرهزینه می‌شود، چون بایستی سه کنترلر طراحی و سه متغیر اندازه‌گیری شوند. در این مقاله، حلقه‌های نرخ زاویه‌ی پیچ و زاویه‌ی پیچ کنار گذاشته می‌شوند، به طوری که یک ساختار تک حلقه استفاده می‌گردد. در این ساختار ساده، اندازه‌گیری ارتفاع توسط ارتفاع‌سنج کافی است.

در این بخش، خلبان خودکار کلاسیک زاویه‌ی سمت و ارتفاع برای مدل خطی نامی طراحی می‌گردد. البته، چون هدف این مقاله طراحی خلبان خودکار ارتفاع می‌باشد، خلبان خودکار زاویه‌ی سمت ارائه نمی‌گردد و فرض می‌شود

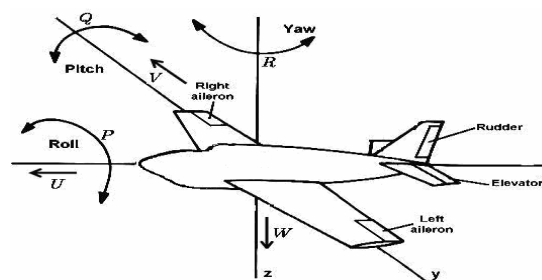
سرنشین، که در نزدیکی سطح زمین پرواز می‌کنند، کنترل مطلوب ارتفاع امری مهم است.

معادلات (۱-۱۵)، رفتار غیرخطی هواپیمای بدون سرنشین را نشان می‌دهند. با توجه به این معادلات، اثر متغیرهای عرضی-سمتی (مثل R) بر متغیر ارتفاع آشکار است. این اثرات کوپلینگ، در روند خطی‌سازی معادلات حذف می‌گردند، به طوری که ممکن است موجب عملکرد نامطلوب کنترلی شود که وجود آن‌ها را نادیده گرفته است.

با خطی‌سازی معادلات غیرخطی، حول شرایط تریم پرواز کروز^۱، مدل خطی نامی برای ارتفاع به صورت تابع تبدیل زیر به دست می‌آید:

$$\frac{h(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-57.3 (s - 24.6)(s + 21)(s + 0.008)}{s(s^2 + 0.011s + 0.0022)(s^2 + 2.12s + 98.4)} \quad (۱۶)$$

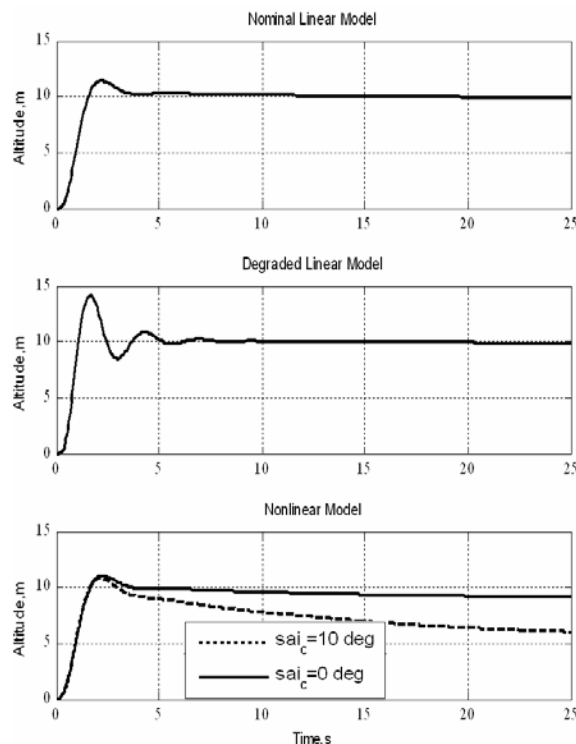
فرض می‌شود که مدل خطی نامی، مدل ریاضی موجود از هواپیمای بدون سرنشین است، به طوری که خلبان خودکار براساس آن طراحی می‌گردد. همان طوری که مشخص است، رابطه‌ی بین متغیر خروجی ارتفاع و متغیر ورودی الوتور دارای صفر ناپایدار است. همچنین مشخصه‌های مدهای پروازی طولی فوگوید^۲ و پریود کوتاه نامطلوب می‌باشد.



شکل (۱): پارامترهای پروازی هواپیمای بدون سرنشین در امتداد سه محور مختصات.

برای بررسی مقاومت پارامتری خلبان خودکار از مدل خطی غیرنامی^۳ استفاده می‌شود. در مدل خطی غیرنامی فرض می‌شود که مشتقات پایداری مهم مثل C_{m_q} , $C_{m_{\alpha}}$, C_{D_u} و C_{L_u} (جدول ۱ را مشاهده نمایید)، ۴۰ درصد کمتر از مقدار نامی هستند، به طوری که منجر به ناپایداری بیشتر صفر

1- Cruise
2- Phugoid
3- Degraded Linear Model



شکل (۳): پاسخ زمانی مدل خطی نامی، مدل خطی غیرنامی و مدل غیرخطی با جبران ساز.

و خطای حالت ماندگار می‌باشد. همان‌طوری که مشخص است، پاسخ مطلوبی برای مدل خطی غیرنامی مشاهده نمی‌شود که نشان دهنده‌ی عدم مقاومت مناسب جبران‌ساز در مقابل نامعینی در پارامترهای سیستم است. در این حالت، مقدار فراجهش حدود ۴۰ درصد است که فراتر از مقدار مطلوب (کمتر از ۲۰ درصد) می‌باشد. همچنین، این خلبان خودکار در مواجهه با دینامیک‌های مدل‌نشده، که در مدل غیرخطی نهفته است، دارای ضعف می‌باشد که نشان‌دهنده‌ی عدم مقاومت نسبت به دینامیک‌های مدل‌نشده است. هرچه مقدار زاویه‌ی سمت فرمان افزایش یابد اثرات غیرخطی شدیدتر و ضعف جبران‌ساز آشکارتر می‌شود. بنابراین، این خلبان خودکار، که بر اساس روش رایج در صنعت طراحی شده است، قابلیت برآورده کردن خواسته‌ها و محدودیت‌های تحمیل‌شده نیست. حال، لازم است که خلبان خودکاری طراحی شود که قابلیت حذف و یا کاهش اثرات عبارت‌های غیرخطی را داشته باشد و در عین حال نسبت به تغییر پارامترهای سیستم حساسیت بالایی نداشته

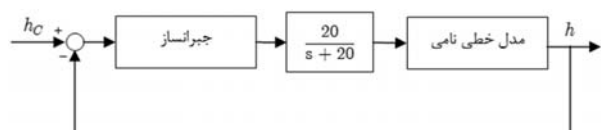
که کانال عرضی-سمتی هواپیمای بدون سرنشین بدون نامعینی است. دیاگرام بلوکی مد کنترل ارتفاع در شکل ۲ نشان داده شده است. براساس مدل خطی نامی (۱۶) و با به‌کارگیری روش مکان‌هندسی ریشه‌ها، جبران‌ساز با تابع تبدیل زیر طراحی می‌گردد:

$$G_{C_b} = \frac{0.012(s+0.05)(s^2+2.12s+98.4)}{(s+20)(s^2+6s+15.25)} \quad (18)$$

در طراحی این جبران‌ساز تلاش شده که اثرات صفر ناپایدار به مقدار زیادی کاهش یابد و مدهای فوگوید و پریود کوتاه بهبود یابند. در مراجع [۲] و [۱۱] نیز از این روش برای طراحی جبران‌ساز استفاده شده است. مشخصه‌های غالب سیستم حلقه بسته به صورت زیر محاسبه می‌گردد و همان‌طوری که مشخص است، دارای مقادیری مطلوب زیر هستند.

$$\xi = 0.6, \omega_n = 2.31.$$

به طوری که ξ ضریب میرایی و ω_n فرکانس طبیعی سیستم حلقه بسته می‌باشند.



شکل (۲): دیاگرام بلوکی مد کنترل ارتفاع برای طراحی جبران‌ساز.

برای ارزیابی این خلبان خودکار، لازم است که بر مدل خطی نامی، مدل خطی غیرنامی و مدل غیرخطی^۱ اعمال گردد. مقدار فرمان ارتفاع ۱۰ متر و مقادیر فرمان زاویه‌ی سمت ۰ و ۱۰ درجه در نظر گرفته می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی در شکل ۳ به تصویر کشیده شده است.

طبق این شکل، پاسخ زمانی مطلوبی برای مدل خطی نامی (که کنترلر بر اساس آن طراحی شده است) مشاهده می‌شود. مشخصه‌های یک پاسخ زمانی مطلوب: سرعت پاسخ (مثل مدت زمان صعود^۲)، مقدار فراجهش^۳، مقدار فروجهش

۱- توجه شود که در روند شبیه‌سازی مدل غیرخطی، مقدار زاویه‌ی تریم الوبتور (برای این مورد ۱/۹۲ درجه می‌باشد) به خروجی کنترلرها اضافه می‌گردد، زیرا طراحی بر اساس مدل خطی نامی می‌باشد.

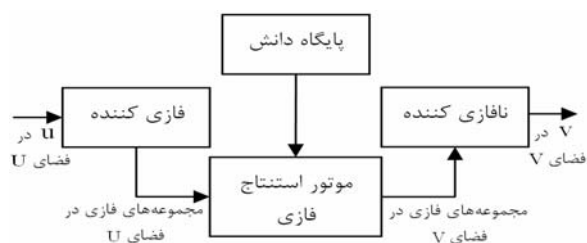
2- Rise Time
3- Overshoot

به طور کلی، وظیفه‌ی سیستم‌های فازی، تبدیل مجموعه قوانین به تابعی است که کار نگاشت ورودی را به خروجی انجام می‌دهد. قانون l ام را به صورت زیر در نظر بگیرید:

(۱۹) قانون l ام: اگر x_1, A_1^l و x_2, A_2^l و ... و x_n, A_n^l است آنگاه B^l, u است.

در رابطه فوق بردار $x = [x_1 \ x_2 \ \dots \ x_n]^T$ ، متغیر ورودی و u ، متغیر خروجی سیستم فازی می‌باشد. A_i^l ، مجموعه‌ی فازی متغیر x_i در فضای $U_i \subset R$ و متعلق به قانون l ام است. B^l ، مجموعه‌ی فازی متغیر u در فضای $V \subset R$ و متعلق به قانون l ام است. هر پایگاه دانش، شامل N قانون می‌باشد. فرض کنید که مجموعه‌ی فازی B^l ، نرمال با مرکز $\bar{u}^l$ باشد. در این صورت، سیستم فازی با پایگاه قوانین (۱۹)، موتور استنتاج ضربی، فازی کننده تکین^۵، نافازی کننده میانگین مراکز به صورت زیر به دست می‌آید [۸]:

$$u = \frac{\sum_{l=1}^N \bar{u}^l \prod_{i=1}^n \mu_{A_i}(x_i^*)}{\sum_{l=1}^N \prod_{i=1}^n \mu_{A_i}(x_i^*)} \quad (20)$$



شکل (۴): ساختار اصلی سیستم فازی.

در ادامه، سعی می‌شود نتایج طراحی خلبان خودکار فازی ارتفاع هواپیمای بدون سرنشین ارائه گردد. دیگرام بلوکی کنترل فازی ارتفاع در شکل ۵ نشان داده شده است. در این جا، کنترل فازی با دو ورودی و یک خروجی مورد استفاده قرار می‌گیرد. دو ورودی شامل خطا (e) و نرخ تغییرات خطا ($\dot{e}$) می‌باشند (e : اختلاف میان ارتفاع و ارتفاع فرمان، $e = h - h_c$ ، می‌باشد). خروجی نیز انحراف الوتور می‌باشد. برای توصیف ورودی‌ها و خروجی (u) از ۷ مجموعه‌ی فازی {بزرگ و منفی=NB، متوسط و منفی=NM، کوچک و منفی=NS، صفر=ZE، کوچک و مثبت=PS، متوسط و

باشد. بر همین اساس تلاش می‌شود که از عدم وابستگی کنترل منطق فازی به مدل سیستم بهره جسته و خلبان خودکار ارتفاع طراحی گردد.

۴- طراحی خلبان خودکار فازی

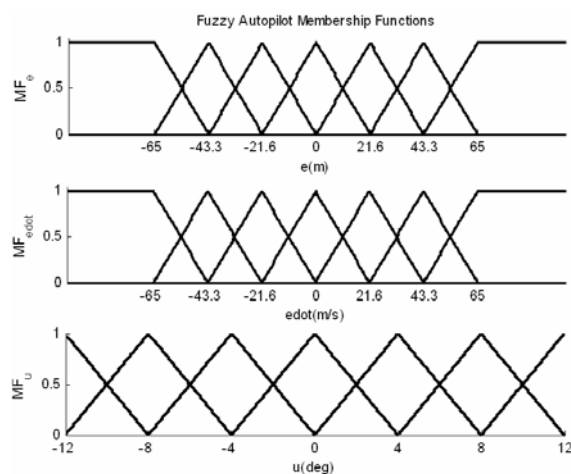
برای خیلی از سیستم‌های واقعی، اطلاعات از دو منبع اصلی به دست می‌آید: یکی شخص خبره (کسی که دانش خود را در مورد سیستم به زبان طبیعی بیان می‌کند) و دیگری اندازه‌گیری سنسورها و مدل ریاضی است که از قوانین فیزیکی به دست می‌آید. تبدیل زبان طبیعی به ریاضیات توسط سیستم‌های فازی صورت می‌گیرد. سیستم‌های فازی [۸]، سیستم‌های مبتنی بر قانون هستند که اولین بار توسط دانشمند ایرانی به نام دکتر لطفی زاده معرفی گردید [۱۶]. قلب سیستم‌های فازی، یک پایگاه دانش می‌باشد که شامل مجموعه‌ای از قوانین اگر-آنگاه است. نقطه‌ی شروع ساخت یک سیستم فازی به دست آوردن مجموعه قوانین اگر-آنگاه با استفاده از شخص خبره است. قدم بعدی، ترکیب این قوانین به یک سیستم واحد است. اصول متفاوت ترکیب این قوانین، سیستم‌های فازی متفاوتی را در اختیار قرار می‌دهد. ساختار اصلی سیستم‌های فازی در شکل ۴ به نمایش گذاشته شده است. همان طوری که مشخص است، سیستم فازی از چهار بخش اصلی تشکیل شده است:

۱. فازی کننده^۱: متغیرهای دارای مقدار واقعی را به مجموعه‌های فازی تبدیل می‌کند. هر مجموعه‌ی فازی با یک تابع عضویت تعریف می‌شود: $\mu_A(x) = \int_U \mu_A(x) / x$ ، به طوری که $\mu_A(x)$ تابع عضویت مجموعه‌ی A در فضای U می‌باشد.
۲. پایگاه دانش^۲: که شامل تمامی قانون‌های توصیف کننده‌ی سیستم است.
۳. موتور استنتاج فازی^۳: که مطابق اصول مختلف فازی، قوانین موجود در پایگاه دانش را با هم ترکیب می‌کند.
۴. نافازی کننده^۴: که مجموعه‌های فازی را به اعداد واقعی تبدیل می‌کند.

1- Fuzzification
2- Rule Base
3- Inference Engine
4- Defuzzification

جدول (۲): قوانین اگر-آنگاه، بر اساس پاسخ پله‌ی نمونه.

۱	اگر e ، PB است و $\dot{e}$ ، ZE است آنگاه u ، PB است
۲	اگر e ، ZE است و $\dot{e}$ ، NB است آنگاه u ، NB است
۳	اگر e ، NB است و $\dot{e}$ ، ZE است آنگاه u ، NB است
۴	اگر e ، ZE است و $\dot{e}$ ، PB است آنگاه u ، PB است
۵	اگر e ، PM است و $\dot{e}$ ، ZE است آنگاه u ، PM است
۶	اگر e ، ZE است و $\dot{e}$ ، NM است آنگاه u ، NM است
۷	اگر e ، NM است و $\dot{e}$ ، ZE است آنگاه u ، NM است
۸	اگر e ، ZE است و $\dot{e}$ ، PM است آنگاه u ، PM است
۹	اگر e ، PS است و $\dot{e}$ ، ZE است آنگاه u ، PS است
۱۰	اگر e ، ZE است و $\dot{e}$ ، NS است آنگاه u ، NS است
۱۱	اگر e ، NS است و $\dot{e}$ ، ZE است آنگاه u ، NS است
۱۲	اگر e ، ZE است و $\dot{e}$ ، PS است آنگاه u ، PS است
۱۳	اگر e ، ZE است و $\dot{e}$ ، ZE است آنگاه u ، ZE است
۱۴	اگر e ، PB است و $\dot{e}$ ، NS است آنگاه u ، PM است
۱۵	اگر e ، PS است و $\dot{e}$ ، NB است آنگاه u ، NM است
۱۶	اگر e ، NB است و $\dot{e}$ ، PS است آنگاه u ، NM است
۱۷	اگر e ، NS است و $\dot{e}$ ، PB است آنگاه u ، PM است

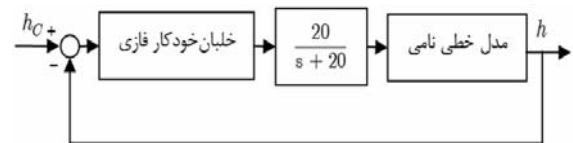


شکل (۷): توابع عضویت متغیرهای e ، $\dot{e}$ و u .

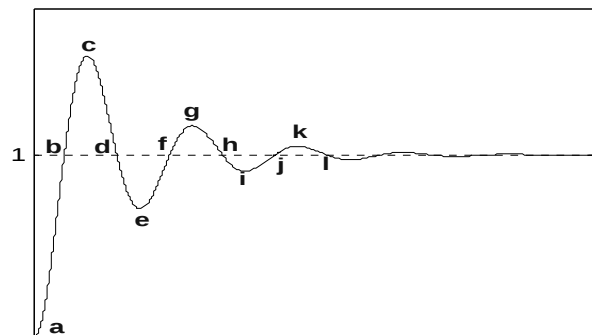
جدول (۳): حد بالا و پایین پارامترهای e ، $\dot{e}$ و u .

$e_L(m)$	e_U	$\dot{e}_L(m/s)$	$\dot{e}_U$	$u_L(deg)$	u_U
-۶۵	۶۵	-۶۵	۶۵	-۱۲	۱۲

مثبت=PM، بزرگ و مثبت=PB { استفاده می‌شود. مجموعه‌ی قوانین، مطابق با تفسیر پاسخ پله‌ی یک سیستم نوعی (شکل ۶)، توسط فرد خبره به دست می‌آید [۱۷]. در جدول ۲، ۱۷ قانون برای طراحی این خلبان خودکار ارائه شده است. قوانین (۱-۱۲) با توجه به نقاط مرجع a ، b ، c ، ... و ۱ در شکل ۶ استخراج شده‌اند. قانون ۱۳ بر تثبیت حرکت، قانون ۱۴ بر کم کردن زمان صعود، قانون ۱۵ بر کاهش فرجهش و قوانین (۱۶-۱۷) بر کاهش فروجهش، که در سیستم‌های غیرکمینهاز به وجود می‌آید، تأکید دارند. تابع عضویت مجموعه‌های فازی به صورت مثلثی در نظر گرفته می‌شود و دارای توزیع یکنواخت می‌باشند.



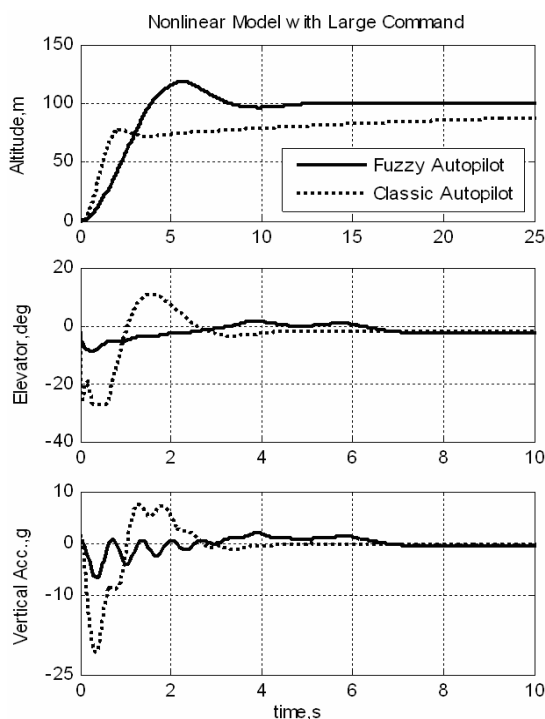
شکل (۵): دیاگرام بلوکی مد کنترل ارتفاع برای طراحی خلبان خودکار فازی.



شکل (۶): پاسخ پله واحد سیستم نوعی.

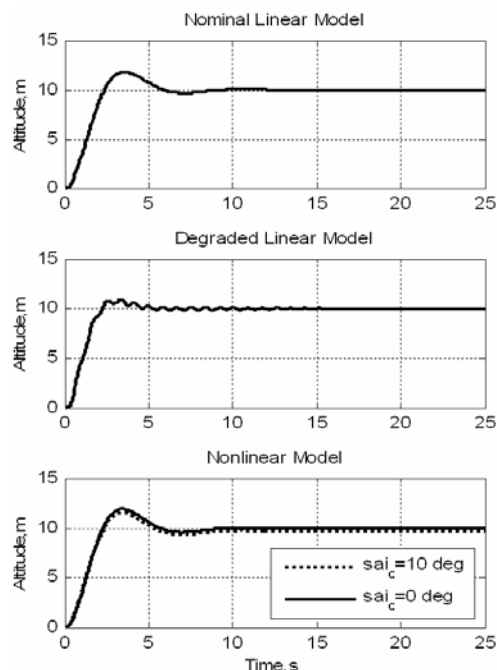
شکل ۷، توابع عضویت مجموعه‌های فازی ورودی‌ها و خروجی خلبان خودکار فازی را نشان می‌دهد. براساس مدل خطی نامی، حد بالا و پایین پارامترهای e ، $\dot{e}$ و u طبق مقادیر جدول ۳ انتخاب می‌گردد (این مقادیر براساس دینامیک پرواز و سعی و خطا به دست آمده‌اند). حال، طراحی کنترل فازی براساس مجموعه قوانین جدول ۲، داده‌های جدول ۳ و سیستم فازی (۲۰) صورت می‌گیرد.

هواپیماهای بدون سرنشین دارای تغییرات ارتفاع زیادی هستند، چون در نزدیکی سطح زمین پرواز می‌کنند و برای عدم برخورد با موانع تغییر ارتفاع می‌دهند. برای فرمان‌های بزرگ، اعمال یک مدل دینامیکی لازم است تا فرمان، هموار گردد و آن‌گاه ورودی و بارهای (شتاب جانبی) بزرگی بر هواپیما اعمال نگردد (اجسام پرنده دارای قیدهای دینامیکی هستند). با انتخاب صحیح حد بالا و پایین مجموعه‌های فازی ورودی و خروجی خلبان خودکار، می‌توان به شتاب جانبی قابل قبولی دست یافت، بدون این که ورودی اشباع گردد. شکل ۹، پاسخ زمانی ارتفاع، زاویه الویتور (ورودی کنترلی) و شتاب جانبی را به ازای ارتفاع فرمان ۱۰۰ متر نمایش می‌دهد. همان‌طوری که مشخص است، خلبان خودکار کلاسیک قادر به ردیابی این فرمان نیست، چون منجر به ورودی‌های بزرگ و در نتیجه اشباع آن می‌گردد (حداکثر مقدار زاویه الویتور ۲۵ درجه در نظر گرفته می‌شود). همچنین، شتاب جانبی زیادی بر هواپیما اعمال می‌گردد. برخلاف آن، خلبان خودکار فازی قادر است که وروی‌های کنترلی را با مقدار فرمان وفق دهد، بدون این که اشباع گردد و شتاب‌های جانبی بزرگی اعمال گردد.



شکل (۹): پاسخ زمانی مدل غیرخطی، در حضور فرمان‌های بزرگ.

نتایج شبیه‌سازی اعمال خلبان خودکار فازی بر مدل خطی نامی، مدل خطی غیرنامی و مدل غیرخطی در شکل ۸ مشاهده می‌گردد.



شکل (۸): پاسخ زمانی مدل خطی نامی، مدل خطی غیرنامی و مدل غیرخطی با خلبان خودکار فازی.

همان‌طوری که مشخص است، با توجه به پاسخ مدل خطی نامی، به مشخصه‌های پاسخ زمانی مناسبی دست یافته‌ایم. پاسخ زمانی مدل خطی غیرنامی دارای مشخصه‌های مطلوبی است و به عنوان یک پاسخ مناسب مورد قبول است. بر همین اساس، خلبان خودکار فازی در مقایسه با جبران‌ساز دارای مقاومت پارامتری مطلوبی است. نویسندگان مرجع [۱۱]، برای مورد خودشان، نیز به نتیجه‌ی مشابه‌ای دست یافته‌اند. اما آن‌چه که در این مقاله مورد تأکید است، بررسی ضعف‌های احتمالی روش‌های طراحی کنترل خطی مثل کنترل کلاسیک و توانمندی‌های کنترل فازی در مواجهه با دینامیک‌های مدل نشده است. همان‌طوری که از این شکل مشخص است، برخلاف جبران‌ساز طراحی‌شده، خلبان خودکار فازی توانسته‌است که اثر عبارت‌های غیرخطی را تا حد مطلوبی کاهش دهد و مقاومت در مقابل دینامیک‌های مدل نشده را به نمایش بگذارد.

۹- نتیجه‌گیری

در این مقاله، تلاش شد تا خلبان خودکار ارتفاع یک هواپیمای بدون سرنشین طراحی شود. همان‌طوری که بیان شد، این مسئله دارای پیچیدگی‌های فراوانی است، زیرا رابطه‌ی بین متغیر خروجی (ارتفاع) و متغیر ورودی (زاویه‌ی الویتور)، غیرکمیته‌فاز و غیرخطی است و همچنین دارای نامعینی می‌باشد. در این مقاله، از دو روش برای طراحی این خلبان خودکار استفاده شده است. اول، با استفاده از روش مکان‌هندسی ریشه‌ها، یک جبران‌ساز طراحی شده است. دوم، با استفاده از دانش شخص خبره، کنترلر منطق فازی طراحی گردیده است. این دو خلبان خودکار، براساس چندین معیار مورد بررسی قرار گرفته‌اند، از جمله: مشخصه‌های پاسخ زمانی، مقاومت نسبت به نامعینی‌های پارامتری، مقاومت نسبت به دینامیک‌های مدل‌نشده و ردیابی فرمان‌ها در محدوده‌ای وسیع. مقاومت پارامتری با بررسی پاسخ زمانی مدل خطی غیرنامی که مشتقات آیرودینامیکی مهم آن ۴۰ درصد کمتر از مقدار نامی است، مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین، مقاومت نسبت به دینامیک‌های مدل‌نشده با بررسی پاسخ زمانی مدل غیرخطی که دارای عبارات کوپلینگ میان ارتفاع و زاویه‌ی سمت می‌باشد، مورد بررسی قرار گرفته است. در این مدل هرچه مقدار فرمان زاویه‌ی سمت افزایش یابد، اثرات غیرخطی افزایش خواهد یافت. در این مقاله، از یک ساختار تک-حلقه‌ای استفاده گردید. این ساختار منجر به کنترلری ساده اما دارای مقاومت پایین می‌گردد. به‌همین دلیل، از ویژگی عدم وابستگی کنترل منطق فازی به مدل سیستم استفاده شد تا علاوه بر سادگی خلبان خودکار به مقاومت مطلوب نیز دست یابیم. به طور خلاصه، نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهند که: ۱- خلبان خودکار کلاسیک و خلبان خودکار فازی برای مدل خطی نامی نتایج مشابه‌ای را می‌دهند، ۲- با توجه به این که طراحی خلبان خودکار فازی مبتنی بر مدل خطی نامی صورت گرفته، اما دارای عملکرد مطلوبی در حضور نامعینی‌های پارامتری و هم چنین دینامیک‌های مدل‌نشده است و ۳- به ازای فرمان ارتفاع بزرگ، خلبان خودکار فازی قادر است فرمان‌های کنترلی خود را وفق دهد، به‌طوری که ورودی‌های بزرگی بر هواپیما (که منجر به پروازی غیرممکن برای هواپیما می‌گردند) اعمال

نمی‌گردد. به عنوان نتیجه نهایی، در صورت عدم وجود نامعینی‌ها در مدل ریاضی موجود از هواپیمای بدون سرنشین، استفاده از روش‌های مبتنی بر مدل، مثل کنترل کلاسیک، پیشنهاد می‌شود، زیرا امکان بررسی تحلیلی پایداری به راحتی وجود دارد. اما در حضور نامعینی‌ها، کنترل منطق فازی دارای پتانسیل بالایی در طراحی خلبان خودکار ارتفاع و سایر مدها می‌باشد.

مراجع

1. Kanellakopoulos, I., Kokotovic, P., and Morse, A.S., "Systematic Design of Adaptive Controllers for Feedback Linearizable Systems", IEEE Transaction on Automatic Control, Vol. 36, No. 11, pp. 1241-1253, 1991.
2. Barkana, I., "Classical and Simple Adaptive Control for Non-minimum Phase Autopilot Design", AIAA, J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 28, No. 4, pp. 631-638, 2005.
3. Slotine, J.J.E. and Li, W., "Applied Non-linear Control", Printice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, 1991.
4. Menon, P.K.A., Badget, M.E., Walker, R.A., and Duke, E.L., "Non-linear Flight Test Trajectory Controllers for Aircraft", AIAA, J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 10, No. 1, pp. 67-72, 1987.
5. Tahk, M., Briggs, M., and Menon, P.K.A., "Application of Plant Inversion via State Feedback to Missile Autopilot Design", Proceeding IEEE Conf. Decision Control, Austin, TX, pp. 730-735, 1986.
6. Azam, M. and Singh, S.N., "Invertibility and Trajectory Control for Non-linear Maneuvers of Aircraft", AIAA, J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 17, No. 1, pp. 192-200, 1994.
7. Bugajski, D.J. and Enns, D.F., "Non-linear Control Law with Application to High Angle-of-Attack Flight," AIAA, J. Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 15, No. 3, pp. 761-769, 1992.
8. Wang, L.X., "A Course in Fuzzy Systems and Control", Upper Saddle River, Prentice-Hall, New Jersey, 1997.
9. Wu, S.F., Engelen, C.J.H., Babuska, R., Chu, Q.P., and Mulder, J.A., "Fuzzy Logic Based Full-Envelope Autonomous Flight Control for an Atmospheric Re-Entry Spacecraft", Control Eng. Practice, Vol. 11, No. 1, pp. 11-25, 2003.
10. Kadmiry, B. and Driankov, D., "A Fuzzy Flight Controller Combining Linguistic and Model-

- Based Fuzzy Control”, Fuzzy Sets and Sys., Vol. 146, No. 3, pp. 313-347, 2004.
11. Cohen, K. and Bossert, D.E., “Fuzzy Logic Non-minimum Phase Autopilot Design”, AIAA, Guidance, Navigation, and Control Conf. and Exhibit, Austin, Texas, 11-14 August, 2003.
 12. Bossert, D.E. and Cohen, K., “PID and Fuzzy Logic Pitch Attitude Hold Systems for a Fighter Jet”, AIAA, Guidance, Navigation, and Control Conf. and Exhibit, Monterey, California, 5-8 August, 2002.
 13. Li, T.H.S. and Shieh, M.Y., “Design of a GA-based PID Controller for Nonminimum Phase Systems”, Fuzzy Sets and Systems, Vol. 111, No. 2, pp. 183-197, 2000.
 14. Tsourds, A., Hughes, E.J., and White, B.A., “Fuzzy Multi-Objective Design for a Lateral Missile Autopilot”, Control Eng. Practice, Vol. 14, No. 5, pp. 547-561, 2006.
 15. Blakelock, J.H., “Automatic Control of Aircraft and Missiles”, John Wiley & Sons Inc., New York, 1991.
 16. Lotfi-Zadeh, A., “Fuzzy Sets”, Information and Control, Vol. 8, No. 3, pp. 338-353, 1965.
 17. Lee, C.C., “Fuzzy Logic in Control Systems: Fuzzy Logic Controller-Part I”, IEEE Transaction on Sys., Man, Cybernetic, Vol. 20, No. 20, pp. 404-418, 1990.