



کنترل غیرخطی تحمل خطای پرواز هواپیمای مسافربری در حضور خطا و شکست عملگرهای کنترلی

محمد نوابی^{1*}، پرستو روزگرد²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

* تهران - صندوق پستی 198396113، m_navabi@sbu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 05 مرداد 1394

پذیرش: 27 مهر 1394

ارائه در سایت: 09 آذر 1394

کلید واژگان:

کنترل تحمل خطا

کنترل بهینه غیرخطی

معادله ریکاتی وابسته به حالت

خطای عملگر

شکست عملگر

چکیده

آسیب دیدگی عملگرهای کنترلی از عمده دلایل از دست رفتن کنترل هواپیما حین پرواز است. دینامیک هواپیما به شدت تحت تأثیر خطا و شکست اجزای سیستم کنترل پرواز قرار گرفته و در صورت عدم صدور فرمان کنترل اصلاحی توسط کنترلر تحمل خطا، پیامدهای نامطلوبی همچون ناپایداری و کاهش عملکرد سیستم را در پی داشته و سوانح هوایی مرگباری به وقوع خواهد پیوست. این مقاله شامل ارائه یک تکنیک کنترلی تحمل خطا مبتنی بر روش کنترل بهینه غیرخطی با استفاده از معادله ریکاتی وابسته به حالت است. ویژگی‌های روش کنترل بهینه غیرخطی، امکان مدل‌سازی جدید هواپیما و پیکربندی مجدد سیستم کنترل را در زمان وقوع خرابی ایجاد کرده و امکان نجات هواپیما را افزایش می‌دهد. دو سناریوی خطا و شکست شامل کاهش کارایی الویتور و از مهار خارج شدن ایلرون یک هواپیمای تجاری بزرگ مورد بررسی قرار گرفته و عملکرد روش بهینه غیرخطی در مقایسه با کنترل بهینه خطی ارزیابی می‌شود. برای نخستین بار است که این تکنیک به عنوان روش کنترلی تحمل خطای پرواز در سطح تحقیقات داخلی مورد استفاده قرار می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی‌ها، اثربخشی رویکرد غیرخطی پیشنهادی را در بازیابی پایداری و حفظ مسیر پروازی به اثبات می‌رساند.

Nonlinear fault-tolerant flight control for a transport aircraft in presence of actuators fault and failure

Mohammad Navabi*, Parastoo Roozgard

Department of New Technologies Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran

* P.O.B. 198396113 Tehran, Iran, m_navabi@sbu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 27 July 2015
Accepted 19 October 2015
Available Online 30 November 2015

Keywords:

Fault-tolerant control
Nonlinear optimal control
State-Dependent Riccati equation
Actuator fault
Actuator failure

ABSTRACT

Aircraft actuator damage is one of the main causes of the loss of control during the flight. Aircraft dynamic is severely affected by the faults and failures and if the corrective command signals are not supplied immediately, damages will lead to catastrophic consequences such as instability and system performance degradation and deadly plane crashes will occur. This paper presents a fault-tolerant control technique based on nonlinear optimal control method using State-Dependent Riccati Equation. The features of the State-Dependent Riccati Equation method make the new modeling and reconfiguration of control system possible in presence of damages and increase the chances of rescue aircraft. Two fault and failure scenarios including loss of elevator effectiveness and aileron hard-over for a large transport aircraft are considered and the performance of SDRE method is evaluated in comparison with its linear counterpart (LQR). For the first time this technique as a fault-tolerant flight control method is used in the internal investigations. Simulation results demonstrate the effectiveness of the proposed nonlinear approach in restoring stability and maintaining the flight path.

1- مقدمه

از دست رفتن کنترل هواپیما حین پرواز¹ یکی از مهم‌ترین عوامل وقوع سوانح هوایی است. شرکت بوئینگ در سال 2013 گزارشی را در مورد سوانح هوایی هواپیماهای جت تجاری با وزن بالای 30 تن طی سال‌های 1959 تا 2012 منتشر کرد. طبق این گزارش، در طول سال‌های 1993 تا 2012، 18 سانحه به دلیل از دست رفتن کنترل حین پرواز رخ داده که تعداد 1648 مرگومیر به همراه داشته است [1].

بر اساس گزارش سازمان ایمنی هوانوردی انگلستان² که در سال 2013

انتشار یافت، از دست رفتن کنترل هواپیما در حین پرواز، شایع‌ترین عامل سوانح هواپیماهای جت تجاری و توربوپراپ بوده است [2]. به دلیل اهمیت این موضوع، آژانس بین‌المللی ایمنی هوانوردی (ICAO³) هر ساله همایشی تحت عنوان "از دست رفتن کنترل پرواز" با حضور متخصصانی از سرتاسر دنیا برگزار کرده و به بررسی سوانح هوایی با منشأ فقدان کنترل پرواز می‌پردازد.

2- United Kingdom Civil Aviation
3- International Civil Aviation Organization

1- Loss of Control In flight (LOC-I)

Please cite this article using:

M. Navabi, P. Roozgard, Nonlinear fault-tolerant flight control for a transport aircraft in presence of actuators fault and failure, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 12, pp. 209-220, 2015 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. Navabi, P. Roozgard, Nonlinear fault-tolerant flight control for a transport aircraft in presence of actuators fault and failure, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 12, pp. 209-220, 2015 (in Persian)

تحمل خطای غیرفعال و فعال در طراحی سیستم‌های کنترل تحمل خطای پرواز مورد مطالعه قرار گرفته است؛ اما تعداد کمی از این روش‌ها قادرند علاوه بر پایداری سریع هواپیما پس از بروز خرابی، فرود بی‌خطر آن را نیز تضمین کند. به عنوان مثال در مرجع [7]، روش کنترل مد لغزشی⁴ برای تعقیب فرمان ورودی خلبان بر روی جت نظامی مورد استفاده قرار گرفته است. در مرجع [8]، تئوری کنترل متغیر مدل چندگانه⁵ که هر یک از آسیب‌ها و کنترل مربوط به آن‌ها را به طور جداگانه مدل‌سازی می‌کند، به کار گرفته شده است. در مرجع [9]، رویکرد کنترل تطبیقی مدل مرجع⁶ برای آسیب‌دیدگی‌های عملگر اعمال شده است. مشکل اساسی اغلب روش‌های یاد شده، فقدان ویژگی‌هایی مانند انعطاف‌پذیری و یا تطبیق‌پذیری است که این موضوع، فرآیند طراحی سیستم کنترل را به ویژه هنگام انتقال از یک مدل به مدل دیگر، با چالش روبرو می‌کند.

در این مقاله، یک طرح کنترل تحمل خطای فعال با استفاده از تکنیک معادله ریگاتی وابسته به حالت⁷ به منظور جبران خرابی عملگرهای کنترلی هواپیما ارائه می‌شود که قادر است با تغییر ساختار کنترل به صورت فعال، به خطای نامعین عملگر واکنش نشان داده و بدین ترتیب، پایداری و کیفیت عملکرد سیستم آسیب‌دیده را حفظ کند.

2- استخراج معادلات پرواز

هواپیمای مورد بررسی در این تحقیق، هواپیمای مسافربری بوئینگ 747-100 معروف به جامبوجت می‌باشد (شکل 2). این هواپیمای عظیم‌الجثه‌ی قاره‌پیما با چهار موتور جت توربوفن، دارای مجموعه‌ای از ویژگی‌های پیشرفته است که آن را به نمونه‌ی کاملی از یک هواپیمای تجاری مدرن مبدل کرده است.

با استفاده از قانون دوم نیوتن، دوازده معادله‌ی غیرخطی مرتبه اول به عنوان معادلات پرواز شش درجه آزادی هواپیما در دستگاه مختصات بدنی به صورت روابط (1) تا (6) استخراج می‌شود [11].

معادلات نیرو:

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + \frac{1}{m}(\bar{q} s C_{xb} + F_{Tx}) \quad (1)$$

$$\dot{v} = -ru + pw + g \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{m}(\bar{q} s C_{yb} + F_{Ty}) \quad (2)$$

$$\dot{w} = qu - pv + g \cos \phi \cos \theta + \frac{1}{m}(\bar{q} s C_{zb} + F_{Tz}) \quad (3)$$



Fig. 2 Boeing 747-100 passenger aircraft [10]

شکل 2 هواپیمای مسافربری بوئینگ 747-100 [10]

از دست رفتن کنترل هواپیما حین پرواز ممکن است به دلایل گوناگون از جمله اشتباه خلبان و یا آسیب‌دیدگی هواپیما روی دهد. آسیب‌دیدگی هواپیما می‌تواند شامل نقص فنی سیستم کنترل پرواز، از دست رفتن تراست، خرابی اجزای بدنه و یا تهاجم نظامی به هواپیما باشد که در این مقاله، آسیب‌دیدگی سیستم کنترل پرواز مد نظر است. از آنجایی که عملگر غالباً به عنوان ورودی سیستم کنترل شناخته می‌شود، خطا¹ و شکست² عملگرها نسبت به حسگرها و سایر اجزای سیستم کنترل، به مراتب عوامل مهم‌تری در خرابی سیستم کنترل پرواز به شمار می‌آید. خطا به یک رفتار ناهنجار سیستم مربوط می‌شود که ممکن است بر عملکرد کل سیستم تأثیرگذار نباشد، اما در نهایت منجر به شکست سیستم گردد. در اثر بروز خطا، تغییرات ساختاری در سیستم به وجود می‌آید که منجر به کاهش عملکرد یا کاهش مرتبه‌ی سیستم حلقه بسته می‌شود [3]. از سویی دیگر، به توقف دائمی سیستم از اجرای عملکرد مورد انتظار تحت شرایط عملیاتی مشخص، شکست گفته می‌شود [4]. در اثر بروز یک یا چند خطا، شکست رخ می‌دهد که به عملکرد یک واحد سیستم پایان می‌دهد؛ بنابراین شکست در سیستم شرایط وخیم‌تری نسبت به خطا ایجاد می‌کند.

در سال 2009، پرواز شماره 447 هواپیمایی فرانسه با هواپیمای ایرباس آ-330 دچار سانحه شد. بررسی‌ها نشان داد که این سانحه به دلیل آسیب‌دیدگی اسپویلرهای بال و در نتیجه اختلال در سیستم پرواز خودکار و از دست رفتن کنترل هواپیما به وقوع پیوسته است. در اثر این آسیب، هواپیما در اقیانوس اطلس سقوط کرده و همه‌ی 228 سرنشین آن جان خود را از دست دادند (شکل 1). این فاجعه و سوانح اسفباری از این دست، بر لزوم وجود سیستم‌های یدکی و جایگزین برای تخصیص ورودی کنترلی مناسب در زمان خرابی تأکید دارد که این موضوع تحت عنوان سیستم‌های کنترل پرواز تحمل خطا³ مطرح می‌شود.

سیستم کنترل تحمل خطای پرواز به انواعی از سیستم کنترل اطلاق می‌شود که به طور خودکار قادر به اصلاح خطای سیستم بوده و در شرایط پروازی بحرانی به هنگام بروز یک یا چند خطا و شکست، پایداری کلی و عملکرد مطلوب سیستم را بازیابی می‌کند. به عبارت دیگر، سیستم کنترل تحمل خطای پرواز یک سیستم کنترلی حلقه بسته است که نقوص فنی را تحمل کرده و علاوه بر حفظ پایداری، سیستم آسیب‌دیده را با عملکردی رضایت‌بخش کنترل می‌کند [6].



Fig. 1 A-330 crash in the Atlantic Ocean due to actuator failure [5]

شکل 1 سقوط هواپیمای ایرباس آ-330 در اقیانوس اطلس در اثر آسیب‌دیدگی عملگر کنترلی [5]

در سال‌های اخیر، روش‌های کنترلی متعددی در قالب سیستم‌های کنترل

4- Sliding Mode Control (SMC)
5- Multiple Model Switching Control (MMSC)
6- Model Reference Adaptive Control (MRAC)
7- State-Dependent Riccati Equation (SDRE)

1- Fault
2- Failure
3- Fault-Tolerant Flight Control Systems (FTFCS)

معادلات سینماتیکی:

$$u_{iin} = [u_1 \quad u_2 \quad \dots \quad u_i]^T \quad (10)$$

به طوری که $i=1,2,\dots,n$ و n ماکزیمم تعداد عملگرها است. Λ را ماتریس کارایی یا اثربخشی کنترل در مدل آسیب عملگر در نظر گرفته که یک ماتریس قطری با عناصر مثبت به فرم رابطه (11) است.

$$\Lambda = \begin{bmatrix} \Lambda_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \Lambda_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \Lambda_i \end{bmatrix} \quad (11)$$

اگر u_{iin} خروجی نامی و u_{iout} خروجی واقعی عملگر کنترلی باشد، مدل خطای عملگر عبارت است از:

$$u_{iout}(t) = \Lambda_i u_{iin}(t) \quad (12)$$

در رابطه (12)، پارامتر Λ_i درصد کارایی عملگر کنترلی است و همواره $0 < \Lambda_i \leq 1$ ، هنگامی که $\Lambda_i = 1$ ، بدین معنی است که هیچ خطا یا آسیبی در عملگر نام رخ نداده است؛ و اگر $\Lambda_i < 1$ باشد، نشانگر بروز خطا در عملگر عملگر نام می‌باشد [14].

3-2- سناریوی دوم: از مهار خارج شدن² عملگر

از مهار خارج شدن به حالتی اطلاق می‌شود که عملگر کنترلی در پاسخ به فرمان ورودی کنترل به طور ناگهانی به سمت موقعیت ماکزیمم یا مینیمم حد فیزیکی خود حرکت می‌کند. به طور کلی قفل شدن عملگر در موقعیتی ثابت یک شکست محسوب می‌شود؛ چرا که پس از آن، عملگر مورد نظر دیگر قابل استفاده نخواهد بود. این شکست معمولاً بر اثر یک توقف مکانیکی در سیستم هیدرولیک و یا خطا در واحد کنترل روی می‌دهد. از مهار خارج شدن سطوح کنترلی هواپیما به جهت بار سازه‌ای و کنترل‌پذیری، خطرناک‌ترین نوع آسیب‌دیدگی هواپیما به شمار می‌رود [13].

این آسیب به فرم رابطه‌ی (13) مدل‌سازی می‌شود [14]:

$$u_{iout}(t) = u_{imin} \text{ یا } u_{iout}(t) = u_{imax} \quad (13)$$

سناریوی دوم توصیف‌کننده‌ی قفل شدن ایلرون در بیشترین حد فیزیکی آن است (شکل 3). قفل شدن ایلرون در زاویه‌ی بزرگ 20 درجه، منجر به بروز اغتشاشات ناگهانی در حرکت عرضی-سمتی هواپیما شده و مسیر پروازی را با افزایش حرکت غلتش و گردش ناخواسته به شدت منحرف خواهد نمود. بر خلاف رادر و الویتور که کنترل‌های مربوط به جابجایی هستند، ایلرون کنترل‌گر نرخ غلتش هواپیما است؛ بنابراین هر گونه تغییری در هندسه یا انحراف زاویه‌ی ایلرون، به تغییر در نرخ و زاویه‌ی غلتش منتهی می‌شود.



Fig. 3 Aileron lock at maximum deflection angle [13]

شکل 3 قفل شدن ایلرون در بیشترین زاویه انحراف [13]

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \frac{\sin \varphi}{\cos \theta} & \frac{\cos \varphi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (4)$$

معادلات ممنتوم:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}pq \\ M_y + (I_{zz} - I_{xx})pr + I_{xz}(r^2 - p^2) \\ M_z + (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}qr \end{bmatrix} \quad (5)$$

معادلات نوبری:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\varphi s\theta c\psi - c\varphi s\psi & c\varphi s\theta c\psi + s\varphi s\psi \\ c\theta s\psi & s\varphi s\theta s\psi + c\varphi c\psi & c\varphi s\theta s\psi - s\varphi c\psi \\ s\theta & -s\varphi c\theta & -c\varphi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (6)$$

در طراحی سیستم کنترل پرواز هواپیما بهتر است که سرعت متوسط (V_t) ، زاویه حمله (α) و زاویه سرش جانبی (β) هواپیما جایگزین مؤلفه‌های u ، v و w شود؛ این امر به چند دلیل صورت می‌گیرد که در مرجع [12] توضیح داده شده است. بنابراین سه معادله‌ی (7) تا (9) جایگزین معادلات نیرو یعنی معادلات (1) تا (3) می‌شود:

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{mV_t \cos \beta} (-F_x \sin \alpha + F_z \cos \alpha + mV_t (-p \cos \alpha \sin \beta + q \cos \beta - r \sin \alpha \sin \beta)) \quad (7)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{mV_t} (-F_x \cos \alpha \sin \beta + F_y \cos \beta - F_z \sin \alpha \sin \beta - mV_t (-p \sin \alpha + r \cos \alpha)) \quad (8)$$

$$\dot{V}_t = \frac{1}{m} (F_x \cos \alpha \cos \beta + F_y \sin \beta + F_z \cos \beta \sin \alpha) \quad (9)$$

3- مدل‌سازی آسیب

در این بخش دو سناریوی آسیب شامل یک خطا و یک شکست عملگر کنترلی هواپیما در حین پرواز توصیف و مدل‌سازی شده و تأثیر آن بر روی دینامیک پرواز هواپیما مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

3-1- سناریوی اول: کاهش کارایی¹ عملگر

کاهش کارایی عملگر یک خطا محسوب می‌شود؛ چرا که پس از بروز این اتفاق، عملگر مورد نظر همچنان قابل استفاده است. این نوع آسیب‌دیدگی به صورت واکنش ناقص عملگر به سیگنال کنترلی تعریف می‌شود [13]. پیش از هر اقدام دیگری در طراحی سیستم کنترل تحمل خطای پرواز، لازم است یک مدل ریاضی بسیار نزدیک به مدل آسیب‌دیدگی داشته باشیم. فرض می‌شود u_{iin} خروجی نامی عملگر کنترلی طبق رابطه‌ی (10) باشد.

$$\dot{x} = A(x)x + B(x)u(x), x(0) = x_0 \quad (17)$$

$$f(x) = A(x)x \quad (18)$$

$A(x)$ و $B(x)$ ضرایب وابسته به حالت می‌باشد. در مورد پارامترسازی وابسته به حالت تعاریف زیر مطرح است:

تعریف 1: $A(x)$ یک پارامترسازی کنترل‌پذیر سیستم غیرخطی است اگر جفت $\{A(x), B(x)\}$ به ازای کلیه x ها کنترل‌پذیر باشد.

تعریف 2: $A(x)$ یک پارامترسازی پایدارپذیر سیستم غیرخطی است اگر جفت $\{A(x), B(x)\}$ به ازای کلیه x ها پایدارپذیر باشد.

تعریف 3: اگر به ازای همه x ها، مقادیر ویژه ماتریس $A(x)$ در سمت چپ محور x ها قرار داشته باشد (قسمت حقیقی منفی باشد)، ماتریس $A(x)$ را هورویتز³ می‌گوییم.

علاوه بر فرضیاتی که به آنها اشاره شد، چند فرض دیگر نیز باید منظور شود. **فرض 3:** $A(0)$ ، $B(0)$ ، $Q(0)$ و $R(0)$ توابع ارزش‌گذاری شده ماتریسی $C^1(\mathbb{R}^n)$ هستند.

فرض 4: جفت $\{A(x), B(x)\}$ و $\{A(x), Q^{1/2}(x)\}$ پارامترسازی‌های وابسته به حالت سیستم غیرخطی (15) به ازای همه x ها به ترتیب پایدارپذیر نقطه-ای و تشخیص‌پذیر است.

طراحی کنترلر بهینه غیرخطی روندی مشابه طراحی روش کنترلی خطی نظیر خود (تنظیم‌کننده بهینه خطی⁴) دارد. در روش غیرخطی، تولید قانون کنترل با حل معادله‌ی ریکاتی وابسته به حالت در هر مرحله صورت می‌گیرد. کنترلر فیدبک حالت فرمی مشابه حالت خطی خواهد داشت:

$$u(x) = -R^{-1}(x)B^T(x)P(x)x \quad (19)$$

$P(x)$ یک حل یکتا، متقارن و مثبت معین برای معادله‌ی ریکاتی وابسته به حالت (20) است:

$$P(x)A(x) + A^T(x)P(x) - P(x)B(x)R^{-1}(x)B^T(x)P(x) + Q(x) = 0 \quad (20)$$

دینامیک حلقه بسته به فرم رابطه (21) است:

$$\dot{x} = [A(x) - B(x)R^{-1}(x)B^T(x)P(x)]x \quad (21)$$

بهره‌ی فیدبک حالت غیرخطی عبارت است از:

$$K(x) = R^{-1}(x)B^T(x)P(x) \quad (22)$$

همان گونه که از این معادلات مشخص است، بهره‌ی کنترلی وابسته به بردار حالت x می‌باشد. این بهره با هر بار حل معادله‌ی ریکاتی تغییر می‌کند. از مزایای این تکنیک می‌توان به سادگی و اثربخشی آن اشاره نمود. چنانچه مشاهده شد، هیچ تلاشی برای حل معادله‌ی همیلتون-ژاکوبی-بلمن صورت نگرفت. هنگامی که ضرایب و ماتریس‌های وزنی ثابت باشند، مسئله‌ی تنظیم‌کننده بهینه غیرخطی به مسئله‌ی شناخته شده‌ی تنظیم‌کننده بهینه خطی تبدیل می‌شود. اثبات پایداری جانبی در این روش توسط تئوری پایداری لیاپانوف صورت می‌گیرد.

تبصره: فرض کنید $Q(x)$ به اندازه‌ی کافی بزرگ و یا $R(x)$ به اندازه‌ی کافی کوچک انتخاب شود به طوری که به ازای همه x ها:

$$\dot{P} - Q - PBR^{-1}B^T P < 0 \quad (23)$$

بنابراین، به ازای هر نوع پارامترسازی وابسته به حالت، در صورتی که سیستم غیرخطی کنترل‌پذیر و مشاهده‌پذیر باشد، حل حلقه بسته همواره پایدار جانبی خواهد بود.

دو ایلرون واقع بر بال‌های راست و چپ هواپیما می‌تواند مقادیر یکسان یا متفاوتی با یکدیگر داشته باشد، اما در مدل‌سازی هواپیما معمولاً فقط یک مقدار به زاویه‌ی انحراف ایلرون اختصاص داده می‌شود. مقدار متوسط انحراف ایلرون از رابطه‌ی (14) محاسبه می‌شود [15]:

$$\delta_a = \frac{1}{2} \left(\left| \delta_{a_{\text{left}}} \right| + \left| \delta_{a_{\text{right}}} \right| \right) \quad (14)$$

4- روش کنترلی تنظیم‌کننده بهینه غیرخطی

روش کنترلی تنظیم‌کننده بهینه غیرخطی یا معادله‌ی ریکاتی وابسته به حالت، یک معادله‌ی ریکاتی جبری¹ را برای تولید قانون کنترل بهینه حل می‌کند. ویژگی منحصر به فرد این روش آن است که به دلیل ماهیت وابسته به حالت ضرایب، معادله‌ی ریکاتی در هر مرحله با ضرایب متغیر حل می‌شود؛ این بدان معنی است که بهره‌ی کنترل فیدبک در هر مرحله با مرحله‌ی قبل متفاوت است. به طور یقین این امر را می‌توان یک ویژگی مطلوب در طراحی کنترلر تحمل خطای پرواز دانست. قانون کنترلی قادر است خود را در پاسخ به تغییرات پارامتری هواپیما به طور فعال تعدیل کند. علاوه بر این، به دلیل وجود ضرایب غیر یکتا و وابسته به حالت، درجات آزادی طراحی کنترلر افزایش می‌یابد.

دینامیک سیستم غیرخطی به صورت رابطه (15) در نظر گرفته می‌شود:

$$\dot{x}(t) = f(x) + B(x)u(t) \quad x(0) = x_0 \quad (15)$$

که $x \in \mathbb{R}^n$ بردار حالت و $u \in \mathbb{R}^m$ بردار کنترل است؛ $f: \mathbb{R}^n \mapsto \mathbb{R}^n$ و $B: \mathbb{R}^n \mapsto \mathbb{R}^{n \times m}$ ، $B \neq 0, \forall x$.

مسئله‌ی تنظیم‌کننده‌ی غیرخطی، تابع هزینه‌ی افق نامتناهی (16) را با بردار حالت x و بردار کنترل u برای دینامیک سیستم غیرخطی معادله‌ی (15) حداقل می‌کند:

$$J = \frac{1}{2} \int_0^\infty (x^T Q(x)x + u^T R(x)u) dt \quad (16)$$

$Q(x)$ و $R(x)$ به ترتیب ماتریس‌های وزنی حالت و کنترل بوده که می‌تواند وابسته به حالت باشد؛ به طوری که برای همه x ها، $Q(x)$ مثبت نیمه معین و $R(x)$ مثبت معین است. $Q(x)$ را می‌توان به فرم $Q(x) = C^T(x)C(x)$ نیز توصیف نمود. به منظور تولید قانون کنترل در تکنیک معادله ریکاتی وابسته به حالت، ابتدا می‌بایست ضرایب وابسته به حالت² معرفی شود. این ضرایب توسط فرآیندی که به نام‌های خطی‌سازی تعمیم یافته [16]، خطی‌سازی معلوم [17] و یا پارامترسازی ضرائب وابسته به حالت [18] شناخته می‌شود، تولید می‌گردد. در این روند، دینامیک غیرخطی به ساختاری شبه‌خطی تبدیل شده که با ماتریس‌های وابسته به حالت توصیف می‌شود. در اینجا لازم است دو فرض مهم را در نظر بگیریم [18]:

فرض 1: تابع $f(x)$ به ازای همه x ها، مشتق‌پذیر پیوسته نسبت به x است.

فرض 2: مبدأ $x = 0$ بدون استثناء، نقطه‌ی تعادل سیستم با $u = 0$ است. این بدان معنی است که $f(0) = 0$ و $B(0) \neq 0$.

این دو فرض متضمن وجود یک پارامترسازی عمومی وابسته به حالت برای $f(x)$ می‌باشد [19]؛ در نتیجه، معادله دیفرانسیل غیرخطی (15) را می‌توان به صورت رابطه‌ی (17) نوشت:

3- Hurwitz

4- Linear Quadratic Regulator (LQR)

1- Algebraic Riccati Equation (ARE)

2- State-Dependent Coefficients (SDCs)

اثبات: فرض می‌شود:

$$V(x) = x^T P(x) x \quad (24)$$

که $V(x)$ تابع کاندید لیاپانوف و $P(x)$ حل معادله‌ی ریکاتی (20) باشد. طبق ویژگی مشاهده‌پذیری ماتریس ضرایب وابسته به حالت ($A(x)$) داریم:

$$V(x) > 0, P(x) > 0 \quad (25)$$

حال با استفاده از روابط (20) و (21) داریم:

$$\dot{V} = x^T \dot{P}x + x^T P\dot{x} + \dot{x}^T Px \quad (26)$$

$$= x^T \dot{P}x + x^T P(Ax - gR^{-1}g^T Px) + (Ax - gR^{-1}g^T Px)^T Px \quad (27)$$

$$= x^T (\dot{P} + PA - PBR^{-1}B^T P + A^T P - PBR^{-1}B^T P)x \quad (28)$$

$$= x^T (\dot{P} - Q - PgR^{-1}g^T P)x \quad (29)$$

بنابراین، بر اساس انتخاب Q و R ، از آنجا که پارامترسازی $A(x)$ کنترل‌پذیر و مشاهده‌پذیر است، یک ثابت $\bar{P} > 0$ وجود دارد به طوری که:

$$V(x) = x^T P(x) x \geq x^T \bar{P} x \quad (30)$$

که نشان می‌دهد به ازای $\|x\| \rightarrow \infty$ ، $V(x) \rightarrow \infty$. نقطه‌ی تعادل در مبدأ همواره پایدار مجانبی است [18].

5- طراحی کنترلر تحمل خطا با استفاده از تکنیک غیرخطی

عملکرد سیستم کنترل تحمل خطا بدین ترتیب است که ابتدا می‌بایست توسط زیر سیستم تعیین و تشخیص خطا¹ وجود خطا در سیستم مشخص شده و نوع آن شناسایی شود. پس از آن، کنترلر تحمل خطا با تنظیم و تطبیق فعالیت خود با رفتار سیستم آسیب‌دیده، توانایی واکنش در برابر خطای رخ داده را دارد. نمودار شکل 4، فرآیند سیستماتیک تولید بهره‌ی فیدبک حالت غیرخطی را با روش کنترلی تنظیم‌کننده بهینه غیرخطی نشان می‌دهد [20]. بر اساس شکل 4، نخستین گام در طراحی این کنترلر به منظور تولید قانون کنترل، پارامترسازی معادلات غیرخطی هواپیما به فرم ضرایب وابسته به حالت است. در این روند، معادلات غیرخطی شش درجه آزادی پرواز هواپیما بر اساس متغیرهای حالت و کنترل، به یک فرم شبه‌خطی تبدیل می‌شود. در سیستم‌های چندمتغیره، پارامترسازی وابسته به حالت یکتا نیست و بسته به نیازمندی‌های طراحی انتخاب‌های مختلفی برای آن می‌توان در نظر گرفت. انتخاب پارامترسازی مناسب علاوه بر اینکه می‌تواند مانع سینگولاریتی و کنترل‌ناپذیری سیستم شود، منجر به مصالحه‌ای بین عملکرد، بهینگی، پایداری، مقاومت و دفع اغتشاشات سیستم می‌گردد.

بردارهای حالت و کنترل به صورت روابط (31) و (32) تعیین می‌شود:

$$x_c = [u \quad w \quad q \quad \theta \quad h \quad \beta \quad p \quad r \quad \phi \quad v]^T \quad (31)$$

$$u_c = [\delta t \quad \delta e \quad \delta a \quad \delta r]^T \quad (32)$$

ماتریس‌های ضرایب وابسته به حالت هواپیما در طراحی کنترلر بهینه غیرخطی به فرم روابط (33) و (34) است. محاسبه‌ی ماتریس‌های ضرایب و کنترلر سیستم با استفاده از عملیات جبری بر اساس روش بیان شده در مرجع [18] انجام شده و استخراج کلیه‌ی عناصر این ماتریس‌ها در بخش پیوست مقاله ارائه شده است.

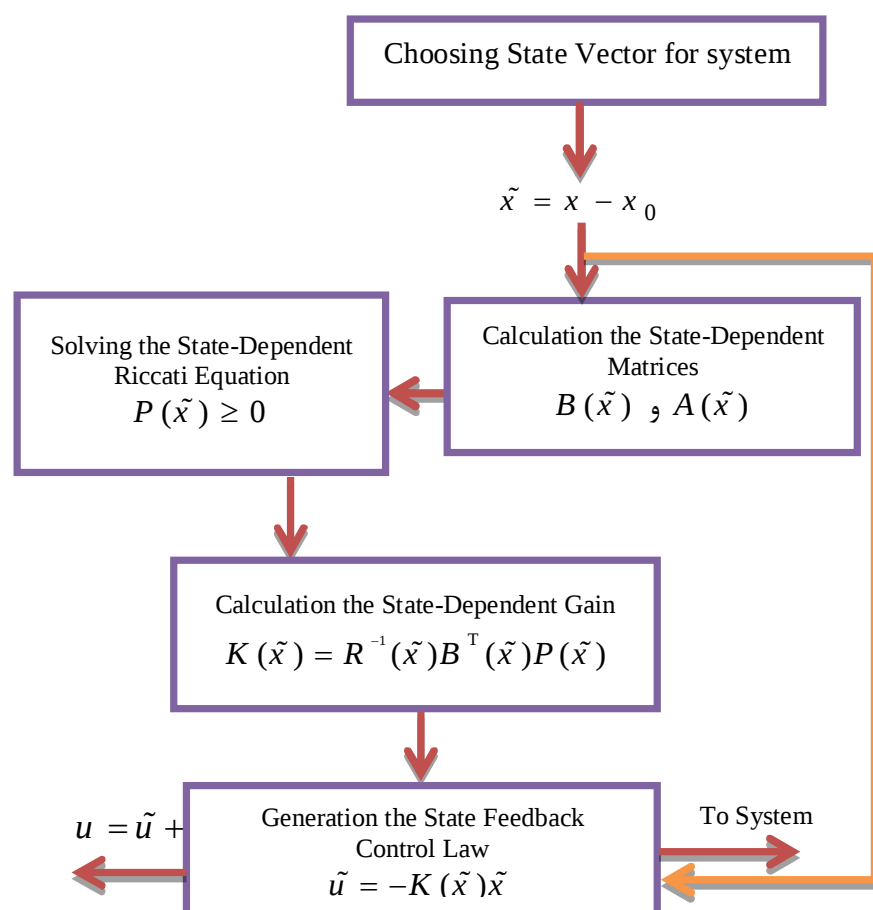


Fig. 4 Flowchart of nonlinear optimal regulator design [20]

شکل 4 فلوچارت طراحی تنظیم‌کننده بهینه غیرخطی [20]

$$A(x) = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & 0 & 0 & 0 & a_{18} & 0 & a_{110} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & 0 & 0 & a_{27} & 0 & 0 & a_{210} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & 0 & 0 & 0 & a_{37} & a_{38} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{43} & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{48} & a_{49} & 0 \\ a_{51} & a_{52} & 0 & a_{54} & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{59} & a_{510} \\ a_{61} & a_{62} & a_{63} & a_{64} & 0 & a_{66} & a_{67} & a_{68} & a_{69} & 0 \\ a_{71} & a_{72} & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{77} & a_{78} & 0 & 0 \\ a_{81} & a_{82} & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{87} & a_{88} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{93} & a_{94} & 0 & 0 & 1 & a_{98} & a_{99} & 0 \\ a_{101} & a_{102} & 0 & a_{104} & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{109} & a_{1010} \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$B(x) = \begin{bmatrix} b_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b_{61} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ b_{12} & b_{22} & b_{32} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b_{73} & b_{83} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & b_{74} & b_{84} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (34)$$

5-1 سناریوی اول: کاهش کارایی الویتور

در این سناریو، درصدی افت کارایی برای الویتور هواپیمای بوئینگ در نظر گرفته می‌شود؛ بدین ترتیب که فرض می‌شود در حالی که هواپیما دهمین ثانیه پرواز کروز خود را در ارتفاع 6096 متری (20000 فیتی) از سطح زمین و با سرعت 205.13 متر بر ثانیه (673 ft/s) طی می‌کند، به طور

100 برگرفته از مرجع [21] می‌باشد.

1-6- شبیه‌سازی سناریوی اول بدون کنترل

شکل‌های 5 تا 9، نحوه‌ی تغییر پارامترهای پرواز طولی را در اثر آسیب اول (کاهش کارایی الویتور) بدون هیچ گونه اعمال کنترل در 200 ثانیه‌ی نخست پرواز کروز نشان می‌دهد.

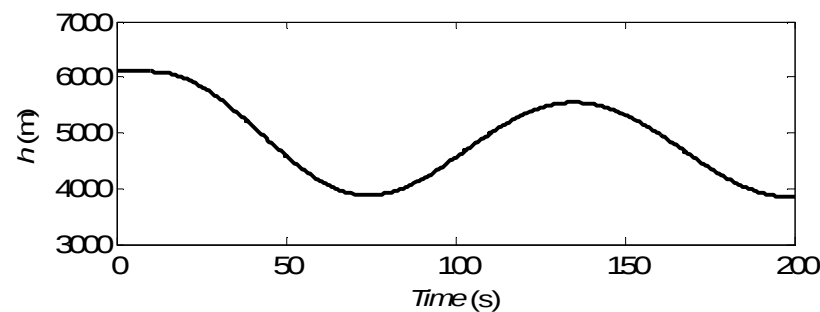


Fig. 5 Changes in altitude

شکل 5 تغییرات ارتفاع

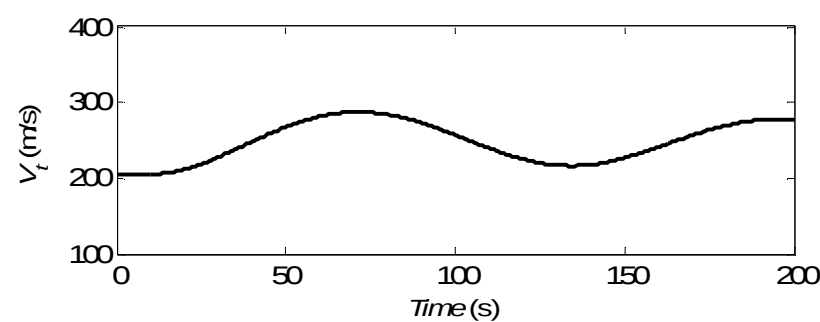


Fig. 6 Changes in mean speed

شکل 6 تغییرات سرعت متوسط

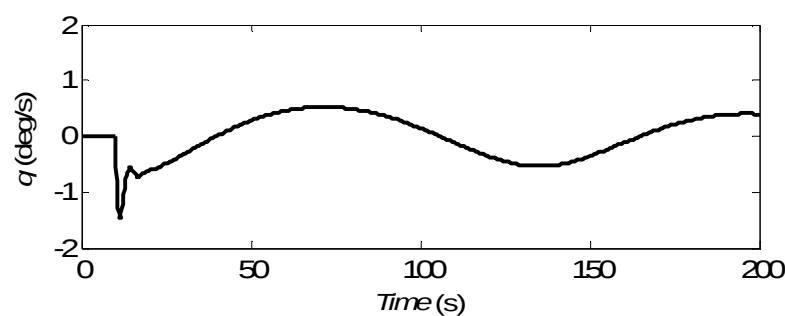


Fig. 7 Changes in pitch rate

شکل 7 تغییرات نرخ زاویه پیچش

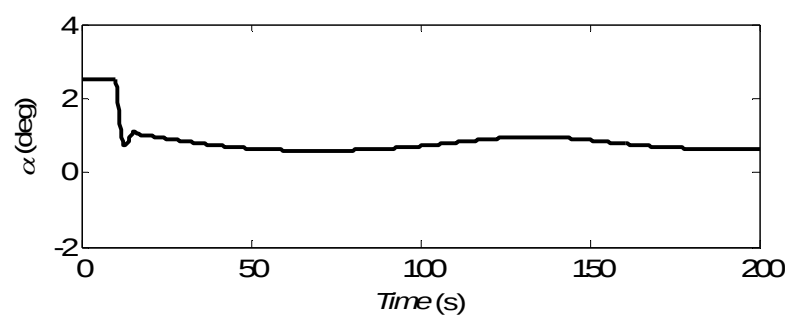


Fig. 8 Changes in angle of attack

شکل 8 تغییرات زاویه حمله

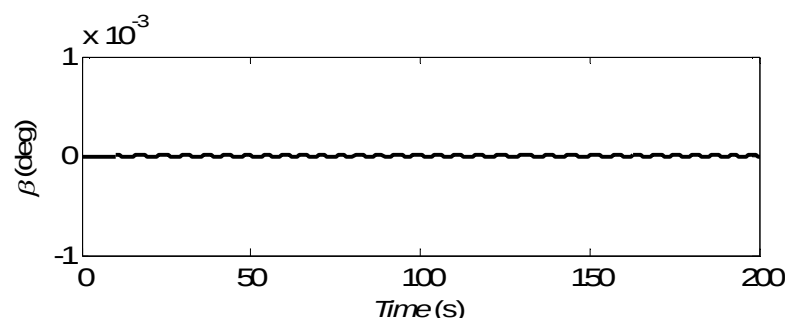


Fig. 9 Changes in sideslip angle

شکل 9 تغییرات زاویه سرش جانبی

ناگهانی الویتور هواپیما 70% از کارایی خود را از دست می‌دهد. طبق رابطه (12) خواهیم داشت:

$$u_{out}(t) = 0.3u_{in}(t) \quad (35)$$

مقادیر اولیه‌ی بردار متغیرهای حالت طبق رابطه (36) توصیف می‌شود که بیانگر 0.3048 m/s (1 ft/sec) کاهش در سرعت رو به جلو، 0.1524 m/s (0.5 ft/s) افزایش در سرعت رو به پایین، 0.00349 رادیان (0.2 deg) کاهش در زاویه و نرخ پیچش و 0.1524 متر (0.5 ft) کاهش ارتفاع هواپیما می‌باشد. برای رسیدن به همگرایی مطلوب، Q به صورت ماتریس قطری (37) و R به صورت ماتریس قطری (38) انتخاب می‌شود.

$$x_0 = \begin{bmatrix} -0.3048 & 0.1524 & -0.00349 & -0.1524 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$Q = \text{diag}[4; 4; 5.2525e4; 1.3131e8; 4001.3131e8; 8.207e4; 8.207e4; 1.3131e8; 4] \quad (37)$$

$$R = \text{diag}[2e4; 1e5; 1e7; 1e5] \quad (38)$$

2-5- سناریوی دوم: از مهار خارج شدن ایلرون

در این سناریو فرض می‌شود که در فاز پروازی مشابه سناریوی قبل (ثانیه‌ی دهم پرواز کروز مستقیم و پایدار هواپیما در ارتفاع 6096 متری و با سرعت 205.13 متر بر ثانیه)، ایلرون‌های هواپیما در بیشترین حد انحراف خود ثابت شده و دیگر قادر به حرکت نمی‌باشد. بروز این آسیب در ارتفاعات بالا منجر به تولید نیروهای آیرودینامیکی ناخواسته و شدیدی می‌شود که در صورت عدم جبران، بدنه و بال هواپیما را به شدت تحت تأثیر قرار داده و چه بسا در نخستین ثانیه‌های بروز آسیب، هواپیما دچار شکست سازه‌ای گشته و سانحه‌ی جبران‌ناپذیری به وقوع خواهد پیوست. ماکزیمم میزان انحراف مثبت برای ایلرون 30 درجه و ماکزیمم انحراف منفی 10 درجه می‌باشد. بنابراین ماکزیمم میزان زاویه انحراف ایلرون طبق رابطه (39)، 20 درجه می‌باشد.

$$\delta_{a_{\max}} = \frac{1}{2} \left(\left| 30^\circ \right| + \left| -10^\circ \right| \right) = 20^\circ \quad (39)$$

به منظور اعمال کنترل تنظیم‌کننده بهینه غیرخطی برای کنترل شرایط ناپایدار بعد از وقوع شکست ایلرون، پس از تشکیل ماتریس‌های ضرائب و کنترل وابسته به حالت مشابه روندی که در سناریوی اول صورت گرفت، شرایط اولیه طبق ماتریس (40) و ماتریس‌های وزنی Q و R مانند ماتریس‌های قطری (41) و (42) در نظر گرفته می‌شود.

$$x_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.01745 & 0.00873 & 0.00873 \\ 0.03491 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (40)$$

$$Q = \text{diag}[4e6; 4e8; 5.2525e4; 1.3131e4; 4e8; 3.2828e11; 3.2828e13; 1.3131e14; 1.3131e12; 4e4] \quad (41)$$

$$R = \text{diag}[2e5; 1e6; 1e3; 5e4] \quad (42)$$

6- نتایج شبیه‌سازی

شبیه‌سازی‌های این مقاله به چهار بخش تفکیک می‌شود، دو بخش اول مربوط به شبیه‌سازی سناریوهای آسیب‌دیدگی بدون اعمال ورودی کنترلی و دو بخش دوم، شبیه‌سازی سناریوهای آسیب با حضور سیستم کنترل تحمل خطا توسط دو تکنیک تنظیم‌کننده مربعی خطی و غیرخطی می‌باشد. مشخصات فیزیکی و اطلاعات عددی مورد نیاز برای مدل‌سازی هواپیمای بوئینگ 747-

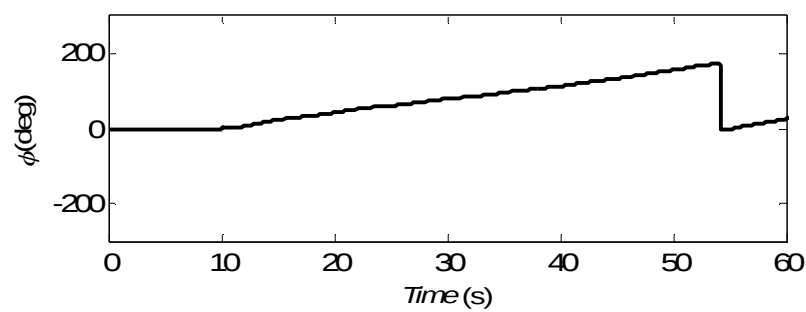


Fig. 13 Changes in roll angle

شکل 13 تغییرات زاویه غلتش

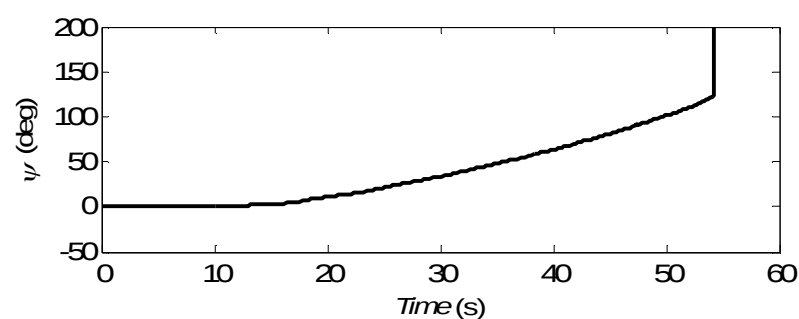


Fig. 14 Changes in yaw angle

شکل 14 تغییرات زاویه گردش

6-3- شبیه‌سازی سناریوی اول تحت کنترل حلقه‌بسته خطی و غیرخطی

در این بخش، دو تکنیک تنظیم‌کننده بهینه خطی و غیرخطی برای کنترل اغتشاشات وارد به هواپیما در اثر افت کارایی الویتور (سناریوی اول) پیاده شده و تأثیر هر یک از این دو کنترلر در پایداری هواپیمای آسیب‌دیده نشان داده شده و با یکدیگر مقایسه می‌گردد. همان گونه که پیش‌تر ذکر شد، فرض می‌شود که هواپیما در ثانیه‌ی دهم پرواز کروز مستقیم در حالی که در ارتفاع 6096 متری و با سرعت 205.13 متر بر ثانیه در حال پرواز است، ناگهان با افت 70 درصدی کارایی الویتور مواجه می‌شود. مقایسه‌ی تغییرات رفتار سیستم با تنظیم‌کننده بهینه خطی و غیرخطی با شرایط اولیه و ماتریس‌های وزنی یکسان در نمودارهای 15 تا 19 و تغییرات ورودی‌های کنترلی اعمال شده نیز در نمودارهای 20 تا 23 ترسیم شده است. در این نمودارها، خطوط تیره نمایش‌گر پاسخ کنترلر بهینه غیرخطی و خط‌چین‌ها نمایش‌دهنده‌ی پاسخ کنترلر بهینه خطی است.

شکل 20 نشان می‌دهد که کنترلر غیرخطی بر خلاف کنترلر خطی، علاوه بر الویتور، از تغییر در تنظیمات تراشل موتور نیز برای کنترل سناریوی آسیب بهره می‌گیرد. از نمودارهای مربوط به مقادیر کنترلی مود عرضی-سمتی (شکل‌های 22 و 23) نیز می‌توان دریافت که هر دو کنترلر بدون استفاده از عملگرهای کنترلی عرضی-سمتی، اغتشاشات مود طولی هواپیما را کنترل می‌کند.

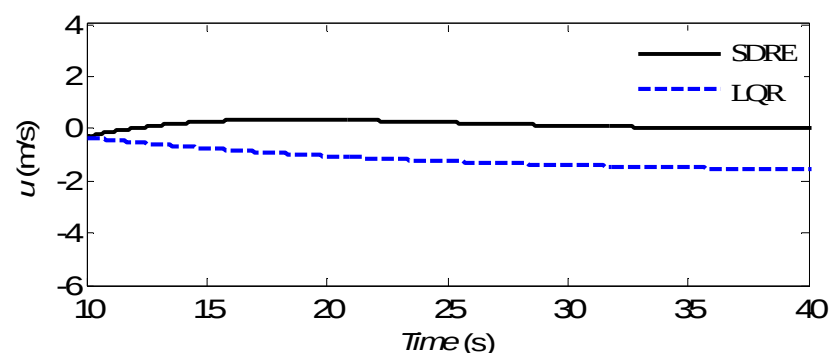


Fig. 15 Changes in forward velocity

شکل 15 تغییرات سرعت روبه جلو

چنانچه مشاهده می‌شود، به دلیل اینکه هواپیما در فاز پروازی کروز در مسیر پروازی مستقیم و رو به جلو قرار دارد، کاهش کارایی الویتور در این فاز بیشترین تأثیر خود را روی پارامترهای پرواز طولی هواپیما از خود نشان می‌دهد. بر اساس این نمودارها، بلافاصله پس از افت 70 درصدی کارایی الویتور، ارتفاع هواپیما شروع به کاهش نموده و سرعت متوسط هواپیما افزایش می‌یابد. زوایای حمله و مسیر نیز با کاهش کارایی الویتور، کاهش می‌یابد. اگر چنین شرایطی تحت کنترل قرار نگیرد، در اثر کاهش ارتفاع و زاویه حمله و افزایش بیش از حد سرعت، هواپیمای آسیب‌دیده قطعاً سقوط خواهد کرد.

6-2- شبیه‌سازی سناریوی دوم بدون کنترل

این بخش مربوط به شبیه‌سازی پرواز هواپیمای آسیب‌دیده بدون اعمال نیروی کنترلی در سناریوی دوم است. شکل‌های 10 تا 14 رفتار هواپیمایی را نشان می‌دهد که در ثانیه‌ی دهم پرواز کروز ناگهان ایلرون‌های سمت راست و چپ آن در ماکزیمم حد انحراف خود (20 درجه) قفل شده و قادر به حرکت نمی‌باشد. شبیه‌سازی تا 60 ثانیه‌ی نخست پرواز کروز انجام شده است.

نمودارها نشان می‌دهد که کلیه‌ی پارامترهای مربوط به پرواز طولی و عرضی-سمتی تحت تأثیر این خرابی قرار خواهد گرفت، که این امر به دلیل کوپلینگ قوی بین معادلات طولی و عرضی-سمتی هواپیما است؛ اما بیشترین تأثیر آن بر روی زوایای غلتش و گردش و نرخ این دو زاویه مشاهده می‌شود. در شبیه‌سازی‌های انجام گرفته، نیاز به یک الگوریتم فیدبک و کنترلر تحمل‌خطای حلقه‌بسته مشهود است. اغتشاشات وارد شده به هواپیما تا حدی شدید است که در همان ثانیه‌های نخست آسیب‌دیدگی، مؤلفه‌های سرعت هواپیما افزایش چشمگیری داشته و در صورت عدم کنترل وضعیت موجود، کمتر از 60 ثانیه پس از وقوع این شکست، هواپیما سقوط خواهد کرد.

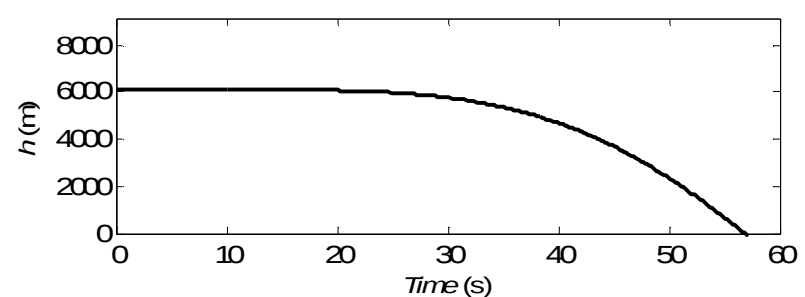


Fig. 10 Changes in altitude

شکل 10 تغییرات ارتفاع

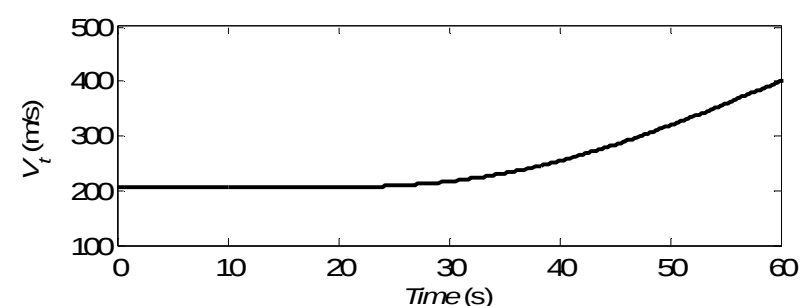


Fig. 11 Changes in mean speed

شکل 11 تغییرات سرعت متوسط

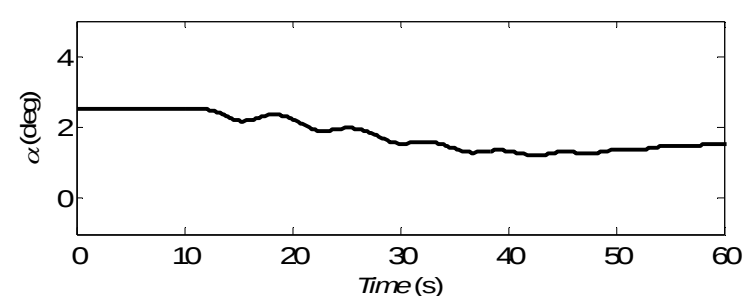


Fig. 12 Changes in angle of attack

شکل 12 تغییرات زاویه حمله

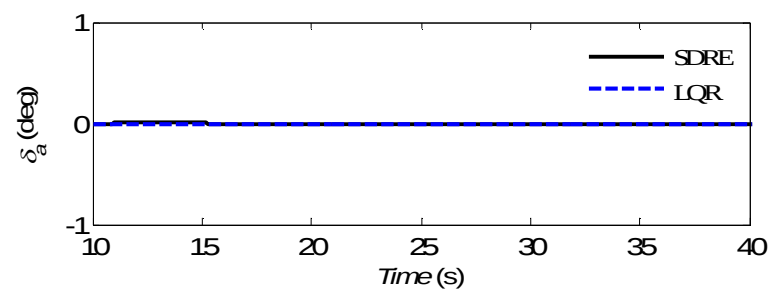


Fig. 22 Changes in aileron deflection input

شکل 22 تغییرات ورودی انحراف ایلرون

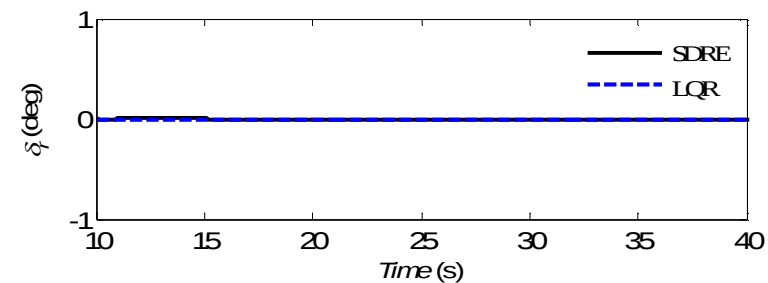


Fig. 23 Changes in rudder deflection input

شکل 23 تغییرات ورودی انحراف رادر

بر اساس نتایج این بخش از شبیه‌سازی، اگرچه کنترلر معادله ریکاتی وابسته به حالت در اغلب نمودارهای فوق به دلیل ویژگی غیرخطی خود دارای دامنه نوسانی بیشتری نسبت به کنترلر خطی است، اما به خوبی قادر به بازگرداندن سیستم به شرایط پروازی مطلوب در حداقل زمان ممکن است. این امر حاکی از دقت و کارایی بالای این کنترلر به دلیل ماهیت غیرخطی و وابستگی ماتریس‌های ضرایب و کنترلر به مقادیر حالت هواپیما در هر لحظه می‌باشد.

4-6- شبیه‌سازی سناریوی دوم تحت کنترل حلقه‌بسته خطی و غیرخطی

در این قسمت رفتار هواپیمای کنترل شده در سناریوی دوم توسط کنترلر بهینه خطی و غیرخطی شبیه‌سازی و مقایسه می‌شود. شبیه‌سازی از لحظه‌ی آسیب (ثانیه‌ی دهم) تا ثانیه‌ی 150 پرواز شروع گرفته است. شکل‌های 24 تا 32 مربوط به تغییرات متغیرهای حالت و نمودارهای 33 تا 36 تغییرات ورودی‌های کنترل را نشان می‌دهد.

بر اساس نمودارهای 24 تا 28 که مربوط به تغییرات پارامترهای طولی هواپیما است، آسیب‌دیدگی ایلرون هیچ تغییری در پرواز طولی هواپیما در سیستم خطی ایجاد نمی‌کند. این امر که نشان‌دهنده‌ی مهم‌ترین ضعف کنترلر خطی است، به دلیل استفاده از معادلات خطی دی‌کوپله در مودهای پروازی طولی و عرضی-سمتی هواپیما در طراحی کنترلر خطی است.

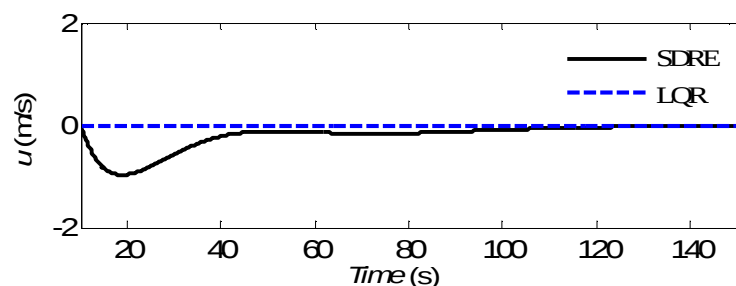


Fig. 24 Changes in forward velocity

شکل 24 تغییرات سرعت رو به جلو

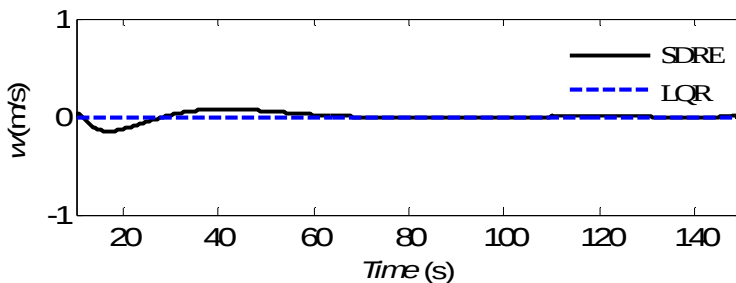


Fig. 25 Changes in downward velocity

شکل 25 تغییرات سرعت رو به پایین

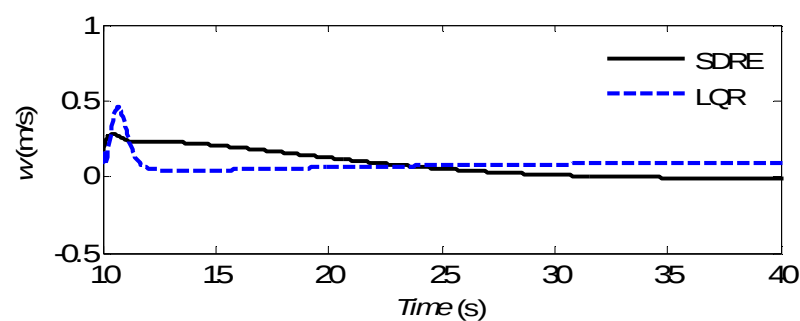


Fig. 16 Changes in downward velocity

شکل 16 تغییرات سرعت روبه پایین

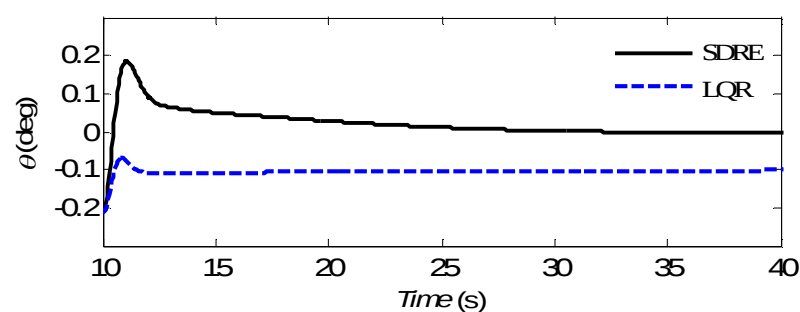


Fig. 17 Changes in pitch angle

شکل 17 تغییرات زاویه پیمش

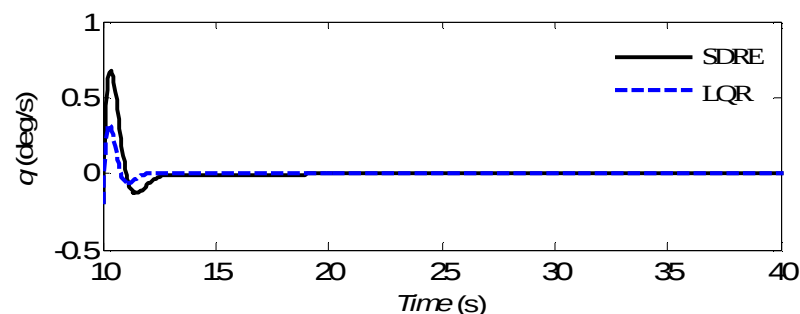


Fig. 18 Changes in pitch rate

شکل 18 تغییرات نرخ پیمش

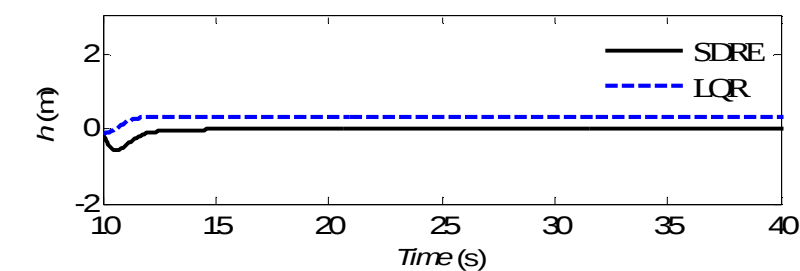


Fig. 19 Changes in altitude

شکل 19 تغییرات ارتفاع

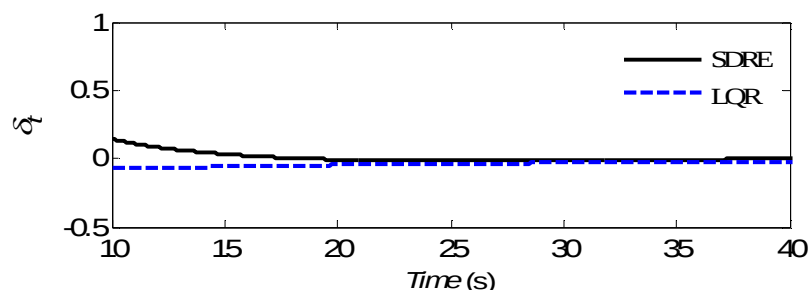


Fig. 20 Changes in differential thrust input

شکل 20 تغییرات ورودی اختلاف تراست

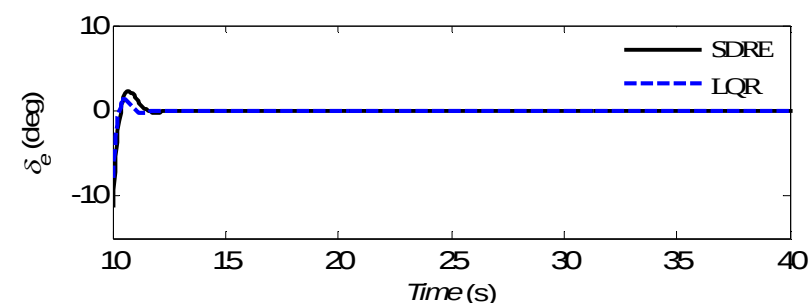


Fig. 21 Changes in elevator deflection input

شکل 21 تغییرات ورودی انحراف الوتور

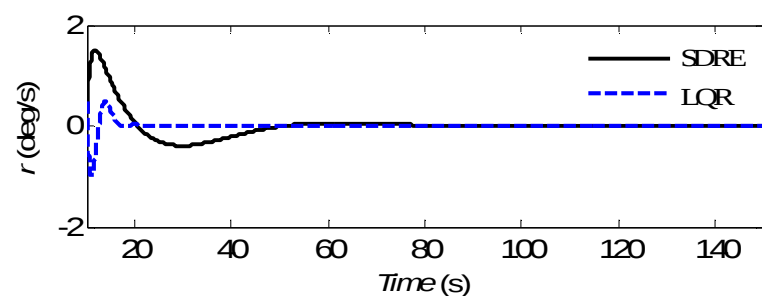


Fig.32 Changes in yaw rate

شکل 32 تغییرات نرخ گردش

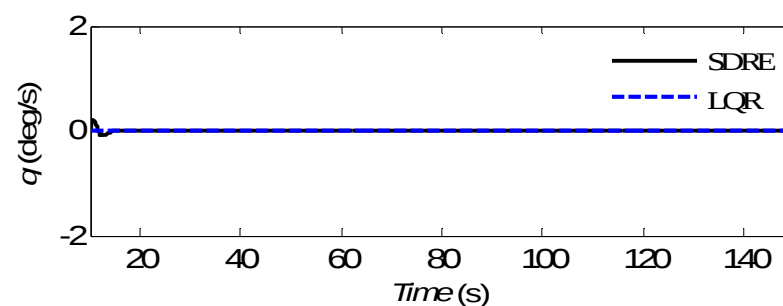


Fig. 26 Changes in pitch rate

شکل 26 تغییرات نرخ پیچش

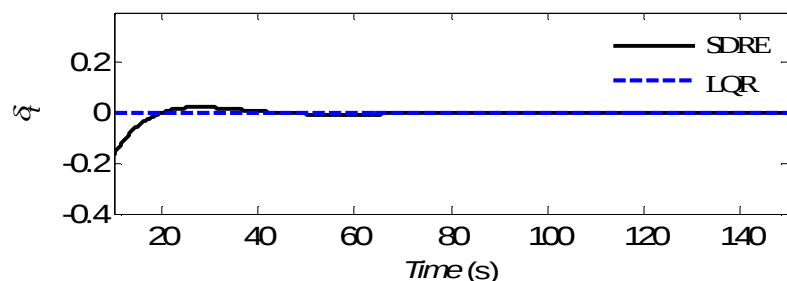


Fig.33 Changes in differential thrust input

شکل 33 تغییرات ورودی اختلاف تراست

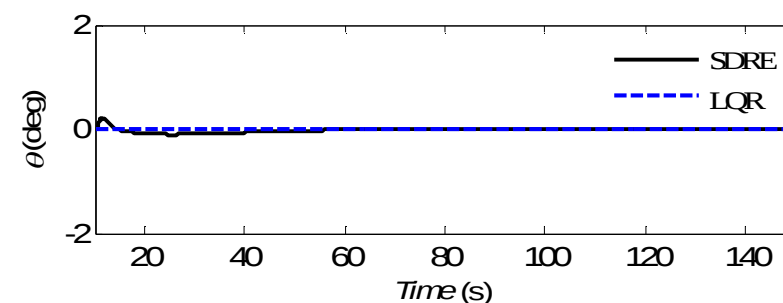


Fig. 27 Changes in pitch angle

شکل 27 تغییرات زاویه پیچش

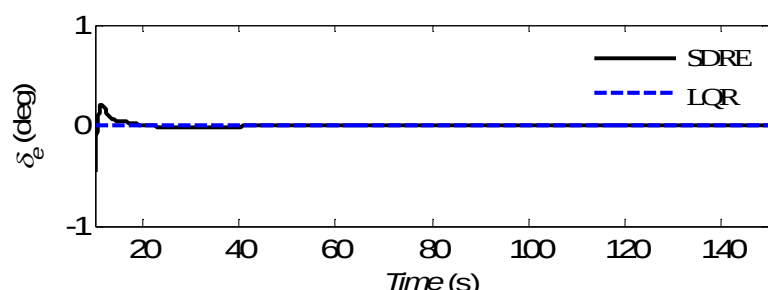


Fig.34 Changes in elevator deflection input

شکل 34 تغییرات ورودی انحراف الوتور

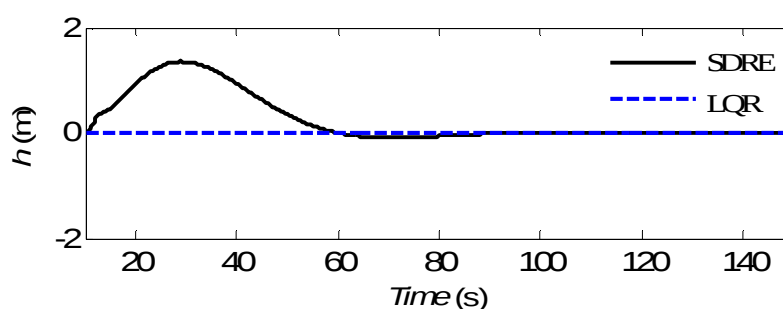


Fig. 28 Changes in altitude

شکل 28 تغییرات ارتفاع

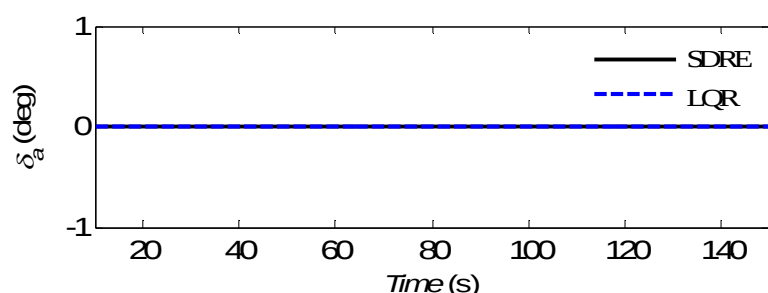


Fig.35 Changes in aileron deflection input

شکل 35 تغییرات ورودی انحراف ایلرون

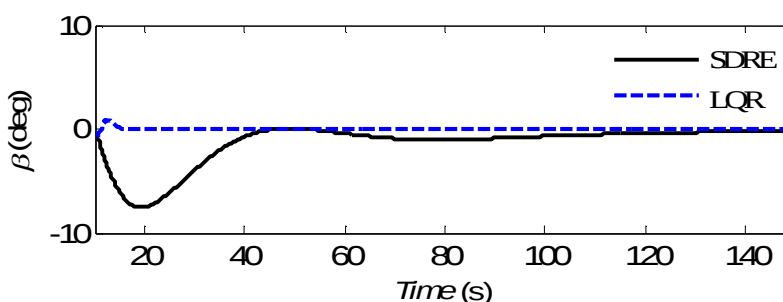


Fig.29 Changes in sideslip angle

شکل 29 تغییرات زاویه سرش جانبی

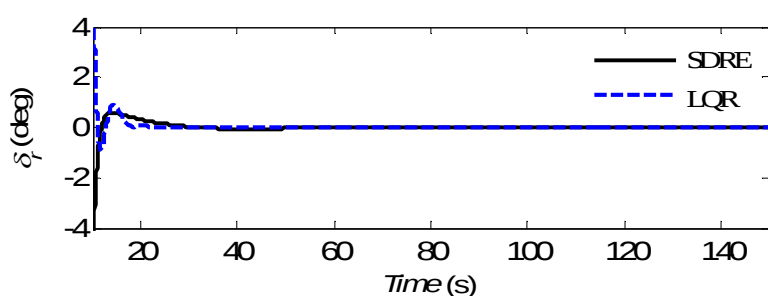


Fig.36 Changes in rudder deflection input

شکل 36 تغییرات ورودی انحراف رادر

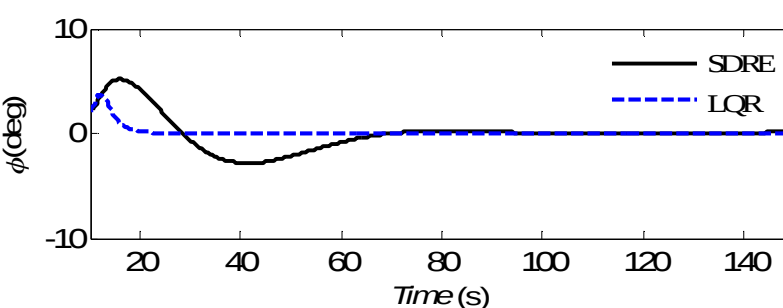


Fig.30 Changes in roll angle

شکل 30 تغییرات زاویه غلتش

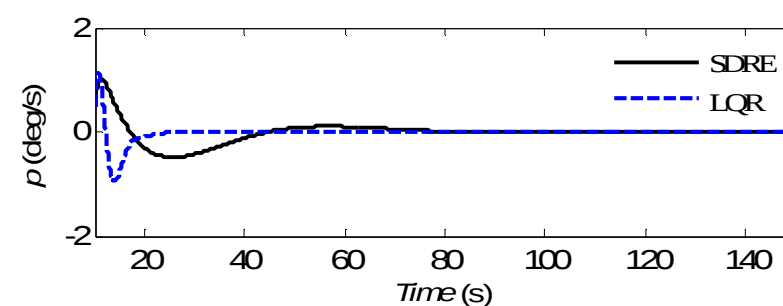


Fig.31 Changes in roll rate

شکل 31 تغییرات نرخ غلتش

از نمودارهای فوق می‌توان نتیجه گرفت که تنظیم‌کننده بهینه غیرخطی با کوپلینگ کامل مدهای پروازی طولی و عرضی-سمتی هواپیما و با استفاده از مدل واقعی غیرخطی هواپیمای آسیب‌دیده، در هر لحظه با فیدبک گرفتن از تغییرات حالت سیستم، منجر به تعریف جدیدی از ماتریس حالت سیستم و تولید قانون کنترلی می‌شود. بدین ترتیب تغییرات وارد شده به پارامترهای هواپیما در اثر آسیب طی مدت زمان کوتاهی کنترل شده و به مقدار مطلوب که همان مقادیر تریم حالت کروز هواپیما است، بازمی‌گردد؛ در نتیجه مؤلفه‌های سرعت خطی و زاویه‌ای هواپیما و مسیر پروازی مطلوب حفظ شده و فرصت کافی برای تصمیم‌گیری جهت فرود اضطراری در نخستین باند فرود،

فراهم می‌آید.

7- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

هدف این تحقیق، ارائه و طراحی یک سیستم کنترل پرواز تحمل خطای غیرخطی به منظور کنترل هواپیمای مسافربری بوئینگ 747 آسیب‌دیده‌ای بود که با درجات مختلفی از آسیب‌دیدگی عملگر کنترلی مواجه است. در این مقاله نشان داده شد که در مواقع بحرانی بروز آسیب‌های غیرمنتظره‌ای مانند کاهش کارایی و یا از مهار خارج شدن عملگرهای کنترلی حین پرواز، با انتخاب رویکرد کنترلی مناسب می‌توان با کاهش بار کاری و روانی خلبان و بهبود عملکرد هواپیما در حداقل زمان ممکن، سناریوی آسیب را به خوبی مدیریت کرده و تأثیر این قبیل آسیب‌ها را در عملکرد پروازی تا حد زیادی کاهش داد.

نتایج شبیه‌سازی‌ها حاکی از عدم عملکرد رضایت‌بخش کنترلر بهینه خطی در کنترل و بازیابی عملکرد مطلوب هواپیما بود که ریشه در ماهیت خطی این تکنیک دارد. در مقابل، طرح پیشنهادی غیرخطی با بهره‌گیری از تکنیک معادله‌ی ریکاتی وابسته به حالت اثربخشی قابل توجهی در بهبود عملکرد هواپیمای آسیب‌دیده و بازیابی مسیر و پارامترهای پروازی مطلوب از خود نشان داد. بر خلاف روش خطی، عملکرد کنترلر در محدوده‌ی دلخواه تنها به ماتریس‌های وزنی حالت و کنترلی وابسته نیست، بلکه به انتخاب نوع پارامترسازی وابسته به حالت ماتریس‌های $A(x)$ و $B(x)$ نیز بستگی دارد. در سیستم‌های چند متغیره نظیر هواپیما، این ماتریس‌ها یکتا نبوده و همین امر سبب افزایش درجات آزادی طراحی و در نتیجه افزایش انعطاف‌پذیری می‌شود که بر عملکرد کنترلی تأثیر مثبتی دارد.

علاوه بر این، کنترلر بهینه غیرخطی به رغم داشتن دامنه نوسانی بیشتر نسبت به کنترلر خطی، علاوه بر حفظ ماهیت غیرخطی سیستم و شبیه‌سازی مدل نزدیک به رفتار واقعی هواپیما، در مدت زمان کوتاهی قادر به پایدارسازی سیستم و بازگرداندن آن به حالت تعادل پیش از بروز آسیب است. سرعت عمل کنترلر غیرخطی، نزدیکی به مدل واقعی هواپیمای غیرخطی، انعطاف‌پذیری و آزادی طراحی به واسطه‌ی ماهیت وابسته به حالت ماتریس‌های ضرایب و وزنی سیستم منجر به اثربخشی بیشتر آن نسبت به سایر روش‌های کنترلی گردیده که این ویژگی‌ها، تکنیک مذکور را تبدیل به روشی مؤثر و کارا در طراحی سیستم کنترل پرواز تحمل خطا کرده است.

در تحقیقات آینده سعی بر آن است که تمرکز بیشتری بر روی مدل‌سازی و شبیه‌سازی سناریوهای آسیب پیچیده‌تر برای هواپیمای با سازه‌ی انعطاف‌پذیر صورت گیرد. دو راهکار برای رسیدن به چنین هدفی وجود دارد؛ در راهکار نخست، نیازمند دسترسی به اطلاعات واقعی تست پروازی برای ارزیابی روش کنترلی مورد نظر هستیم. در راهکار دوم با استفاده از استخراج تحلیلی معادلات پرواز تغییر یافته‌ی هواپیمای آسیب‌دیده، مدل دقیق‌تر و جزئی‌تر همراه با تغییرات بیشتری در مدل آیرودینامیکی غیرخطی سیستم تحت کنترل می‌توان به دست آورد.

8- فهرست علائم

F_x, F_y, F_z مؤلفه‌های برآیند نیروهای وارد بر هواپیما (N)

F_{Tx}, F_{Ty}, F_{Tz} مؤلفه‌های نیروی تراست (N)

g شتاب جاذبه زمین (ms^{-2})

h ارتفاع هواپیما (m)

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} ممان اینرسی (Kgm^2)

m جرم هواپیما (Kg)

M_x, M_y, M_z مؤلفه‌های گشتاور (Nm)

p, q, r مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای هواپیما (rads^{-1} یا deg^{-1})

$\bar{q}$ فشار دینامیکی (Nm^{-2})

Q, R ماتریس‌های وزنی حالت و کنترل

u, v, w مؤلفه‌های سرعت خطی هواپیما (ms^{-1})

V_t سرعت متوسط هواپیما (ms^{-1})

x_e, y_e, z_e جابجایی هواپیما نسبت به محور زمین ثابت (m)

علائم یونانی

α, β زوایای حمله و سرش جانبی (deg یا rad)

ϕ, θ, ψ زوایای اولر (deg یا rad)

$\delta_e, \delta_a, \delta_r$ انحراف الویتور، ایلرون و رادر (deg یا rad)

$\delta_{\text{aleft}}, \delta_{\text{aright}}$ انحراف ایلرون بال‌های راست و چپ (deg یا rad)

δ_t ضریب تراست (نسبت تراست واقعی به ماکزیمم)

9- پیوست

استخراج ضرائب وابسته به حالت:

$$a_{11} = \frac{-1}{2m} \rho V_t s C_D \quad (43)$$

$$a_{12} = \frac{1}{2m} \rho V_t s C_L - \bar{q} \quad (44)$$

$$a_{13} = \frac{1}{4m} \rho w s \bar{C}_{Lq} \quad (45)$$

$$a_{14} = -g \frac{\sin \theta}{\theta} \quad (46)$$

$$a_{18} = \frac{v}{2} \quad (47)$$

$$a_{110} = \frac{r}{2} \quad (48)$$

$$a_{21} = \bar{q} - \frac{1}{2m} \rho V_t s C_L \quad (49)$$

$$a_{22} = \frac{-1}{2m} \rho V_t s C_D \quad (50)$$

$$a_{23} = \frac{1}{4m} \rho u s \bar{C}_{Lq} \quad (51)$$

$$a_{24} = -g \frac{\cos \theta - 1}{\theta} \cos \varphi \quad (52)$$

$$a_{27} = \frac{-v}{2} \quad (53)$$

$$a_{210} = \frac{-p}{2} \quad (54)$$

$$a_{38} = [2rI_{xz} - \frac{p}{2}(I_{xx} - I_{zz})] / I_{yy} \quad (55)$$

$$a_{43} = \cos \varphi \quad (56)$$

$$a_{48} = -\sin \varphi \quad (57)$$

$$a_{88} = \frac{qI_{xz} [I_{xx} - (I_{yy} - I_{zz})]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (79)$$

$$a_{93} = \sin \varphi \tan \theta \quad (80)$$

$$a_{94} = \frac{q \sin \theta (\sin \varphi + r \cos \varphi)}{\theta \cos \theta} \quad (81)$$

$$a_{98} = \cos \varphi \tan \theta \quad (82)$$

$$a_{101} = \sin \theta \quad (83)$$

$$a_{102} = -\cos \varphi \cos \theta \quad (84)$$

$$a_{104} = \frac{u \sin \theta + (\cos \theta - 1)(v \sin \varphi + w \cos \varphi)}{\theta} \quad (85)$$

$$a_{109} = \frac{-v \cos \theta \sin \varphi + w \cos \theta (\cos \varphi - 1)}{\varphi} \quad (86)$$

$$a_{1010} = -\sin \varphi \cos \theta \quad (87)$$

$$b_{11} = \frac{T_{\max}}{m} \quad (88)$$

$$b_{12} = \frac{1}{2m} \rho V_t s (-u C_{D\delta e} + w C_{L\delta e}) \quad (89)$$

$$b_{22} = \frac{1}{2m} \rho V_t s (-w C_{D\delta e} - u C_{L\delta e}) \quad (90)$$

$$b_{73} = \frac{-1}{2} \frac{\rho V_t^2 s b [I_{xz} (C_{l\delta a} \sin \alpha + C_{n\delta a} \cos \alpha)]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} - \frac{1}{2} \frac{\rho V_t^2 s b [I_{zz} (C_{l\delta a} \cos \alpha - C_{n\delta a} \sin \alpha)]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (91)$$

$$b_{74} = \frac{-1}{2} \frac{\rho V_t^2 s b [I_{xz} (C_{l\delta a} \sin \alpha + C_{n\delta a} \cos \alpha)]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} - \frac{1}{2} \frac{\rho V_t^2 s b [I_{zz} (C_{l\delta a} \cos \alpha - C_{n\delta a} \sin \alpha)]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (92)$$

$$b_{83} = \frac{-1}{2} \frac{\rho V_t^2 s b [I_{xx} (C_{l\delta a} \sin \alpha + C_{n\delta a} \cos \alpha)]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} - \frac{1}{2} \frac{\rho V_t^2 s b [I_{xz} (C_{l\delta a} \cos \alpha - C_{n\delta a} \sin \alpha)]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (93)$$

10- مراجع

- [1] Aviation Safety Department of Boeing Commerical Airplanes, *Statistical Summary of Commerical Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959-2012*, Washington, pp. 1-15, 2013.
- [2] The Stationary Office (TSO) of Civil Aviation Authority, *Global Fatal Accident Review 2002 to 2011*, London, pp. 1-19, 2013.
- [3] M. K. Mogens Blanke, Jan Lunze, Marcel Staroswiecki, *Diagnosis and Fault-Tolerant Control*, Second Edition, pp. 1-13, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2006.
- [4] R. Isermann, *Fault-Diagnosis Systems: An Introduction from Fault Detection to Fault Tolerance*, pp. 13-25, Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2006.
- [5] *Doomed Flight AF 447: Questions Raised about Airbus Automated Control System*, Accessed 16 July 2015,

$$a_{49} = -q \frac{\cos \varphi - 1}{\varphi} - r \frac{\sin \varphi}{\varphi} \quad (58)$$

$$a_{51} = \sin \theta \quad (59)$$

$$a_{52} = -\cos \varphi \cos \theta \quad (60)$$

$$a_{54} = \frac{u \sin \theta}{\theta} + [v \sin \varphi + w \cos \varphi] \frac{\cos \theta - 1}{\theta} \quad (61)$$

$$a_{59} = \cos \theta [-v \frac{\sin \varphi}{\varphi} + w \frac{\cos \varphi - 1}{\varphi}] \quad (62)$$

$$a_{510} = -\sin \varphi \cos \theta \quad (63)$$

$$a_{61} = \frac{1}{2m} \rho s \sin \beta [C_D \cos \alpha + C_L \sin \alpha] \quad (64)$$

$$a_{62} = \frac{1}{2m} \rho s \sin \beta [-C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha] \quad (65)$$

$$a_{63} = -\frac{1}{4m} \rho s \bar{C}_{Lq} \cos \alpha \sin \beta \quad (66)$$

$$a_{64} = -\frac{g}{V_t} \left[\frac{\sin \theta}{\theta} \sin \beta \cos \alpha + \sin \varphi \cos \beta \frac{\cos \theta - 1}{\theta} \right] \quad (67)$$

$$a_{66} = \frac{\sin \beta}{\beta} \left[\frac{1}{2m} \rho s V_t C_D \frac{\sin \beta}{\beta} + \frac{g}{V_t} \sin \theta \cos \alpha \right] \quad (68)$$

$$a_{67} = \sin \alpha \quad (69)$$

$$a_{68} = -\cos \alpha \quad (70)$$

$$a_{69} = \frac{g}{V_t} \cos \theta \cos \beta \frac{\sin \varphi}{\varphi} \quad (71)$$

$$a_{71} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_t s b [-I_{xz} C_n - I_{zz} C_l]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (72)$$

$$a_{72} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_t s b [-I_{xz} C_l + I_{zz} C_n]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (73)$$

$$a_{77} = \frac{q [-I_{xz} (I_{xx} - I_{yy}) - I_{zz} I_{xz}]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (74)$$

$$a_{78} = \frac{q [I_{xz}^2 - I_{zz} (I_{yy} - I_{zz})]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (75)$$

$$a_{81} = \frac{-\frac{1}{2} \rho V_t s b [I_{xx} C_n + I_{xz} C_l]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (76)$$

$$a_{82} = \frac{-\frac{1}{2} \rho V_t s b [I_{xx} C_l - I_{xz} C_n]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (77)$$

$$a_{87} = \frac{-q [I_{xx} (I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2]}{I_{xz}^2 - I_{xx} I_{zz}} \quad (78)$$

- [13] L. Zhong, *Contribution to Fault-Tolerant Flight Control Under Actuator Failures*, PhD Thesis, University of Toulouse, France, January 2014.
- [14] Y. Tang, *Fault Tolerant Control for Nonlinear Aircraft based on Feedback Linearization*, PhD Thesis, University of Hull, England, July 2013.
- [15] M. H. Sadraey, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach*, pp. 654-664, New York: Wiley, 2012.
- [16] C. Fielding, *The Design of Fly-by-wire Flight Control Systems*, BAE Systems, London, United Kingdom, pp. 5-9, 2001.
- [17] G. Cook, A. Wernli, Suboptimal Control for the Nonlinear Quadratic Regulator Problem, *Automatica*, Vol. 11, No.1, pp. 75-84, 1975.
- [18] J. R. Cloutier, C. N. D'Souza, and C.P. Mracek, Nonlinear Regulation and Nonlinear H_∞ Control via the State-Dependent Riccati Equation Technique: Part1, Theory, in *Proceeding of The International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace*, Daytona Beach, pp. 226-246, 1996.
- [19] M. Vidyasagar, *Nonlinear Systems Analysis*, pp. 135-264, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1978.
- [20] Mostafa. H. Ammar, *Controller Design for an Unmanned Reconnaissance Aerial Vehicle*, PhD Thesis, Stockholm University, 2006.
- [21] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics & Automatic Flight Controls*, Part I, Third Edition, pp. 543-545, Kansas: DAR Corporation, 2001.
- <http://www.spiegel.de/international/world/doomed-flight-af-447-questions-raised-about-airbus-automated-control-system-a765764.html>.
- [6] J. J. Youmin Zhang, Bibliographical Review on Reconfigurable Fault-Tolerant Control Systems, *Elsevier Annual Reviews in Control*, Vol. 32, No.2, pp. 229-252, 1985.
- [7] R. A. Hess, S.R. Wells, and T. K. Vettelf, MIMO Sliding Mode Control as an Alternative to Reconfigurable Flight Control Designs, in *Proceeding of The American Control Conference Anchorage*, Anchorage, Alaska, USA, Vol. 5, No.5, pp. 3637-3643, 2002.
- [8] J. D.Boskovic, Li Sai- Ming, and R K. Mehra, Reconfigurable Flight Control Design Using Multiple Switching Controllers and On-line Estimation of Damage-Related Parameters, in *Proceeding of The 2000 IEEE International Conference on Control Applications Anchorage*, Alaska, USA, pp. 479-484, 2000.
- [9] S. Mack, Gang Tao, J.O. Burkholder, An Adaptive Detection Scheme for Aircraft Aerodynamic System Damage, in *2010 American Control Conference*, Marriott Waterfront, Baltimore, MD, USA, pp. 542-547, 2010.
- [10] *Boeing 747-100 Rollout Colors and Info*, Accessed 16 July 2015, <http://www.deviantart.com/art/Boeing-747-100-rollout-colors-and-info-294442746>.
- [11] Brian L. Stevens, Frank .L. Lewis, *Aircraft Control And Simulation*, pp. 121-128, New York: Wiley, 1992.
- [12] Jitendra R. Raol, Jatinder Singh, *Flight Mechanics Modeling and Analysis*, ed. 1, pp. 121-130, New York: CRC Press, 2008.