

طراحی کنترل‌گر رهگیر جهت شبیه‌سازی حین پرواز رفتار هواپیمای جت‌جنگنده توسط جت بدون سرنشین

سیدجواد محمدی بایگی* استادیار، باشگاه پژوهشگران جوان و نخبگان، واحد دامغان، دانشگاه آزاد اسلامی، دامغان، ایران

مهدی مرتضوی دانشیار، دانشکده مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران

چکیده

در این مقاله امکان شبیه‌سازی حین پرواز رفتار دینامیک طولی و عرضی یک هواپیمای جت جنگنده توسط یک جت بدون سرنشین مورد ارزیابی قرار گرفته و کنترل‌گر مورد نیاز برای اجرای شبیه‌سازی حین پرواز و رهگیری مسیر پروازی آن طراحی شده است. طراحی کنترل‌گر بر اساس روش جابدهی قطب و رهگیری مسیر به انجام رسیده و در آن کنترل‌گر به نحوی طراحی شده است که جت بدون سرنشین قادر به تعقیب رفتار دینامیک طولی و عرضی هواپیمای جت جنگنده در حین پرواز باشد. در این راستا پس از به کارگیری کنترل‌گر طراحی شده در جت بدون سرنشین به شبیه‌سازی رفتار جت جنگنده توسط آن پرداخته و نتایج شبیه‌سازی حاکی از رهگیری مطلوب رفتار دینامیکی هواپیمای جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین در محدوده مشترک عملکردی آنها می‌باشد. برای صحت‌گذاری بر طراحی انجام شده به شبیه‌سازی اطلاعات تست پروازی جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین پرداخته شده است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی با اطلاعات تست پروازی جت جنگنده، توانایی شبیه‌سازی حین پرواز رفتار دینامیکی جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین را به اثبات می‌رساند.

واژه‌های کلیدی: مدل مشابه دینامیکی، شبیه‌سازی حین پرواز، جابدهی قطب، داده‌های تست پرواز.

Design of Tracking Controller for In-flight Simulation of Fighter Aircraft by UAV Platform

S. J. Mohammadi Baygi
M. Mortazavi

Young Researchers and Elite Club, Islamic Azad University, Damghan Iran
Faculty of Engineering, Isfahan University, Isfahan, Iran

Abstract:

In this paper the possibility of in-flight simulation of longitudinal and lateral dynamic of fighter aircraft by an unmanned aerial vehicle (UAV) is evaluated and the required controllers for in-flight simulation and tracking the flight profile of fighter aircraft are designed. Controllers design are based on the method of pole placement and tracking method, and the controllers are designed to adapt the UAV platform to track the longitudinal and lateral dynamic behavior of the fighter aircraft. After applying these controllers on the UAV platform, the fighter behavior is simulated and the simulation results shows that, dynamic behavior of fighter aircraft is appropriately tracked by UAV platform on a common performance envelope. To validate the results, the flight test data of the fighter aircraft is simulated by the UAV platform. Comparing the results of the flight simulation and the flight test profile, the capability of in-flight simulation of fighter aircraft by UAV platform is approved.

Keywords: Dynamically similar model, in-flight simulation, pole placement, flight-test data.

۱- مقدمه

اصول در نظر گرفته شده در شبیه‌سازهای حین پرواز بدین صورت است که هواپیمایی تحت عنوان هواپیمای میزبان اقدام به شبیه‌سازی رفتار هواپیمایی دیگر می‌نماید. در این راستا اگر هدف آموزش خلبان باشد، خلبان قادر است تا آموزش پرواز را در شرایط نزدیک‌تر به پرواز هواپیمای واقعی به انجام برساند و اگر هدف آموزش عوامل سایت‌های پدافندی باشد، عوامل سایت‌های پدافندی قادرند تا آموزش لازم جهت برخورد با هواپیمایی مهاجم را با استفاده از یک سامانه^۴ مشابه و در عین حال متفاوت، مثلاً جت بدون سرنشین به انجام رسانند. [۳]

آموزش خلبانان شاتل‌های فضایی با استفاده از یک سامانه هواپیمای مسافری قبل از انجام ماموریت اصلی از زمره کاربردهای شبیه‌سازهای حین پرواز است. [۵و۴]

در حالت کلی اهداف اصلی شبیه‌سازهای حین پرواز به قراری که بیان می‌شود، در نظر گرفته شده است [۹]:

امروزه با توجه به کاربردهای گسترده شبیه‌سازهای پروازی جهت شبیه‌سازی رفتار یک هواپیما با اهداف مختلف، انواع مختلفی از این نوع شبیه‌سازها به تکامل رسیده است. در این راستا دستیابی به درصد تشابه بالاتر یا عبارتی دستیابی به تطابق بالاتر شرایط شبیه‌سازی رفتار هواپیما با شرایط واقعی از اهم مسائل روز است که تکامل سیستم‌های حرکتی^۱ و دید^۲ و حرکت آرام^۳ در شبیه‌سازهای زمینی از زمره آن است [۱].

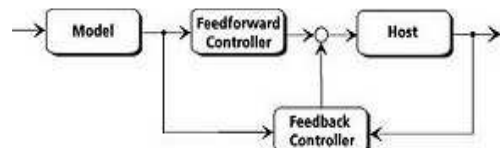
در این بین یکی دیگر از انواع شبیه‌سازهای مطرح شده در صنایع هوافضا جهت آموزش خلبان با تطابق بسیار بالا، شبیه‌سازهای حین پرواز می‌باشد. [۲]

¹ Motion
² Vision
³ Washout

⁴ Platform

- تکامل هواپیماهای جدید^۱
- آزمون سیستم‌های هواپرد و پدافند^۲
- آموزش خلبانان^۳
- تحقیقات بر روی سیستم‌های کنترل کیفیت/ پرواز^۴
- آموزش خروج از حالت واژگونی^۵

اصول روش شبیه‌سازی در حین پرواز بر طراحی کنترل‌گری است که کنترل هواپیمای میزبان را بدست گرفته و بتواند مدل هواپیمای طراحی شده یا مورد نظر را دنبال نماید. در این راستا این کنترل‌گر باید بصورت مستقیم^۶ اکثر وظایف شبیه‌سازی را به انجام رساند [۳]. شکل ۱- نمایی از طریقه عملکرد این نوع شبیه‌ساز را نشان می‌دهد.



شکل ۱- کنترل‌گر شبیه‌ساز حین پرواز

اصولا دو نوع شبیه‌سازی حین پرواز وجود دارد [۳ و ۴ و ۹ و ۱۱]:

الف) شبیه‌سازهای دینامیکی^۷

ب) شبیه‌سازهای کارایی^۸

بر این اساس دو نوع هواپیمای شبیه‌ساز نیز وجود دارد:

در هواپیماهای شبیه‌ساز دینامیکی کامپیوترها رفتارهای حقیقی هواپیمای میزبان را کنترل خواهند کرد و رفتار هواپیمای میزبان را کاملا تغییر خواهند داد. این نوع شبیه‌سازها اطلاعات دقیقی را در مورد کیفیت‌های پروازی ارائه می‌نمایند و بدلیل اینکه مجهز به کامپیوترهای قوی و قابل انعطاف کنترل پرواز هستند می‌توانند برای ارزیابی انواع سیستم‌های کنترل مورد بهره‌برداری قرار گیرند. [۳] هواپیماهایی که برای شبیه‌سازی حین پرواز عملکردی یک هواپیمای دیگر مورد استفاده قرار می‌گیرند خیلی ساده‌تر از شبیه‌سازهای نوع اول هستند. این نوع از شبیه‌سازها معمولا برای مهیا کردن اطلاعات در مورد قابلیت انجام مأموریت پروازی و ایجاد اطلاعات کیفی در مورد کلاس یک هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرند. هواپیماهای شبیه‌ساز عملکردی می‌توانند بعنوان هواپیمای پشتیبان در مواقع نیاز مورد استفاده قرار گیرند. این نوع هواپیماها قابلیت تغییر کمتری نسبت به هواپیماهای شبیه‌ساز دینامیکی دارند زیرا توسط کارایی هواپیمای میزبان محدود شده‌اند. [۵]

در سال ۱۹۵۰ [۳] مرکز تحقیقات درآیدن در ناسا از شبیه‌سازی در حین پرواز یک هواپیما توسط هواپیما دیگر برای بررسی مقادیر پایین لیفت به پسا در تقرب هواپیمای X-15، بررسی اثر تاخیر زمانی بر روی کنترل‌پذیری هواپیمایی با سیستم‌های کنترل پرواز دیجیتال، آموزش پرواز یک هواپیما توسط هواپیما دیگر و... بهره‌برداری کرد.

در این راستا اولین شبیه‌سازی حین پرواز صورت گرفته در ناسا، مطالعه عمل تقرب با نسبت لیفت به پسای کم با استفاده از هواپیمای F-104 بوده است. در ادامه هواپیمای NT-33A متعلق به نیروی هوایی آمریکا در سال ۱۹۶۰ برای شبیه‌سازی مشخصه‌های هواپیمای X-15 به کار گرفته شد. در این هواپیما تغییراتی داده شد تا دینامیک X-15 را شبیه‌سازی نماید و ابزار دقیق X-15 در آن نصب گردید [۲]. دماغه آن بزرگتر گرفته شد تا محیط بیشتری را برای قطعات الکترونیکی داشته باشد. در صندلی جلو خلبان شبیه‌ساز نشسته و سیستم کنترل مقابل صندلی جلو به یک سیستم کنترل پرواز تمام خودکار^۹ تجهیز شده است. این سیستم از روش پاسخ برگشتی ناشی از سه ممان کنترلی و نیز از فرامین شهپر، سکان افقی و سکان عمودی به عنوان تاثیر گذارها بر ممان‌های هواپیما استفاده می‌کند.

پس از آن هواپیمای ارتقاء یافته C-131، که شش درجه آزادی بطور مستقل بوسیله سکان افقی، سکان عمودی، شهپر، دسته گاز، برافزا و سطوح کنترل نیروی جانبی با استفاده از کنترل‌های تصمیم‌گیر تناسی، مشتق‌گیر و انتگرال‌گیر، کنترل می‌شد، بعنوان شبیه‌ساز حین پرواز بکار گرفته شد. از مهمترین آزمایشات انجام گرفته با این هواپیما، می‌توان به بررسی نقش فرامین نرخ پیچش در نشستن هواپیما و شبیه‌سازی پرواز هواپیما X-29 که یک هواپیما ناپایدار استاتیکی است اشاره کرد.

در انتهای قرن بیستم مرکز تحقیقات ناسا [۱۰] با بکارگیری انواع هواپیماهای کنترل‌پذیر از قبیل X31 و X36 و F18-A و F-AC با قابلیت تبدیل فرمان کنترل ورودی به فرمان شبیه‌سازی توسط کنترل‌های دیجیتال خطی شده، به شبیه‌سازی حین پرواز رفتار انواع هواپیماها و همچنین شاتل‌ها جهت آموزش خلبانان آنها پرداخت. بعنوان نمونه در سال ۱۹۹۴ [۱۰] مانورهای پروازی و تکنیک‌های تحلیلی مختلف را برای بررسی نقش تراست در شبیه‌سازی حین پرواز و مدل‌سازی تغییرات دسته‌گاز به انجام رسید. همچنین در این مرکز [۱۱] در سال ۲۰۰۲ نقش سیستم‌های جمع‌آوری اطلاعات در شبیه‌سازهای حین پرواز و آنالیز اطلاعات ارتعاشی پرواز مورد بررسی قرار گرفت.

مرکز تحقیقات کال اسپن^{۱۰} در سال ۲۰۰۵ [۱۲] هواپیمای Learjet خود را بعنوان یک هواپیمای شبیه‌ساز به خلبانان ارائه داد. در این هواپیما با تخمین پارامترهای هواپیمای میزبان با الگوریتم حداکثر شباهت و استفاده از فرامین کنترل دیجیتال در فضای Z رفتار هواپیمای مورد نظر دنبال می‌گردد.

بورکی و همکارانش [۱۳] در سال ۲۰۰۷ علاوه بر تحقیقات درباره سیستم‌های دید و حرکتی، مطالعاتی جهت اصلاح رفتار دینامیکی صندلی هواپیماهای شبیه‌ساز به انجام رساندند. آقای کیم [۱۴] در سال ۲۰۱۱ به بررسی نقش قانون کنترل غیرخطی کلیدزن در شبیه‌سازهای حین پرواز F-18 و SU-27 و F-16 پرداخت. کانینگهام و همکاران [۱۵] در سال ۲۰۱۱ ارزیابی خلبان در آسیب‌ورده به سطوح کنترل توسط یک پرنده شبیه‌ساز کنترل از راه دور را به انجام رساندند. آقای پاشیلکار [۱۶] در سال ۲۰۱۴، طراحی مفهومی یک هواپیما با قابلیت شبیه‌سازی حین پرواز بر مبنای یک مدل ریاضی

¹ New Aircraft Development

² Airborne System Integration Tests

³ Test Pilot Training

⁴ Handling Quality/Flight Control Research

⁵ Upset Recovery Training

⁷ Feed Forward

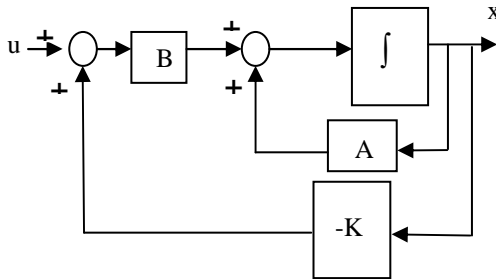
⁷ Dynamic Simulators

⁹ Performance Simulators

⁹ Fly-By-Wire

¹⁰ Calspan Corporation Flight Research

با استفاده از روش جایدهی قطب که توضیح مفصل آن در مراجع استاندارد ۱۲ الی ۱۷ موجود است، می توان رفتار حلقه بسته سیستم را با قطب های دلخواه خود تغییر داد. (شکل ۳)

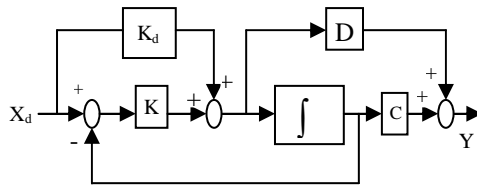


شکل ۳- سیستم توصیف شده با پس خور کنترل

لازم به یادآوری است که قانون کنترل در روش جایدهی قطب بصورت $U(t) = -K^T X + u(t)$ در نظر گرفته می شود

۲-۲- رهگیری مسیر هدف [۱۸ الی ۲۱]

دیاگرام بلوکی شکل ۴ معرف چگونگی عملکرد یک سیستم کنترل پس از جایدهی قطب جهت رهگیری دقیق مسیر را نشان می دهد.



شکل ۴- سیستم کنترل رهگیر

برای سیستم با معادلات

$$\dot{X}(t) = AX(t) + BU(t) \quad (1)$$

$$Y(t) = CX(t) + DU(t)$$

هدف از رهگیری حالت سیستم آن است که خطای $e(t) = (X_d(t) - X(t))$ در حالت پایدار صفر باشد. اگر سیستم خطی و مستقل از زمان باشد:

$$\dot{X}_d(t) = A_d X_d(t)$$

$$\dot{X}_d(t) - \dot{X}(t) = A_d X_d - AX(t) - BU(t) \quad (2)$$

$$\dot{e}(t) = A e(t) + (A_d - A) X_d(t) - BU(t)$$

در این حالت با در نظر گرفتن قانون کنترل بصورت زیر:

$$U(t) = Ke(t) - K_d X_d \quad (3)$$

که K همان ضریب بهره پس خور حالت بدست آمده از روش جایدهی قطب و K_d ماتریس ضریب بهره مستقیم پیشخور است و با جایگذاری در معادلات حالت، بردار خطای رهگیری حالت توسط سیستم بصورت زیر بدست خواهد آمد:

$$\dot{e}(t) = (A - BK)e(t) + (A_d - A + BK_d)X_d(t) \quad (4)$$

با در نظر گرفتن آنکه در یک رفتار حالت پایدار مقدار بردار خطا بایستی به صفر میل کند:

تطبیق پذیر جهت کاهش هزینه تولید را مورد مطالعه قرار داد. همچنین ناواتها و همکاران [۱۷] در سال ۲۰۱۶ به بررسی نقش دینامیکی عملگرهای هیدرواستاتیک در افزایش کارایی و پاسخ عملکردی در سیستم کنترل پرواز تمام خودکار شبیه سازهای حین پرواز پرداختند.

در این مقاله شبیه سازی رفتار دینامیکی یک هواپیمای جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین با هدف آموزش سایت های پدافندی بعنوان یکی از مسائل روز در علوم هوانوردی و سیستم های دفاعی مورد بررسی قرار گرفته است.

انجام مانور توسط یک جت جنگنده جهت تمرین پدافند هوایی با توجه به انهدام هواپیمای واقعی در حین تمرین پدافند مشکل ساز است و عموماً برای رسیدن به اهداف نظامی از هواپیما بدون سرنشین استفاده می شود. ولی با توجه به تفاوت رفتار دینامیکی هواپیمای جت بدون سرنشین برای دستیابی به ضریب تطابق بالاتر می توان با استفاده از سیستم کنترل، دینامیک هواپیمای بدون سرنشین را طوری تنظیم کرد که مشابه هواپیمای جت جنگنده شده و در محدوده مشترک کارایی دو هواپیما، مانورهای مشابه با هواپیمای جنگنده، توسط هواپیمای بدون سرنشین به انجام رسد.

در این مقاله بمنظور طراحی کنترلر هواپیمای بدون سرنشین با هدف شبیه سازی پرواز یک جت جنگنده از روش جایدهی قطب^۱ و رهگیری مسیر^۲ بهره برداری شده است. بر این اساس ضریب بهره های کنترلی مورد نیاز جهت انطباق رفتار دینامیکی جت بدون سرنشین بر رفتار دینامیکی جت جنگنده با استفاده از روش جایدهی قطب و با کمک روش رهگیر بدست آمده است.

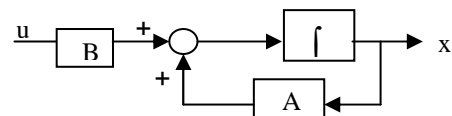
در ادامه با استفاده از اطلاعات تست پروازی هواپیمای جت جنگنده، ضرایب و مشخصات آیرودینامیکی آن به کمک روش حداکثر شباهت استخراج شده است و به کمک مشخصات جرمی و هندسی و آیرودینامیک هر دو هواپیما ضرایب بهره مورد نیاز جهت شبیه سازی رفتار جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین تعیین شده است. سپس نتایج شبیه سازی رفتار جت جنگنده به کمک جت بدون سرنشین بازای یکسان مقایسه گردیده و در نهایت به شبیه سازی رفتار جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین در شرایط واقعی پرواز پرداخته و نتایج آن با نتایج تست پرواز مقایسه شده است.

در این مقاله از هواپیمای جت جنگنده، با عنوان هواپیمای A و هواپیمای جت بدون سرنشین که رفتار دینامیکی هواپیمای جت جنگنده را شبیه سازی می کند با عنوان هواپیمای B یاد شده است.

۲- مبانی و روش ها [۱۸ الی ۲۳]

۲-۱- طراحی با روش جایدهی قطب

سیستم شکل ۲ را که کنترل پذیر کامل حالت می باشد را در نظر بگیرد.



شکل ۲- دیاگرام سیستم

¹ Pole Placement
² Tracking

در فرآیند تخمین حداکثر شباهت، تابع هزینه‌ای تعریف می‌شود که به تابع حداکثر شباهت معروف است. مقدار این تابع هزینه بستگی به میزان شباهت (نزدیکی) پاسخ خروجی مدل محاسباتی (پاسخ شبیه سازی رفتار هواپیما) با پاسخ واقعی تست پرواز هواپیما دارد. در این روش معادلات پروازی بشکل زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\begin{aligned} x(t_0) &= x_0 \\ \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ z(t_i) &= cx(t_i) + Du(t_i) + G\eta_i \end{aligned} \quad (8)$$

که x بردار حالت، z بردار خروجی، u بردار کنترل و G نویز حالت بوده و مشتقات پایداری و کنترل در ماتریس‌های A و B منظور می‌شود.

در حالت کلی فرم تابع هزینه حداکثر شباهت بصورت زیر می‌باشد:

$$J(\xi) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n [z(t_i) - \tilde{z}_\xi(t_i)]^T (GG^T)^{-1} [z(t_i) - \tilde{z}_\xi(t_i)] \quad (9)$$

که در آن ξ معرف بردار مقادیر محاسبه شده توسط تخمین‌گر حداکثر شباهت است که با استفاده از رابطه (۱۰) و با یک حدس اولیه، الگوریتم حداکثر شباهت شروع به محاسبه آن می‌کند، GG^T ماتریس هم‌وردای نویز اندازه گیری و $\tilde{z}_\xi(t_i)$ مقدار پاسخ محاسبه شده توسط شبیه ساز در لحظه t_i برای مقادیر نامشخص بردار ξ می‌باشد.

برای تخمین تابع هزینه $J(\xi)$ می‌توان الگوریتم نیوتون-رافسون را بکار برد که باعث انتخاب مناسب بردار ضرایب نامشخص ξ می‌شود. اگر فرآیند تخمین در مرحله L ام تکرار باشد آنگاه تخمین $L+1$ ام از ξ از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$\xi_{L+1} = \xi_L - [\nabla_{\xi}^2 J(\xi_L)]^{-1} [\nabla_{\xi} J(\xi_L)] \quad (10)$$

در این رابطه گرادیان‌های اول و دوم نیوتون بصورت زیر بدست می‌آید:

$$\begin{aligned} \nabla_{\xi}^2 J(\xi) &= - \sum_{i=1}^N [\nabla_{\xi} \tilde{z}_\xi(t_i)]^T (GG^T)^{-1} [\nabla_{\xi} \tilde{z}_\xi(t_i)] \\ \nabla_{\xi} J(\xi) &= - \sum_{i=1}^N [[z(t_i) - \tilde{z}_\xi(t_i)]^T (GG^T)^{-1} [\nabla_{\xi} \tilde{z}_\xi(t_i)]] \end{aligned} \quad (11)$$

۳- شناسایی مشخصه‌های آیرودینامیکی جت جنگنده A

در ابتدا مشخصه‌های آیرودینامیکی جت جنگنده به کمک اطلاعات تست پروازی آن با استفاده از الگوریتم حداکثر شباهت مورد تخمین و شناسایی قرار گرفته است.

نمونه‌ای از این اطلاعات در شکل ۶ نشان داده شده است. این جنگنده توسط کنترل‌های جلوبرنده، سکان افقی، شهر و سکان عمودی هدایت شده و در فرآیند تست پرواز نیروی جلوبرنده ثابت در نظر گرفته شده است. همچنین فرامین کنترل در تست پرواز به گونه‌ای به هواپیما وارد شده تا تهیج لازم برای شناسایی را ایجاد کند. ضرایب و مشخصه‌های آیرودینامیکی هواپیمای A به کمک الگوریتم حداکثر شباهت و با استفاده از اطلاعات تست پروازی آن تخمین زده شده است.

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) &= 0 \\ 0 &= (A - BK)e(t) + (A_d - A + BK_d)X_d(t) \end{aligned} \quad (5)$$

از آنجایی که ماتریس $A-BK$ در جابدهی قطب غیر منفرد است، بنابراین برای اینکه بتوان مقدار خطا را به صفر رساند لازم است که:

$$A_d - A + BK_d = 0 \quad (6)$$

و به کمک آن ضریب بهره مستقیم بصورت زیر بدست می‌آید:

$$K_d = B^{-1}(A - A_d) \quad (7)$$

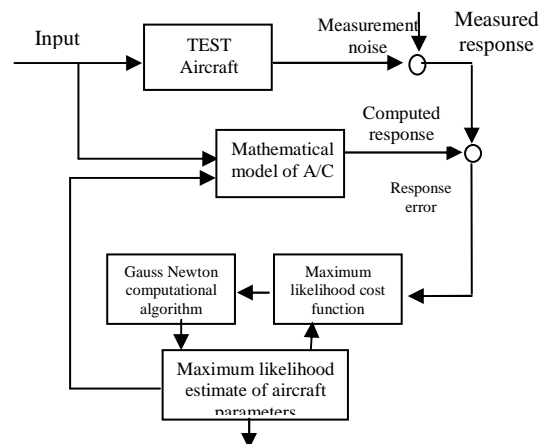
۲-۳- شناسایی بر اساس روش خطای خروجی

این روش یک روش بهینه سازی غیر خطی است که از اوایل دهه ۷۰ میلادی بطور گسترده در تخمین پارامترهای پروازی مورد استفاده قرار گرفته است [۲۴]. پروسه تخمین بدین صورت است که ابتدا مقادیر اولیه‌ای برای بردار پارامترهای مجهول در نظر گرفته شده و متغیرهای حالت و خروجی مدل به کمک انتگرال‌گیری عددی بدست می‌آیند. در این روش با مقایسه خروجی مدل و خروجی واقعی که در تست پرواز ثبت شده است و به کمک الگوریتم‌های شناسایی، پارامترهای مجهول در طی یک پروسه تکرار پذیر متناوباً تا زمانی که خطای نسبی مطلوبی حاصل شود، تخمین زده می‌شوند.

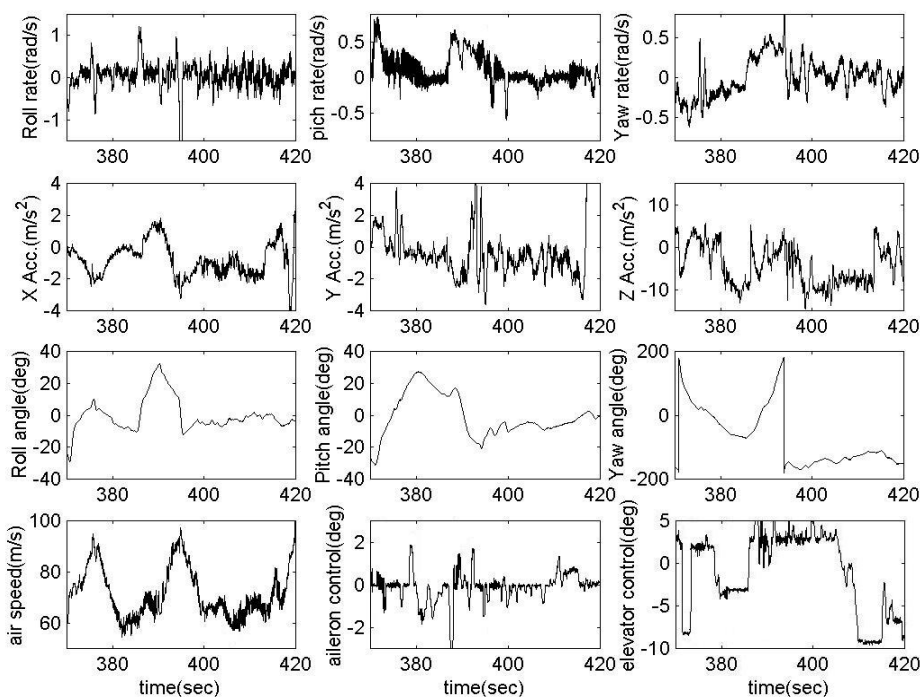
در این فرآیند عموماً ضرایب آیرودینامیک هواپیما به کمک الگوریتم حداکثر شباهت تخمین زده می‌شوند. هسته اصلی روش حداکثر شباهت را روش نیوتن رافسون تشکیل می‌دهد. این روش جزء روش‌های گرادیانی مرتبه دوم بوده و این الگوریتم‌ها اگر چنانچه در نواحی مطلوبی نزدیک جواب قرار گرفته باشند به خوبی همگرا می‌شوند.

روش حداکثر شباهت مبتنی [۲۴ و ۲۵] بر روش بازگشتی بوده که مشتقات و ضرایب مجهول را با توجه به گرادیان‌های تابع هزینه و نیز یکسری روابط محاسباتی دیگر که در ادامه خواهد آمد، محاسبه می‌کند.

شکل ۵ نمای کلی روش خطای خروجی را که در آن از تخمین‌گر حداکثر شباهت برای تخمین پارامترهای پروازی استفاده شده است را نشان می‌دهد:



شکل ۵- نمای کلی روش خطای خروجی



شکل ۶- تعدادی از پارامترهای پروازی و ورودی‌های کنترلی در تست پرواز

هواپیمای A در تست پروازی صورت گرفته دارای قطب‌های دینامیک طولی $-i2/7318$ و $-0.0012+0.1075i$ و $-0.0012-0.1075i$ و همگی این قطب‌ها در سمت چپ محور $j\omega$ قرار دارند لذا این هواپیما دارای پایداری دینامیکی طولی است. معادلات حاکم بر دینامیک عرضی این هواپیما در شرایط اولیه صفر، بصورت زیر محاسبه شده است:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} -1584 & 0.0903 & 0.0002 & -0.9961 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ -4.4340 & 0 & -0.2762 & 0.1256 \\ 5.1768 & 0 & -0.0675 & -0.7855 \end{bmatrix} X \quad (14)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0.0166 \\ 0 & 0 \\ 3.7943 & 0.3713 \\ -0.0384 & -3.3207 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \end{bmatrix}$$

که به طریق مشابه بردار حالت X به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$X = \begin{bmatrix} \beta \\ \varphi \\ p \\ r \end{bmatrix} \quad (15)$$

β : مقدار اغتشاش در زاویه سرش جانبی

φ : مقدار اغتشاش در زاویه غلت

p : مقدار اغتشاش در نرخ تغییرات سرعت زاویه‌ای پیچش

r : مقدار اغتشاش در نرخ تغییرات سرعت زاویه‌ای گردش

بردار کنترل شامل دو کنترل زاویه شهپر و سکان عمودی بصورت زیر می باشد:

هواپیمای A جت جنگنده با طول ۱۶/۴ متر و مساحت بال ۵۱/۷۵ متر مربع و وزن ۱۳۰۰۰ کیلوگرم می‌باشد. این هواپیما با سرعت متوسط 78 m/s در ارتفاع ۱۲۰۰ الی ۱۶۰۰ متر با زاویه پیچ $4/12$ درجه و زاویه حمله $5/16$ درجه می‌باشد. مدل رفتار خطی شده دینامیک طولی هواپیمای A با استفاده از روابط استاندارد مراجع ۲۹ و ۳۰ بصورت زیر می‌باشد:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} -0.0158 & 12.8134 & 0 & -32.1741 \\ -0.0003 & -0.588 & 0.9897 & -0.0024 \\ 0.0008 & -7.9844 & -1.9050 & 0.0018 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} X \quad (12)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 \\ -0.1283 \\ -30.7985 \\ 0 \end{bmatrix} \delta e$$

بردار حالت X در شبیه سازی رفتار دینامیک طولی هواپیما بصورت زیر تعریف می‌شود.

$$X = \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (13)$$

که در آن:

u : مقدار اغتشاش سرعت در جهت محور طولی هواپیما

α : مقدار زاویه حمله اغتشاشی در هواپیما

q : نرخ تغییرات اغتشاش در زاویه پیچش

از آن جایی که هدف دنبال کردن دقیق دینامیک طولی سیستم هواپیما جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین می‌باشد با توجه به مطالب ذکر شده به طراحی ضریب بهره K_d پرداخته شده است.

$$K_d = \bar{B}^{-1}(\bar{A} - \bar{A}_d) \quad (20)$$

که در آن K_d ضریب بهره مورد نظر و \bar{B} ماتریس ضرایب کنترل هواپیمای B ، \bar{A} ماتریس حالت هواپیمای A و A_d حالت مورد نظر جهت تعقیب می‌باشد.

چون در هواپیمای B در مد طولی یک کنترل و در مد عرضی دو کنترل قرار داده شده است بنابراین امکان بدست آوردن ماتریس \bar{B}^{-1} برای رابطه فوق وجود ندارد و لذا با پذیرفتن مقداری خطا در دنبال کردن سیستم در مد طولی و عرضی ماتریس K_d با کمینه کردن رابطه $\bar{A} - \bar{B}K_d - \bar{A}_d$ بدست می‌آید.

لذا مقدار ضریب بهره مورد نیاز در مد طولی بصورت زیر بدست می‌آید:

$$K_d = [0 \quad 0.5522 \quad 0.1153 \quad 0] \quad (21)$$

مقدار این ضریب بهره در مد عرضی بقرار زیر است:

$$K_d = \begin{bmatrix} 0.6213 & 0 & -0.1951 & 0.0467 \\ 0.0507 & 0 & -0.0214 & 0.0226 \end{bmatrix} \quad (22)$$

۵- شبیه‌سازی رفتار جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین

با اعمال و قرار دادن ضریب بهره‌های بدست آمده در سیستم کنترل هواپیمای جت بدون سرنشین رفتار هواپیمای A به کمک هواپیمای B به همراه ضریب بهره‌های طراحی شده شبیه سازی شده است.

نتایج و نمودارهای این شبیه سازی‌ها بصورت خطی مورد بررسی قرار گرفته و پس از تایید روش و جهت صحت گذاری بر نتایج به شبیه سازی غیرخطی رفتار هواپیمای A توسط هواپیمای B پرداخته شده است. این شبیه سازی‌ها نیز بصورت غیرخطی در دو مد طولی و عرضی صورت گرفته است [۳۲ الی ۳۴]. و قسمتی از نتایج آن در نمودارهای ۱۳ در انتهای مقاله نشان داده شده است. در این نمودارها نتایج شبیه سازی رفتار دو هواپیما بازای ورودی‌های واحد و نیز شبیه سازی رفتار هواپیمای A توسط هواپیمای جت بدون سرنشین B بصورت غیرخطی مقایسه شده است.

همانگونه که ملاحظه می‌شود مقایسه نتایج نمودارهای ۱۳ مؤید طراحی صورت گرفته است.

مقایسه نتایج شبیه سازی خطی رفتار جت بدون سرنشین با استفاده از کنترل‌گرهای طراحی شده و جت جنگنده در دو مد طولی و عرضی حاکی از تطابق بالای رفتار مد طولی و عرضی دو هواپیما در فرایند شبیه سازی خطی است. تنها عدم تطابق زاویه حمله دو هواپیما در شبیه سازی خطی در مد طولی از نقاط ضعف طراحی صورت گرفته است. برای حل این مشکل می‌توان از شهرهای هواپیمای بدون سرنشین بصورت برافزا بعنوان کنترل کننده‌های ثانویه استفاده نمود و با توجه به نزدیک بودن آنها به مرکز ثقل هواپیما نیروی برا و مقدار زاویه حمله را تحت تاثیر قرار داد.

$\delta\alpha$: کنترل زاویه شهپر
 δr : کنترل زاویه سکان عمودی
 δe : کنترل زاویه سکان افقی، که تنها کنترل قرار داده شده

هواپیمای B جت بدون سرنشین با طول بدنه 5/51 متر، دهانه بال ۳ متر و مساحت بال 2/26 متر مربع و وزن ۴۹۵ کیلوگرم و بیشترین سرعت ۰/۷ ماخ می‌باشد. زمانی که این هواپیما با سرعت $78 m/s$ با زاویه پیچ $-0/52$ درجه و زاویه حمله $1/5$ درجه، در حال پرواز باشد، معادلات خطی حاکم بر دینامیک طولی این هواپیما بصورت زیر محاسبه شده است:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} -0.0277 & 6.1556 & 0 & -9.8007 \\ 0.00017 & -1.5172 & 0.9873 & -0.0033 \\ 0.0112 & -37.0243 & -1.5220 & 0.0016 \\ 0 & 0 & 1.000 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (16)$$

قطب های دینامیک طولی آن در $\lambda_{1,2} = -1.5220 \pm 6.0464j$ و $\lambda_{3,4} = -0.001 \pm 0.1085j$ قرار دارند.

معادلات خطی حاکم بر دینامیک عرضی جت بدون سرنشین نیز بصورت زیر محاسبه شده است:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} -0.2776 & 0.0903 & -0.0058 & -0.9882 \\ 0 & 0 & 1.000 & 0 \\ -20.935 & 0 & -5.9123 & 1.371 \\ 4.371 & 0 & -0.280 & -0.8301 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \phi \\ p \\ r \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & 0.696 \\ 0 & 0 \\ 26.2292 & 0.932 \\ 1.7336 & -5.5559 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\alpha \\ \delta r \end{bmatrix}$$

که در معادلات حالت فوق بردارهای حالت و کنترل مانند هواپیمای A می‌باشند.

۴- طراحی ضریب بهره‌های کنترلی

هواپیمای B با مساحت بال ۲.۲۶ متر مربع و وزن ۴۹۵ کیلوگرم می‌باشد. هدف آن است که رفتار دینامیکی هواپیما B طوری تغییر داده شود تا بتواند رفتار دینامیکی هواپیمای A را شبیه سازی رهگیری و دنبال کند. لذا با توجه به مطالب ذکر شده به طراحی ضریب بهره‌هایی پرداخته می‌شود که بازای آنها هواپیمای جت بدون سرنشین رفتار دینامیکی معادل دینامیک طولی و عرضی هواپیما جت جنگنده را شبیه سازی کند.

به کمک روش اکرمین در مد طولی ضریب بهره پس‌خور حالت برای جایدھی قطب هواپیمای A در B در شرایط پروازی جت جنگنده بصورت زیر بدست آمده است:

$$K = [-0.000006999 \quad 0.5624 \quad 0.17686 \quad 0.000849] \quad (18)$$

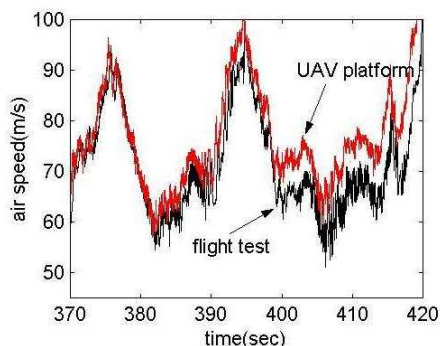
در مد عرضی این ضریب بهره بکمک روش‌های جایابی قطب سیستم های چند ورودی چند خروجی بصورت زیر بدست می‌آید [۱۹] الی [۲۱]:

$$K = \begin{bmatrix} -0.7966 & 0.0013 & -0.1949 & 0.0477 \\ -0.1184 & 0.0214 & 0.1076 & 0.0654 \end{bmatrix} \quad (19)$$

۶- صحنه گذاری بر اساس شبیه سازی اطلاعات تست پرواز

برای صحنه گذاری بر امکان شبیه سازی حین پرواز رفتار جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین، پروفایل تست پروازی هواپیمای جت جنگنده، به کمک مدل شبیه سازی جت بدون سرنشین و با بکارگیری کنترل های طراحی شده شبیه سازی شده است [۳۵] الی [۳۸]. در این فرایند جهت مقایسه در شرایط یکسان، فرض شده که جت بدون سرنشین در یک نقطه نامی از اطلاعات پروازی که جت-جنگنده آن را پیموده است قرار دارد. این نقطه نامی در شرایط لحظه ای پرواز جت جنگنده در ثانیه ۳۷۰ فرض شده و تمام شرایط پرواز جت جنگنده در آن لحظه بعنوان شرایط اولیه جهت شبیه سازی پرواز توسط جت بدون سرنشین در نظر گرفته شده است. فرامین کنترلی جت جنگنده نیز بصورت یکسان از اطلاعات تست پرواز در هر لحظه در حین پروسه شبیه سازی به مدل شبیه سازی جت بدون-سرنشین به همراه کنترل گره های طراحی شده اعمال می شود. این شبیه سازی با حل معادلات حرکت هواپیما در حالت کلی که در مراجع ۲۳ و ۲۴ موجود است و روش های عددی [۲۵ الی ۲۷] و با شرایط اولیه و ورودی های ذکر شده، به انجام رسیده است و با رفتار تست پروازی جت جنگنده مقایسه شده است.

شکل ۱۰ مقایسه پروفایل سرعت پروازی هواپیما (air speed) در تست پرواز جت جنگنده با نتایج شبیه سازی آن توسط جت بدون سرنشین را نشان می دهند.

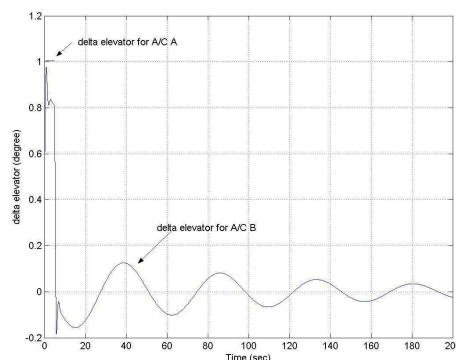


شکل ۱۰- تغییرات سرعت پروازی در تست پرواز جت جنگنده و نتایج شبیه سازی آن توسط جت بدون سرنشین

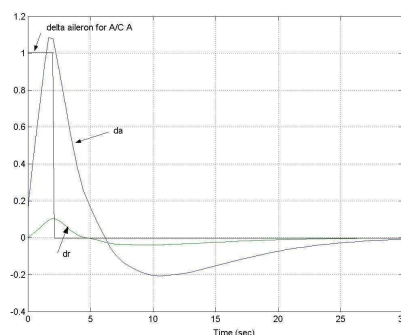
شکل های ۱۱ و ۱۲ به مقایسه تغییرات زاویه پیچش و غلت جت-جنگنده در تست پرواز با نتایج شبیه سازی آن توسط جت بدون سرنشین می پردازد.

مقایسه نتایج شبیه سازی غیرخطی رفتار هواپیمای هدف توسط هواپیمای میزبان، توانایی رهگیری و دنبال کردن رفتار هواپیمای هدف توسط کنترل گره های طراحی شده را نشان می دهد. در این شبیه سازی نیز عدم تطابق زاویه حمله را می توان با بکارگیری سطوح کنترل اضافی اصلاح نمود.

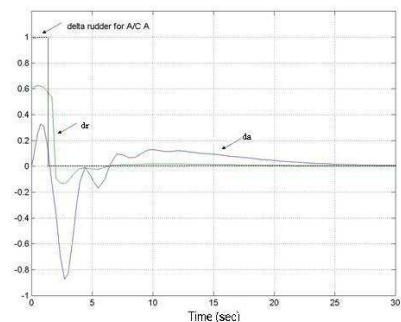
فرامین کنترلی لازم در دو مد طولی و عرضی برای شبیه سازی رفتار هواپیمای شکاری توسط جت بدون سرنشین بازای ورودی واحد در شکل های ۷ الی ۹ نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده می-شود فرمان ورودی واحد توسط کنترل گره های طراحی شده در جت-بدون سرنشین بنحوی تغییر می یابد تا قادر باشد رفتار جت جنگنده را شبیه سازی نماید.



شکل ۷- فرمان سکان افقی در جت بدون سرنشین برای شبیه سازی رفتار جت جنگنده به ازای فرمان سکان افقی واحد



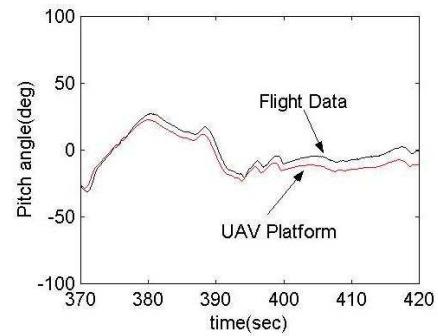
شکل ۸- فرمان شهپر و سکان عمودی در جت بدون سرنشین برای شبیه سازی رفتار جت جنگنده به ازای فرمان شهپر واحد



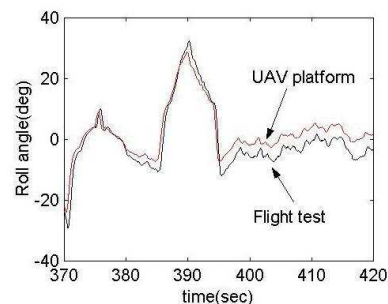
شکل ۹- فرمان شهپر و سکان عمودی در جت بدون سرنشین برای شبیه سازی رفتار جت جنگنده به ازای فرمان سکان عمودی واحد

۷- نتیجه گیری

- مقایسه نتایج شبیه سازی خطی و همچنین غیرخطی رفتار جت بدون سرنشین با استفاده از کنترل گره‌های طراحی شده و جت جنگنده در دو مد طولی و عرضی حاکی از تطابق بالای رفتار مد طولی و عرضی دو هواپیما در فرایند شبیه سازی خطی است.
- تنها عدم تطابق زاویه حمله دو هواپیما در شبیه سازی خطی و غیرخطی در مد طولی از نقاط ضعف طراحی صورت گرفته است. برای حل این مشکل می‌توان از شهرهای هواپیمای بدون سرنشین بصورت برافزا بعنوان کنترل کننده‌های ثانویه استفاده نمود و با توجه به نزدیک بودن آنها به مرکز ثقل هواپیما نیروی برا و مقدار زاویه حمله را تحت تاثیر قرار داد.
- مقایسه عملی نتایج شبیه سازی حین پرواز رفتار جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین با نتایج تست پرواز جت جنگنده، امکان شبیه سازی و رهگیری رفتار هواپیمای هدف توسط هواپیمای میزبان را به اثبات می‌رساند.
- رشد خطای رهگیری در شبیه سازی غیرخطی رفتار جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین با اطلاعات تست پروازی جت جنگنده ناشی از اولای خطای مدلسازی و همچنین خطای شناسایی مدل جت جنگنده توسط الگوریتم حداکثر شباهت می باشد که با بکارگیری مدل های مرتبه بالای غیرخطی آیرودینامیکی می‌توان این خطا را کاهش داد و ثابا اختلاف در زاویه حمله دو هواپیماست که با بکارگیری سطوح کنترل اضافی می‌توان آن را کاهش داد.
- در شبیه سازی حین پرواز رفتار هواپیمای هدف توسط هواپیمای میزبان استفاده از کنترل نیروی تراست در مد طولی در رهگیری بهتر مسیر موثر است همچنین جهت رهگیری دقیق تر و بهتر مسیر در مد عرضی می‌توان از سطوح کنترل جانبی اضافی در هواپیمای بدون سرنشین بهره جست.

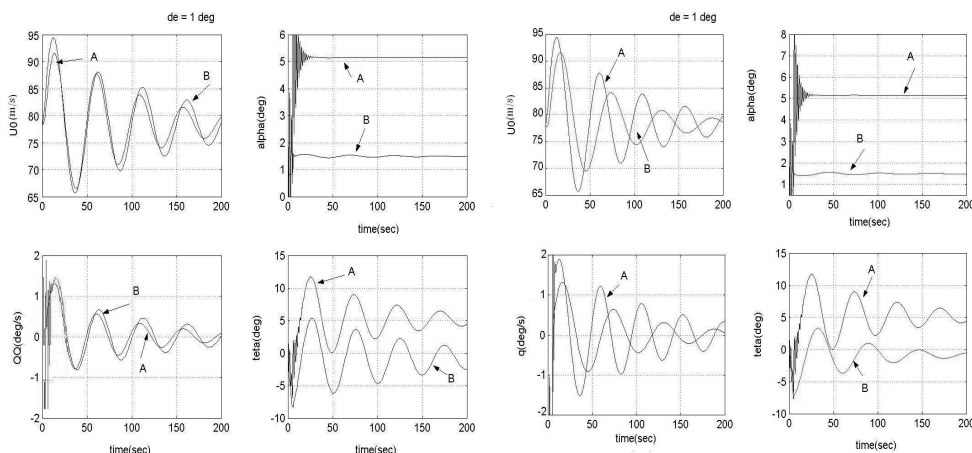


شکل ۱۱- تغییرات زاویه پیچش در تست پرواز جت جنگنده با نتایج شبیه سازی آن توسط جت بدون سرنشین



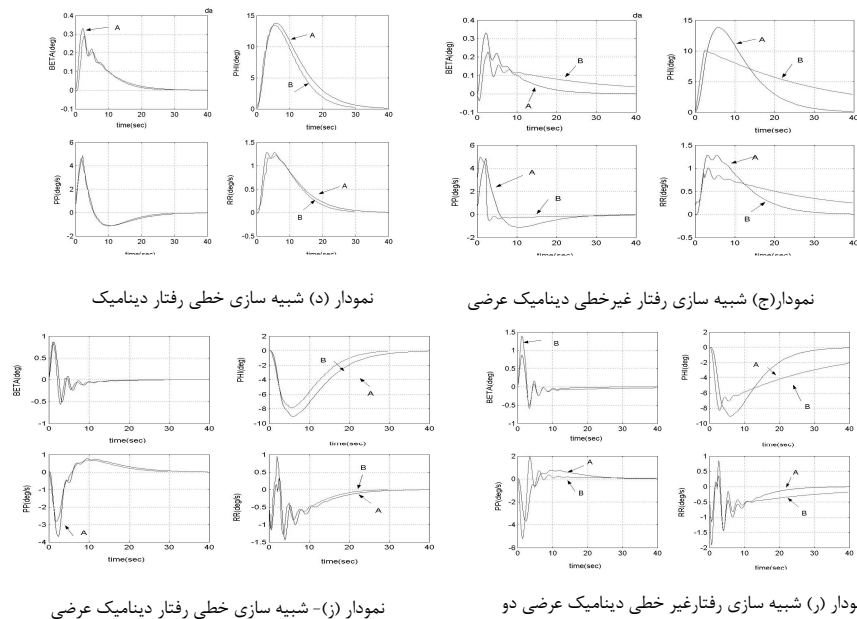
شکل ۱۲- تغییرات زاویه غلت در تست پرواز جت جنگنده با نتایج شبیه سازی آن توسط جت بدون سرنشین

مقایسه نتایج شبیه‌سازی اطلاعات تست پروازی جت جنگنده موید صحت طراحی صورت گرفته جهت شبیه سازی حین پرواز رفتار جت جنگنده توسط جت بدون سرنشین می‌باشد.



نمودار (ب) شبیه سازی خطی دینامیک طولی هواپیمای A توسط هواپیمای B تحت اثر زاویه سکان افقی واحد

نمودار (الف) شبیه سازی رفتار غیرخطی دینامیک طولی دو هواپیمای A و B تحت اثر زاویه سکان افقی واحد



شکل ۱۳- نمودارهای شبیه سازی رفتار دو هواپیمای A و B و نیز شبیه سازی رفتار هواپیمای A توسط هواپیمای B

۸- مراجع

- [12] Weingarten N.C., History Of In-Flight Simulation & Flying Qualities Research At Calspan, Journal of Aircraft, Vol 42, No 2, March/April 2005, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, August 2003, Austin, TX pp 1-16;
- [13] Burki-Cohen J., Tiau Go A.S., Training Value of a Fixed-Base Flight Simulator With Dynamic Seat, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 20 - 23 August 2007, Hilton Head, South Carolina
- [14] Kim C., A Study on the Design and Validation of Switching Control Law, Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, Volume 17, Issue 1, 2011, pp.54-60
- [15] Cunningham k., Cox D., Murri D., Riddick S., A Piloted Evaluation of Damage Accommodating Flight Control Using a Remotely Piloted Vehicle, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference Portland, Oregon, agu 2011 pp 8-11.
- [16] Pashilkar A.A., Trends in Simulation Technologies for Aircraft Design. Journal of Aerospace Science and Technology, 22 (1). pp. 1-10, 2014.
- [17] Navatha A., Kiran B., Hiremath S.S., Karunanidhi S., Dynamic Analysis of Electro Hydrostatic Actuation System, 2016
- [18] Min B. N., Stone R. H., and Wong, K. C., Control and simulation of arbitrary flight trajectory-tracking, Control Engineering Practice, Volume 13, Issue 5, pp. 601-612, 2005
- [19] Ogata K., Modern Control Engineering, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 3rd edition, 1997.
- [20] Tewari A., Modern Control Design with MATLAB and SIMULINK, Wiley & Sons, Chichester, U.K., 2002.
- [21] Stevens B. L. Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, New York, 1992.
- [22] Hoffmann, G. M., Huang, H., Waslander S. L., and Tomlin C. J., Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed", Control Engineering Practice, Volume 19, Issue 9, pp. 1023-1036, 2011.
- [23] Guowei C. G., Chen B. M., Dong X., and Lee T. H., Design and implementation of a robust and nonlinear flight control system for an unmanned helicopter, Mechatronics, Volume 21, Issue 5, pp. 803-820, 2011.
- [24] AGARD Flight Test Techniques-AG300, vol. 3, part1, 1986.
- [25] Grove R. D., Bowles R. L., and Mayhew S. C., A Procedure for Estimating Stability and Control Parameters From Flight Test
- [1] Powers B. G., and Sarrafian S. K. "Simulation Studies of Alternate Longitudinal Control Systems for the Space Shuttle Orbiter in the Landing Regime, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference Proceedings, Williamsburg, Virginia, pp. 182-192. AIAA-86-2127, Aug. 1986.
- [2] Berry D. T., and Powers B. G., and Szalai K. J., and Wilson R J., In-Flight Evaluation of Control System Pure Time Delays, J. of Aircraft, vol. 19, no. 4, pp. 318-323, Apr. 1982.
- [3] Shafer M. F., Inflight Simulation Studies at Nasa Dryden Flight Research Facility, Dryden Flight Center, Edwards, California, NASA Technical Memorandum 4396, 1992.
- [4] Weingarten N. C., In-Flight Simulation of the Space Shuttle Orbiter During Landing Approach and Touchdown in the Total In-Flight Simulator (TIFS), Arvin/Calspan Advanced Technology Center, Buffalo, NY, Technical Report 6339-F-1, Sep. 1978.
- [5] Weingarten N. C., In-Flight Simulation of the Space Shuttle (STS-1) During Landing Approach with Pilot-Induced Oscillation Suppressor, Arvin/Calspan Advanced Technology Center, Buffalo, NY, Technical Report 6339-F-2, Dec. 1979.
- [6] Zhifu G., Jian C., and Keding Z. Design and Experiments of Model-free Compound Controller of Flight Simulator, Chinese Journal of Aeronautics, Volume 22, Issue 6, pp. 644-648, 2009.
- [7] Lone M., Cooke A., Review of pilot models used in aircraft flight dynamics, Aerospace Science and Technology, Vol. 34, pp. 55-74, April 2014.
- [8] Johansson K., Dyreklev P., Granbom O., and Calvet M. C., "In-flight and ground testing of single event upset sensitivity in static RAMs", IEEE Transactions on Nuclear Science, vol. 45, no. 3, pp. 1628-1632, 1998.
- [9] Weingarten N. C., An In-Flight Investigation of Various Longitudinal Flight Control Systems in the Space Shuttle Orbiter during Approach and Landing, Arvin/Calspan, Buffalo, NY, Technical Report 7263-1, Dec. 1985.
- [10] Ray R. J., Evaluating The Dynamic Response Of In-Flight Thrust Calculation echniques During Throttle Transients, NASA Technical Memorandum 4591, NASA Dryden Flight Research Center, 1994, Edwards, California
- [11] Corda S., Franz R.J., Blanton J.N., M. Vachon J., and DeBoer J.B., In-Flight Vibration Environment of the NASA F-15B Flight Test Fixture, NASA/TM-2002-210719, NASA Dryden Flight Research Cente, Edwards, California, February 2002

Data by Using Maximum Likelihood Method Employing a Real Time Digital System", NASA TN D-6735, May 1972.

[26] LAN C. E., Kaiyuan W., and Jiang, Y., Flight Characteristics Analysis Based on QAR Data of a Jet Transport During Landing at a High-altitude Airport, Chinese Journal of Aeronautics, Volume 25, Issue 1, pp. 13-24, 2012.

[27] Taylor L. W., and Iliff, K. W., "System Identification Using a Modified Newton Raphson Method- A FORTRAN Program", NASA TN D-6734, May 1972.

[28] Ozdemir U., Jafarov E. M., and Kavsoglu, M. S., Calculation of the longitudinal stability derivatives of a transport aircraft and analysis of longitudinal modes , 9th WSEAS International Conference on Automatic Control, Modelling and Simulation (ACMOS 07), Istanbul, pp. 105-10, , 27-29 May2007.

[29] Roskam J., Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Lawrence Univ, Kansas, 1979.

[30] Nelson R. C., Flight Stability and Automatic Control, McGraw-Hill, New York, 1989.

[31] Astrom K .J., and Bohlin, T., Numerical Identification of Dynamic Systems From Normal Operating Records, Proceeding of the 2nd IFAC Symposium on Theory of Self-Adaptive Control Systems, England (UK), edited by P. H. Hammond, Plenum, New York, pp 96-111, 1965.

[32] Press W. H., Teukolsky S. A., and Vetterling W. T., Numerical Recipes, the art of scientific computing, 3rd edition, Cambridge University Press, New York, Sep 2007.

[33] Thomson D., and Bradley, R., Inverse simulation as a tool for flight dynamics research—Principles and applications Progress in Aerospace Sciences, Volume 42, Issue 3, pp. 174-210, 2006.

[34] Callahan J. B.,Maximum Likelihood Estimation of Aircraft Stability and Control Coefficients for Low to near Stall/Spin Angle of Attach", Thesis, Air force Institute of technology, 1973.

[35] Ozdemir U., and Kavsoglu M. S., Linear and Nonlinear Simulation of Aircraft Dynamics Using Body Axis System, International Journal of aircraft engineering and aerospace technology, Vol. 80, no 6, pp. 638-648, 2008.

[36] Clark J. B., and Jacques D. R., Flight test results for UAVs using boid guidance algorithms, Procedia Computer Science, Volume 8, no. 7, pp. 232-238, 2012.

[37] Liu F., Wang L., and Tan X., Digital virtual flight testing and evaluation method for flight characteristics airworthiness compliance of civil aircraft based on HQRN, Chinese Journal of Aeronautics, Volume 28, Issue 1, pp. 112-120, February 2015.

[38] Bruno O. S., and Teixeira L. A., Torres P., and Iscold L. A., Flight path reconstruction – A comparison of nonlinear Kalman filter and smoother algorithms, Aerospace Science and Technology, Volume 15, Issue 1, pp. 60-71,2011.