



## کنترل تطبیقی سیستم‌های کنترل پرواز در حضور خرابی عملگرها

محمد نوابی<sup>1</sup>، محمد رادائی<sup>2</sup>

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران  
2- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی فناوری‌های نوین، دانشگاه شهید بهشتی، تهران  
\* تهران، صندوق پستی 1983963113، [m\\_navabi@sbu.ac.ir](mailto:m_navabi@sbu.ac.ir)

### چکیده

خرابی‌های عملگر در یک سیستم می‌تواند باعث کاهش عملکرد سیستم، ناپایداری و حتی موجب حوادث و سوانح اسفباری شود. لذا، کنترل تطبیقی هواپیما در حضور آسیب یکی از مهم‌ترین موضوعات تحقیق در طراحی کنترل پرواز برای بالا بردن سطح ایمنی پروازهاست. آسیب باعث تغییرات ساختاری و عدم قطعیت‌های پارامتری می‌شود که نیازمند یک مدل‌سازی جدید هواپیما و همچنین روش‌های کنترلی جدید است. در این مقاله، ابتدا یک کنترل نامی مبتنی بر روش کنترل تنظیم‌گر بهینه طراحی شده و نشان داده می‌شود که این کنترلر قادر به برخورد با خرابی نامعین عملگرها نبوده و عملکرد مطلوب حاصل نمی‌شود. سپس، یک سیگنال فیدبک تطبیقی مبتنی بر روش کنترل تطبیقی مستقیم برای برخورد با عدم قطعیت‌ها (آسیب‌ها) طراحی می‌شود. طرح کنترل تطبیقی پیشنهادی برای یک مدل دینامیکی هواپیمای تجاری بزرگ، که حرکت طولی و عرضی آن در نتیجه استفاده از مدل اختلاف تراست کوپل شده‌اند، پیاده‌سازی می‌شود. طرح کنترلی و مدل دینامیکی در حضور خرابی عملگرهای رادر، ایلرون و موتور اعمال می‌شوند. نوع آسیب در نظر گرفته شده برای این عملگرها از نوع قفل شدن در موقعیت در نظر گرفته شده و بدین معناست که بعد از زمان آسیب سطوح کنترلی در یک مقدار نامعین ثابت می‌شوند. آنالیز تحلیلی پایداری و نتایج شبیه‌سازی‌ها اثربخشی طرح پیشنهادی را نشان می‌دهد.

### اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل  
دریافت: 18 آذر 1392  
پذیرش: 28 اسفند 1392  
ارائه در سایت: 10 آبان 1393  
کلید واژگان:  
خرابی عملگرها  
کنترل تطبیقی  
بازایی پایداری  
ردیابی مجانی  
اختلاف تراست

## Adaptive flight control systems in presence of actuator failures

Mohammad Navabi<sup>1\*</sup>, Mohammad Radaei<sup>2</sup>

1- Department of Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, GC, Tehran, Iran.

2- Department of Aerospace Engineering, Shahid Beheshti University, GC, Tehran, Iran.

\* P.O.B. 1983963113 Tehran, Iran, [m\\_navabi@sbu.ac.ir](mailto:m_navabi@sbu.ac.ir)

### ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper  
Received 09 December 2013  
Accepted 19 March 2014  
Available Online 01 November 2014

#### Keywords:

Actuator Failures  
Adaptive Control  
Stability Recovery  
Asymptotic Tracking  
Differential Thrust

### ABSTRACT

Actuator failures can cause control system performance deterioration and even lead to instability and catastrophic accidents and incidents. Therefore, the adaptive control of damaged aircraft in designing flight control systems to enhance safety level has recently become the subject of research. Damage causes structural changes and parametric uncertainties which need a new modeling and control approach. In this paper, firstly, a nominal control design based on linear quadratic regulator design is used and shown that the linear quadratic regulator design is not capable of coping with the unknown actuator failure and cannot achieve satisfactory performance. Then, a feedback adaptive signal is designed based on direct approach to handle uncertain actuator failures in linearized system. The adaptive control scheme is applied to the linearized model of a large transport aircraft in which the longitudinal and lateral motions are coupled as the result of using engine differential thrusts. The type of damage which is considered for actuators in this paper is lock-in-place which means control surfaces are fixed in an uncertain value after damage. Analytical stability analysis and simulation results are presented to demonstrate the effectiveness of the proposed approach.

### 1- مقدمه

ایجاد کنند که باید در طراحی مد نظر قرار گیرند. لذا، مدیریت سیستم‌های یدکی و جایگزین برای تخصیص ورودی کنترل مناسب در زمان خرابی امری حیاتی است که این امر تحت عنوان کنترل سیستم‌های تحمل خطای پرواز مطرح می‌شوند. در 19 ژوئیه 1989، پرواز 232 شرکت هواپیمایی آمریکایی با هواپیمای دی‌سی 10 دچار یک حادثه شد [1]. در این پرواز، زمانی که هواپیما در ارتفاع 37000 پایی در حال پرواز بوده فن موتور نصب شده بر روی دم از جا در رفته و به رادر هواپیما آسیب می‌رساند. همچنین، خطوط هیدرولیک نیز آسیب دیده و لذا سیستم‌های کنترل پرواز هواپیما نیز

در مواقع اضطراری که سطوح کنترل فرامین اولیه از دست می‌روند، یک روش کنترلی جایگزین برای نگه‌داشتن سطح قابل قبولی از پایداری و عملکرد جهت جلوگیری از حوادث و سوانح احتمالی نیاز است. بنابراین، نیاز به عملگرهای یدکی برای سیستم‌های کنترل تحمل خطا امری ضروری است. این سیستم‌های یدکی چندین راه برای اعمال نیروها و ممان توسط کنترلرهای مختلف فراهم می‌کنند. از طرفی وجود چندین عملگر یدکی در زمان آسیب و جایگزینی آن‌ها ممکن است نیروها و ممان‌های ناخواسته نیز



شکل 2 هواپیمای ایرباس ب4 شرکت هواپیمایی دی-اچ-آل [4]

در این مقاله، یک طرح جبرانگر تطبیقی با استفاده از مدل اختلاف تراست برای هواپیما در حضور خرابی عملگرها در نظر گرفته می‌شود. مسئله مهم، طراحی یک طرح جبرانگر کنترل تطبیقی است که قادر است عملکرد مطلوب سیستم را در حضور خرابی نامعین عملگر حفظ کند. ویژگی مهم این طرح این است که کنترلر نیاز به دانستن زمان و میزان آسیب ندارد و کنترلر طراحی شده قادر است، بعد از آسیب، پایداری هواپیما را حفظ کند.

## 2- استخراج مدل دینامیکی مبتنی بر اختلاف تراست

مدل‌های دینامیکی هواپیما با قابلیت تنظیم تراست موتورها به‌طور جداگانه در مقالات متعدد در نظر گرفته شده، اگر چه در این مدل‌ها در نظر گرفتن ایلرون‌های قابل تنظیم به‌طور جداگانه نبوده است، که این امر باعث ناکارآمدی مدل برای برخی از آسیب‌ها مانند آسیب ایلرون یک سمت می‌شود. لذا، در این بخش مدل هواپیما براساس انحراف ایلرون و تراست موتور نامتقارن نشان داده می‌شوند [11]. برای این کار تراست‌های موتورها به‌طور  $T_R$  و  $T_L$  برای موتور چپ و راست معرفی می‌شوند. اختلاف تراست موتورهای حرکت‌های طولی و عرضی هواپیما را به‌طور همزمان تحت تاثیر قرار می‌دهند. برای آنالیز تاثیرات اختلاف تراست موتورها بر روی حرکت هواپیما تراست‌های موتورها را در صفحه‌های  $x$ ،  $y$  و  $z$  تجزیه کرده تا حرکت‌های انتقالی و چرخشی در هر صفحه مورد بررسی قرار گیرد. بنابراین، مدل غیرخطی برای هواپیما در دستگاه بدنی، با در نظر گرفتن اختلاف تراست برای معادلات نیرو و معادلات ممان، به‌صورت رابطه (1) و (2) استخراج می‌شود.

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) &= X - mg \sin \theta + (T_L + T_R) \cos \varepsilon \\ m(\dot{v} + ru - pw) &= Y + mg \cos \theta \sin \phi \\ m(\dot{w} + pv - qu) &= Z + mg \cos \theta \cos \phi - (T_L + T_R) \sin \varepsilon \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} I_x \dot{p} + I_{xz} \dot{r} + (I_z - I_y)qr + I_{xz}qp &= L + I(T_L - T_R) \sin \varepsilon \\ I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(r^2 - p^2) &= M \\ I_z \dot{r} + I_{xz} \dot{p} + (I_y - I_x)qp - I_{xz}qr &= N + I(T_L - T_R) \cos \varepsilon \end{aligned} \quad (2)$$

با فرض متقارن بودن جرم در صفحه  $X-Y$ ،  $I_{yz}$  و  $I_{xy}$  از معادلات حذف شده و با خطی‌سازی معادلات حول نقطه تعادل، معادلات در فضای حالت به شکل رابطه (3) بیان می‌شوند:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} A_{4 \times 4}^{(1)} & A_{4 \times 5}^{(2)} \\ A_{5 \times 4}^{(3)} & A_{5 \times 5}^{(4)} \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} B_{4 \times 3}^{(1)} & B_{4 \times 3}^{(2)} \\ B_{5 \times 3}^{(3)} & B_{5 \times 3}^{(4)} \end{bmatrix} U \quad (3)$$

که  $A^{(2)}$  و  $B^{(2)}$  ماتریس‌های صفر و  $A^{(1)}$ ،  $A^{(4)}$ ،  $B^{(1)}$  و  $B^{(4)}$  مشابه مرجع [12] بوده و ماتریس‌های  $A^{(3)}$  و  $B^{(3)}$  به‌صورت رابطه (4) تعریف می‌شوند.

$$A^{(3)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \bar{T}_u & \bar{T}_w & 0 & 0 \\ \bar{T}_u & \bar{T}_w & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B^{(3)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \bar{T}_{\delta_{t1}}'' & -\bar{T}_{\delta_{t1}}'' \\ 0 & \bar{T}_{\delta_{t1}}'' & -\bar{T}_{\delta_{t1}}'' \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

کنترل‌پذیری خود را از دست دادند. در این پرواز، خلبانان پرواز توانستند با اختلاف تراست موتورها هواپیما را به فرودگاه رسانده، اما بر اثر سرعت زیاد در زمان نشستن هواپیما دچار سانحه شده (شکل 1) و نیمی از مسافران جان خود را از دست دادند [2]. بعد از این پرواز، تحقیقات ناسا برای توسعه سیستم‌های کنترل پرواز مبتنی بر اختلاف تراست موتورها، زمانی که سایر سطوح کنترلی از دست رفته‌اند، شروع شد [3]. در سال 2003 نیز یک هواپیمای ایرباس ب4 پس از برخاستن از فرودگاه بغداد توسط موشک مورد اصابت قرار گرفت (شکل 2) که منجر به از دست رفتن سیستم هیدرولیک شده و تمامی سطوح کنترلی فرمان‌پذیری خود را از دست دادند [4]. با وجود این، تیم فنی پرواز موفق شدند با استفاده از اختلاف تراست موتورها هواپیما را سالم بنشانند. یک سیستم جایگزین کنترلی به نام کنترل پیشران هواپیما<sup>1</sup>، که تنها از اختلاف تراست هواپیما برای کنترل حرکت طولی و عرضی هواپیما استفاده می‌کرد، برای هواپیمای ام‌دی11 مورد طراحی و تست پروازی قرار گرفت [5,6]. بعد از آن، چندین روش کنترلی مختلف، تحت عنوان سیستم‌های کنترل تحمل خطای فعال و غیرفعال، برای کنترل هواپیما در حضور خرابی عملگرها و آسیب سازه‌ای استفاده شده است. سیستم‌های کنترل تحمل خطای غیرفعال، که مبتنی بر تکنیک‌های کنترل مقاوم هستند، تنها برای آسیب‌های تعریف شده از قبل برای سیستم مناسب هستند [7]. از طرفی این روش‌ها برای حل بهینه و بهنگام مسئله نیازمند نرم‌افزار و سخت‌افزار پیچیده‌تری در کنترل سیستم‌های کنترل پرواز خواهند بود. رویکردی دیگر روش کنترل تحمل خطای فعال نامیده می‌شود، که با استفاده از تکنیک‌های شناسایی و تشخیص خطا و همچنین روش‌های کنترلی مختلف قادر به کنترل و بازیابی پایداری هواپیمای آسیب‌دیده هستند [8]. کنترل تطبیقی یکی از این روش‌ها بوده که حتی بدون نیاز به زیرسیستم شناسایی و تشخیص خطا به‌طور آنلاین و تطبیقی، با آپدیت کردن کنترلر با استفاده از قوانین تطبیق، کنترل و بازیابی، پایداری هواپیمای آسیب‌دیده را تضمین می‌کند [9,10]. یقیناً، عدم نیاز به زیرسیستم تشخیص و شناسایی خطا هزینه طراحی را کاهش داده و همچنین پاسخ سیستم سریع‌تر خواهد بود، اگر چه سیستم‌های کنترل تطبیقی دارای معایبی چون کند بودن پاسخ گذرای سیستم و همچنین مسئله مهم پایداری نیز هستند. به طور کلی، سیستم‌های کنترل تطبیقی مبتنی بر لیاپانوف با یک سری فرضیات برای اثبات همراه هستند که در این مقاله نیز در فرض این امر مشاهده می‌شود که در صورت نقض این فرضیات پایداری سیستم با مشکل مواجه می‌شود که این امر موجب پیدایش نسل دیگری از سیستم‌های کنترل تطبیقی به نام "کنترل مقاوم تطبیقی" شد. هدف طراحی یک کنترلر تطبیقی است که قادر است با استفاده از سایر سطوح کنترلی باقی‌مانده در زمان آسیب به یک عملگر مانند ادر، ایلرون و موتور وارد عمل شده و پایداری و عملکرد هواپیما را حفظ کند.



شکل 1 هواپیمای دی‌سی 10 بعد از نشست ناموفق [2]

$$\sigma_i = \begin{cases} 1, & u_i = \bar{u} \\ 0, & u_i \neq \bar{u} \end{cases} \quad (13)$$

رابطه (13) بدین معناست که در زمان آسیب  $s_i = 1$  و در غیر این صورت برابر صفر در نظر گرفته می‌شود. فرض می‌شود آسیب‌ها به‌طور آنی اتفاق افتاده و تابع ثابت پله‌ای هستند. الگوی مجموعه آسیب‌ها به‌صورت  $\Sigma = \{\sigma^i, i=1,2,\dots,2^m\}$  تعریف می‌شود. سیستم (5) به صورت رابطه (14) بازنویسی می‌شود.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B(I - \sigma)v(t) + B\sigma\bar{u} \quad (14)$$

طرح تطبیقی به‌صورت قانون کنترل فیدبک حالت به‌صورت رابطه (15) نوشته می‌شود.

$$v(t) = \hat{K}x(t) + \hat{\theta}, \quad (15)$$

که  $\hat{K} = [\hat{K}_1, \hat{K}_2, \dots, \hat{K}_m]^T \in R^{m \times n}$  و  $\hat{\theta} = [\hat{\theta}_1, \hat{\theta}_2, \dots, \hat{\theta}_m]^T \in R^{m \times 1}$  و قوانین تطبیق به شکل رابطه (16) و (17) تعریف می‌شوند.

$$\dot{\hat{K}}_i = -\Gamma_i x x^T P b_i, \quad i=1,2,\dots,m \quad (16)$$

$$\dot{\hat{\theta}}_i = -\lambda_i x^T P b_i, \quad i=1,2,\dots,m \quad (17)$$

که  $\Gamma_i = \Gamma_i^T > 0, \lambda_i > 0$ ،  $b_i$   $i$  امین ستون  $B, i=1,2,\dots,m$  بوده و  $P = P^T > 0$  معادله ریکاتی (18) را ارضا می‌کند.

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0 \quad (18)$$

برای طرح کنترل تطبیقی ارائه شده فرض زیر مفروض است.

**فرضیه ۱:**  $(A, B)$  پایدارپذیر بوده، اگر رتبه ماتریس  $B(I - \sigma)$  به‌ازای تمامی حالت‌های ممکن آسیب برابر با رتبه ماتریس  $B$  باشد.

**قضیه ۱:** قانون کنترلی (15)، از (16) و (17) آپدیت شده و به سیستم (5) اعمال می‌شود که دچار خرابی‌های عملگر (6) تحت فرضیه (1) شده‌اند، سیگنال‌های سیستم حلقه بسته کراندار بوده و به‌ازای هر  $\sigma \in \Sigma$   $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$  برقرار است.

**اثبات:** از آنجا که  $(A, B)$  پایدارپذیر است، ثابت‌های  $K \in R^{m \times n}$  و  $P \in R^{n \times n}$  وجود دارند، به طوری که رابطه (19) برقرار است.

$$P(A + BK) + (A + BK)^T P = -Q < 0, P = P^T > 0, Q = Q^T > 0 \quad (19)$$

از شرایط فرضیه ۱:

یعنی (رتبه ماتریس  $B(I - \sigma)$  به‌ازای تمامی حالت‌های ممکن آسیب برابر با رتبه ماتریس  $B$  باشد)، ترکیب‌های خطی از ستون  $B$  می‌توانند به‌صورت ترکیب خطی از  $B(I - \sigma)$  بیان شوند؛ یعنی، برای هر  $\sigma \in \Sigma$ ، یک  $K_\sigma \in R^{m \times n}$  به طوری که رابطه (20) برقرار است:

$$B(I - \sigma)K_\sigma = BK \quad (20)$$

بنابراین، برای هر  $s_i$ ،  $K_\sigma$  وجود دارد که معادله:

$$P = P^T > 0, P[A + B(I - \sigma)K_\sigma] + [A^T + (I - \sigma)K_\sigma^T B^T]P = -Q < 0,$$

را ارضا می‌کند، مشابه در (19).

فرض می‌شود در زمان نامعین  $t$  تعدادی آسیب‌های عملگر که برای سیستم از قبل تعریف نشده به سیستم اعمال می‌شود به طوری که  $U_i(t) = \bar{u}_i, i = i_1, i_2, \dots, i_p, \{i_1, i_2, \dots, i_p\} \subset \{1, 2, \dots, m\}$   $t_k < t_{k+1}, k = 1, 2, \dots, N$  با  $t_k$  (زمانی که الگوی خرابی  $\sigma$  تغییر می‌کند)، برای سیستم (14) با کنترلی (15)، (16) و (17)، یک تابع کاندیدای لیانوف به‌صورت رابطه (21) می‌تواند انتخاب شود [15].

$$V = \frac{1}{2} x^T P x + \frac{1}{2} \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} (\hat{K}_i - K_i)^T \Gamma_i^{-1} (\hat{K}_i - K_i) + \frac{1}{2} \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} \lambda_i^{-1} (\hat{\theta}_i - \theta_i)^2 \quad (21)$$

که نشان‌دهنده اثر کوپلینگ اختلاف تراست موتورهاست. شایان ذکر است که این مدل از مدل‌های استفاده شده در مراجع [14, 12, 13] متفاوت بوده که هر موتور و هر ایلرون جهت برخورد با خرابی عملگرها مانند دم‌عمودی و یا موتور به‌طور جداگانه در نظر گرفته شده‌اند که با مدل هواپیمای متداول قابل حصول نخواهد بود.

### 3- فرمولاسیون مسئله

یک سیستم خطی نامتغیر با زمان به شکل رابطه (5) در نظر گرفته می‌شود.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), \quad x(t) \in R^n, \quad u(t) \in R^m \quad (5)$$

که در آن عملگرهای  $u(t) = [u_1(t), u_2(t), \dots, u_m(t)]^T$  در طول پرواز ممکن است دچار آسیب شوند. مدل آسیب به‌صورت رابطه (6) تعریف می‌شود.

$$u_i(t) = \bar{u}_i, \quad t \geq t_i, \quad i \in \{1, 2, \dots, m\} \quad (6)$$

که  $t_i$  زمان نامعین خرابی و  $\bar{u}_i$  ثابت خرابی نامعین عملگر است. خرابی عملگر مانند اینکه سطوح کنترلی هواپیما مانند دم‌عمودی یا ایلرون در یک موقعیت نامعین و در زمانی نامعین ثابت باقی بمانند و دیگر قابلیت حرکت برای اعمال کنترل را نداشته باشند [15]. هدف کنترلی طراحی سیگنال کنترلی فیدبک تطبیقی است برای اعمال به عملگرها در حضور عدم قطعیت‌های پارامتری (آسیب‌ها) جهت اطمینان از ردیابی مجانبی و کراندار بودن سیگنال حلقه بسته، به طوری که حد متغیرهای حالت در بی‌نهایت به صفر میل کند؛ یعنی  $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$ .

### 4- عملکرد سیستم با طرح کنترلر بهینه نامی

در این بخش، یک طرح کنترل نامی مبتنی بر کنترل تنظیم‌گر بهینه نشان داده می‌شود. قانون کنترل فیدبک به‌صورت رابطه (7) نمایش داده می‌شود.

$$u_\sigma = Kx(t) \quad (7)$$

که  $K \in R^{6 \times 9}$  ماتریس بهره فیدبک انتخاب شده برای مینیمم کردن تابع هزینه (8) است.

$$J = \int_0^\infty (x^T Q x + u^T R u) dt, \quad (8)$$

که  $Q = Q^T > 0$  و  $R = R^T > 0$  ماتریس‌های وزنی هستند و برای  $P = P^T > 0$  تابع (9) ارضا می‌شود.

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P + Q = 0, \quad (9)$$

بهره فیدبک  $K$  به‌صورت رابطه (10) تعریف می‌شود:

$$K = -R^{-1}B^T P \quad (10)$$

طرح کنترل تنظیم‌گر بهینه پایداری مجانبی سیستم حلقه بسته را تضمین می‌کند، اگرچه در حضور خرابی نامعین موتور عملکرد نامی دیگر رضایت‌بخش نیست. پاسخ نمونه کنترلی در شبیه‌سازی نمونه‌های (2)، (4) و (6) نشان داده شده که مشاهده می‌شود بعضی از متغیرهای سیستم به حالت پایدار برگردانده نمی‌شود.

### 5- طرح جبراً فیدبک تطبیقی در حضور آسیب

در حضور خرابی‌های عملگر،  $u(t)$  به‌صورت رابطه (11) تعریف می‌شود.

$$u(t) = v(t) + \sigma(\bar{u} - v(t)) \quad (11)$$

که  $v(t) \in R^m$  بردار ورودی کنترل اعمال شده است،  $\bar{u} = [\bar{u}_1, \bar{u}_2, \dots, \bar{u}_m]^T$  بردار خرابی است و  $\sigma$  الگوی آسیب را نشان می‌دهد. الگوی آسیب به صورت رابطه (12) معین می‌شود.

$$\sigma = \text{diag}\{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_m\} \quad (12)$$

که  $s_i$  به‌صورت رابطه (13) تعرف می‌شود.

مدل هواپیما مبتنی بر اختلاف تراست معرفی شده، سپس، طبق طراحی مدل کنترلر نامی معرفی شده، شبیه‌سازی این مدل بدون آسیب برای ارزیابی کنترلر نامی انجام می‌شود. سپس مدل آسیب را به کنترلر اعمال کرده و از طرح جبرانگر کنترلر تطبیقی فیدبک در حضور خرابی‌های رادر، ایلرون و موتور استفاده می‌شود.

برای شبیه‌سازی، از یک مدل هواپیمای تجاری بزرگ (مشابه بوئینگ 747) استفاده می‌شود. هواپیما با سرعت 774 فوت بر ثانیه و در ارتفاع 40 هزار فوتی در حال پرواز است. مدل دینامیکی خطی شده به صورت رابطه (25) تعریف می‌شود.

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} A_{4 \times 4}^{(1)} & A_{4 \times 5}^{(2)} \\ A_{5 \times 4}^{(3)} & A_{5 \times 5}^{(4)} \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} B_{4 \times 3}^{(1)} & B_{4 \times 3}^{(2)} \\ B_{5 \times 3}^{(3)} & B_{5 \times 3}^{(4)} \end{bmatrix} U \quad (25)$$

که  $A^{(2)}$  و  $B^{(2)}$  ماتریس‌های صفر و

$$x = [u \ w \ q \ \theta \ v \ r \ p \ \phi \ \psi]^T$$

$$U = [\delta_e \ \delta_{i_1} \ \delta_{t_r} \ \delta_{a_1} \ \delta_{a_r} \ \delta_r]^T$$

$$A^{(1)} = \begin{bmatrix} -0.003 & 0.039 & 0 & -0.322 \\ -0.065 & -0.319 & 7.74 & 0 \\ 0.020 & -0.101 & -0.429 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$A^{(3)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.08 & 0.02 & 0 & 0 \\ 0.02 & 0.005 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$A^{(4)} = \begin{bmatrix} -0.0558 & -7.74 & 0 & 0.322 & 0 \\ 0.0773 & -0.115 & -0.0318 & 0 & 0 \\ -0.394 & 0.388 & -0.465 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B^{(1)} = \begin{bmatrix} 0.01 & 1 & 1 \\ -0.18 & -0.04 & -0.04 \\ -1.16 & 0.598 & 0.598 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B^{(3)} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.4 & -0.4 \\ 0 & 0.02 & -0.02 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B^{(4)} = \begin{bmatrix} 0.03 & -0.03 & 0.0564 \\ 0.0036 & -0.0036 & -0.4750 \\ 0.0715 & 0.0715 & 0.02 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

عبارت‌های غیرصفر در  $A^{(3)}$  و  $B^{(3)}$  نشان دهنده تاثیر اختلاف تراست می‌باشند.

در این مقاله، سه نوع خرابی عملگر در نظر گرفته می‌شود: خرابی عملگر دم عمودی، ایلرون و موتور. خرابی دم عمودی به صورت رابطه (26) در نظر گرفته می‌شود:

$$U_6(t) = 2 \text{crad}, t \geq t_f \quad (26)$$

برای هر بازه زمانی  $i$  که  $t_{N+1} = \infty$  و  $t_0 = 0$ ، با  $(t_k, t_{k+1})$ ،  $k=0,1,\dots,N$  امین ردیف  $K_\sigma$  و  $\theta_i$  راه حل معادله (22) است، و به‌ازای  $\theta_i=0$ ،  $i=i_1, i_2, \dots, i_p$  مشتق زمانی  $V$  در هر بازه  $(t_k, t_{k+1})$  به صورت رابطه (23) محاسبه می‌شود.

$$\sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} b_j \theta_i = - \sum_{j=i_1, i_2, \dots, i_p} b_j \bar{u}_j \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{2} x^T P(A+B(I-\sigma)\hat{K})x + \frac{1}{2} x^T (A^T + \hat{K}^T(I-\sigma)B^T)Px \\ &+ x^T P\sigma B\bar{U} + x^T PB(I-\sigma)\hat{\theta} + \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} (\hat{K}_i - K_i)^T \Gamma_i^{-1} \hat{K}_i \\ &+ \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} \lambda_i^{-1} (\hat{\theta}_i - \theta_i) \dot{\hat{\theta}}_i \\ &= \frac{1}{2} x^T [P(A+B(I-\sigma)K_\sigma) + (A^T + K_\sigma^T(I-\sigma)B^T)P]x \\ &+ x^T PB(I-\sigma)(\hat{K} - K_\sigma)x + \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} x^T P b_j \bar{u}_j \\ &+ \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} x^T P b_i \theta_i + x^T PB(I-\sigma)(\hat{\theta} - \theta) \\ &+ \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} (\hat{K}_i - K_i)^T \Gamma_i^{-1} \hat{K}_i + \sum_{i \neq i_1, i_2, \dots, i_p} \lambda_i^{-1} (\hat{\theta}_i - \theta_i) \dot{\hat{\theta}}_i \\ &= -\frac{1}{2} x^T Qx \leq 0 \end{aligned} \quad (23)$$

و در ادامه اینکه  $\hat{\theta}_i \in L^\infty$  و  $\hat{K}_i \in L^\infty$  و  $x \in L^2 \cap L^\infty$  برای  $i \neq i_1, i_2, \dots, i_p$  رابطه (16) را خواهیم داشت:

$$[\Gamma_1^{-1} \hat{K}_1, \Gamma_2^{-1} \hat{K}_2, \dots, \Gamma_m^{-1} \hat{K}_m] = -x x^T P B. \quad (24)$$

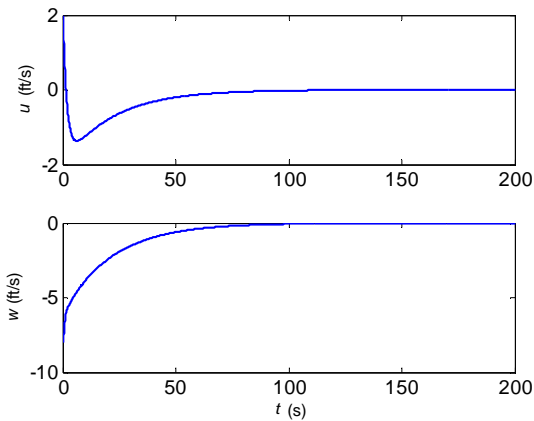
از آنجا که  $B$  می‌تواند به صورت ترکیب خطی از  $b_i, i \neq i_1, i_2, \dots, i_p$  و همچنین  $\Gamma_i^{-1} \hat{K}_i, i \neq i_1, i_2, \dots, i_p$  نشان داده شود، این بدین معناست که  $\hat{K}_i \in L^\infty$  برای  $i = i_1, i_2, \dots, i_p$  و به‌طور مشابه  $\hat{\theta}_i \in L^\infty$  برای  $i = i_1, i_2, \dots, i_p$  هستند.

تابع  $V$  در  $t_k, k=0,1,\dots,N$  پیوسته نیست و تنها مقادیر محدودی در آن زمان‌ها دارد. لذا، به‌دست می‌آید  $\hat{\theta} \in L^\infty, \forall t \geq 0$  و  $x \in L^2 \cap L^\infty, \hat{K} \in L^\infty$  زیرا  $v(t) \in L^\infty$  و  $x(t) \in L^2$  و همچنین خواهیم داشت:  $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = 0$ .

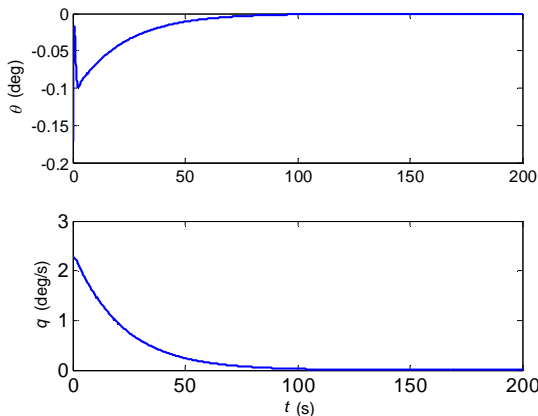
این طرح جبرانگر تطبیقی قابل اعمال به یک مدل دینامیکی خطی شده هواپیما حول نقطه تعادل  $(x_0, U_0)$  بوده که نشان‌دهنده شرایط پایدار با بال تراز است. معنی فیزیکی بردار حالت غیرصفر  $x(t)$  در (5) بدین معناست که متغیرهای سیستم از حالت تعادل خود خارج شده و دیگر پایدار نخواهد بود. اما طرح کنترل تطبیقی پیشنهادی قادر است هواپیما را بعد از آسیب در مدت زمانی کوتاه به شرایط پایدار و تعادل اولیه (صفر) که همان هدف کنترلی است باز گرداند. نتیجه قضیه (1) بدین معناست که تحت فرض (1) طرح کنترل تطبیقی قادر به ردیابی مجانبی  $x(t)$  به صفر است؛ یعنی، تحت فرض (1) (که در عمل در مورد خرابی رادر صدق می‌کند)، هواپیما به‌طور اتوماتیکی تحت شرایط نرمال یا آسیب به شرایط پرواز پایدار برمی‌گردد (تمامی این شرایط برای کنترلر فیدبک نامعین است).

## 6- اعمال روش به کنترل پرواز هواپیما

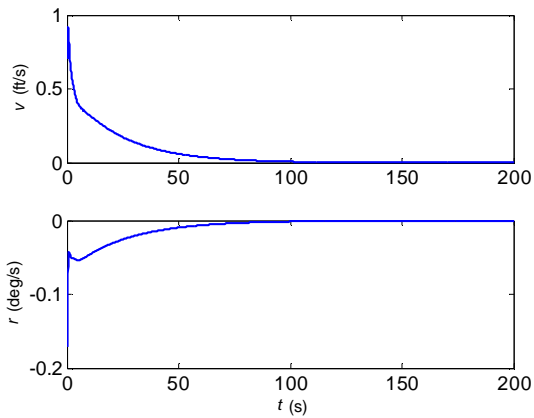
در این بخش، نتایج شبیه‌سازی برای نشان دادن اثربخش بودن طرح تطبیقی پیشنهادی آورده می‌شود که به هواپیما با آسیب‌های رادر، ایلرون و موتور اعمال شده و از مدل اختلاف تراست موتور هواپیما استفاده می‌شود. ابتدا یک



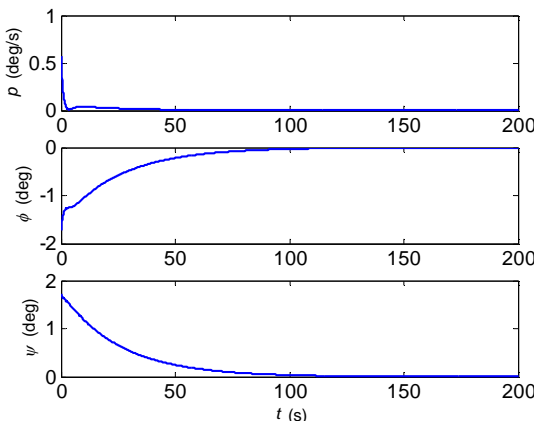
شکل 3 سرعت‌های رو به جلو و پایین در نمونه 1



شکل 4 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 1



شکل 5 سرعت به سمت راست و سرعت زاویه‌ای در گردش در نمونه 1



شکل 6 سرعت زاویه‌ای در چرخش، زاویه چرخش و زاویه گردش در نمونه 1

که  $t_f$  نشان‌دهنده زمان آسیب بوده، به این معنا که دم‌عمودی در این زمان در موقعیت خود فیکس شده و دیگر حرکت نمی‌کند. خرابی ایلرون نیز به صورت رابطه (27) نشان داده می‌شود:

$$U_5(t) = 4 \text{crad} \quad t \geq t_f \quad (27)$$

که نشان‌دهنده آن است که زاویه ایلرون سمت راست در زمان  $t_f$  در 4 سانتی‌رادیان فیکس شده و در همان وضعیت باقی می‌ماند. آسیب وارده به موتور به شکل رابطه (28) تعریف می‌شود:

$$U_2(t) = 0.2U_2(t_f) \quad t \geq t_f \quad (28)$$

که نشان‌دهنده آن است که موتور سمت چپ در مقدار نامعینی در زمان  $t_f$  یا همان زمان آسیب قفل شده و دیگر قابل تنظیم نیست.

## 7- نتایج شبیه‌سازی

در این شبیه‌سازی، مقادیر اولیه بردار متغیرهای حالت به صورت رابطه (29) انتخاب می‌شود.

$$x_0 = [2 \quad -8 \quad -0.3 \quad 4 \quad 0.7 \quad -0.3 \quad 1 \quad -3 \quad 3] \quad (29)$$

این بردار حالت اولیه نشان‌دهنده یک حالت غیرپایدار پرواز (افتشاشی) است که هواپیما در حالت اوج‌گیری با سرعت‌های 2 فیت بر ثانیه در محور  $x$  و 8 فیت بر ثانیه در محور  $z$  و 0/7 فیت بر ثانیه در راستای محور  $y$  است. نرخ یاو و پیچ  $-0/3$  سانتی‌رادیان بر ثانیه ( $-0/17$  درجه بر ثانیه) است. زاویه پیچ 4 سانتی‌رادیان ( $2/29$  درجه) و زاویه رول  $-3$  سانتی‌رادیان ( $-1/72$  درجه) هستند. نرخ رول 1 سانتی‌رادیان بر ثانیه ( $0/57$  درجه بر ثانیه) و زاویه یاو 3 سانتی‌رادیان ( $1/72$  درجه) است.

برای طراحی کنترلر،  $Q$  به صورت ماتریس قطری  $\{1, 1, 1, 1, 7, 1, 1, 6, 5\}$  و  $R$  به صورت ماتریس  $5I_6$  برای به دست آوردن همگرایی مطلوب بردار متغیرهای حالت در شبیه‌سازی انتخاب شده‌اند. در این مقاله، هفت نمونه شبیه‌سازی برای بررسی مقایسه‌ای کنترلر تنظیم‌گر بهینه و تطبیقی به صورت زیر تعریف می‌شود:

نمونه (1) پاسخ‌های سیستم با کنترلر بهینه نامی برای هواپیما بدون آسیب

نمونه (2) پاسخ‌های سیستم با کنترلر بهینه نامی در حضور خرابی رادر (26)

نمونه (3) پاسخ‌های سیستم با کنترلر جبرانگر تطبیقی در حضور خرابی را در (26)

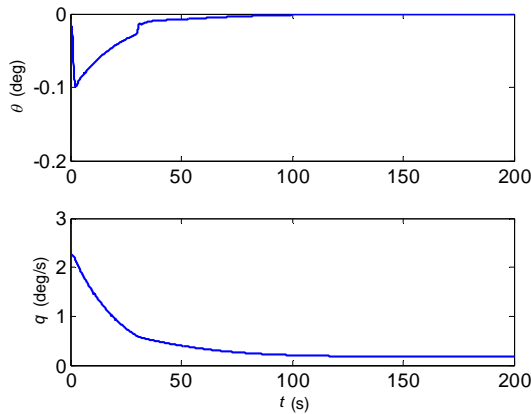
نمونه (4) پاسخ‌های سیستم با کنترلر بهینه نامی در حضور خرابی ایلرون (27)

نمونه (5) پاسخ‌های سیستم با کنترلر جبرانگر تطبیقی در حضور خرابی ایلرون (27)

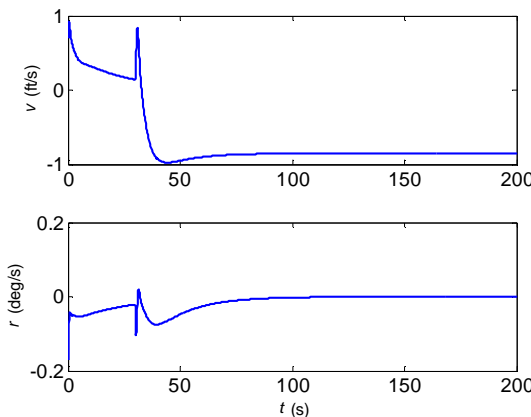
نمونه (6) پاسخ‌های سیستم با کنترلر بهینه نامی در حضور خرابی موتور (28)

نمونه (1)

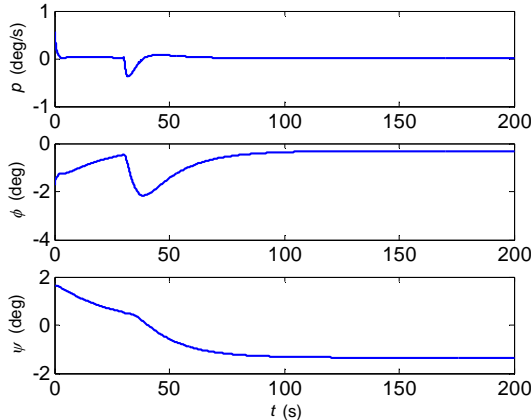
در این بخش، عملکرد سیستم با طراحی کنترلر بهینه نامی بدون حضور خرابی بررسی می‌شود؛ یعنی از معادلات مبتنی بر اختلاف تراست براساس طراحی کنترلر تنظیم‌گر بهینه برای حرکت کوپل شده طولی و عرضی هواپیما استفاده می‌شود. نتایج این شبیه‌سازی‌ها در شکل‌های 3، 4، 5، 6، 7 و 8 نشان داده شده‌اند. مشاهده می‌شود که این کنترلر به خوبی قادر است مدل دینامیکی تعریف شده مبتنی بر اختلاف تراست را برای حرکت کوپلینگ عرضی-سمتی کنترل کند. در نمودارها محور افقی معرف زمان برحسب ثانیه است.



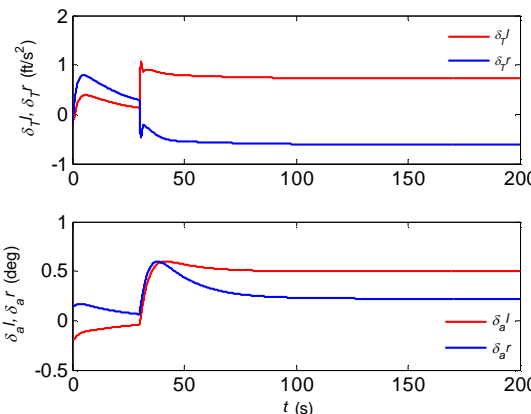
شکل 10 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 2



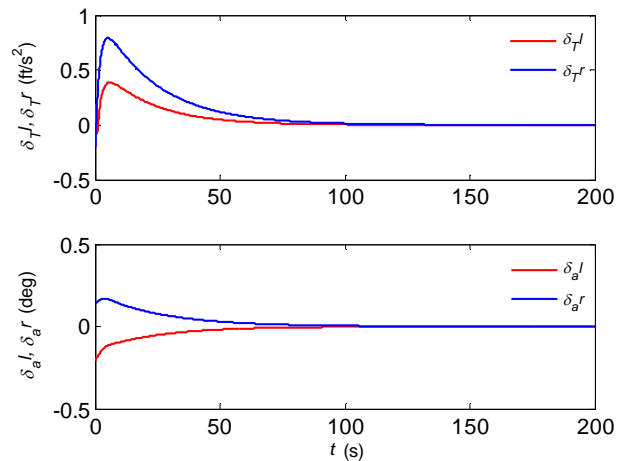
شکل 11 سرعت به سمت راست و سرعت زاویه‌ای در گردش در نمونه 2



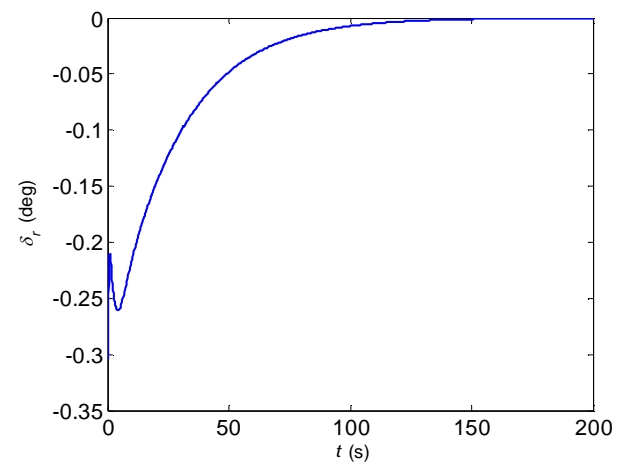
شکل 12 سرعت زاویه‌ای در چرخش، زاویه چرخش و زاویه گردش در نمونه 2



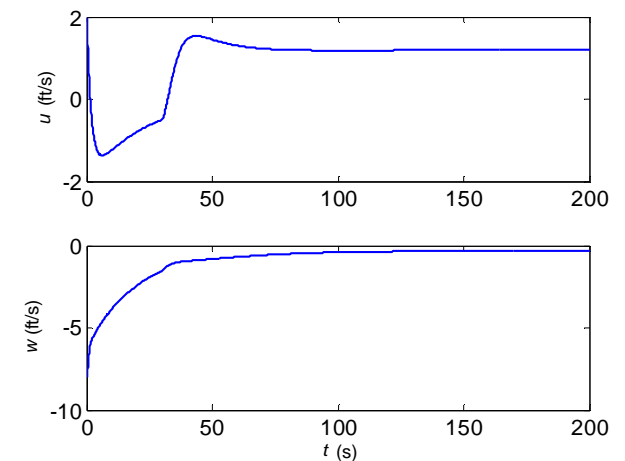
شکل 13 ورودی‌های کنترلی اختلاف تراست و ایلرون‌های چپ و راست در نمونه 2



شکل 7 ورودی‌های کنترلی اختلاف تراست و ایلرون‌های چپ و راست در نمونه 1



شکل 8 ورودی‌های کنترلی رادر در نمونه 1



شکل 9 سرعت‌های رو به جلو و پایین در نمونه 2

نمونه (2)

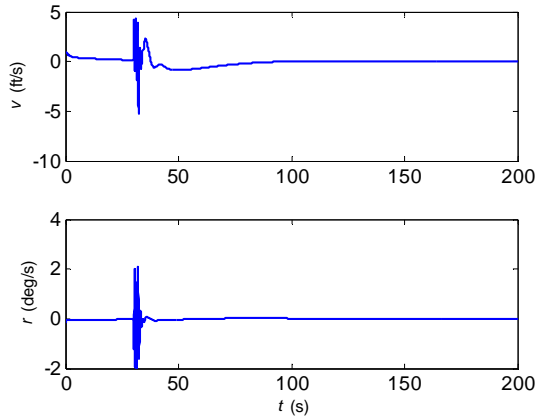
در این بخش عملکرد سیستم با طراحی کنترلر بهینه نامی در حضور خرابی رادر (26) مورد بررسی قرار می‌گیرد. خرابی در  $t_r=30$  ثانیه اتفاق افتاده و مقادیر اولیه برای متغیرهای حالت در (29) توصیف شده است. نتایج در شکل‌های 9، 10، 11، 12، 13 و 14 نشان داده شده‌اند.

از شکل‌ها مشاهده می‌شود که بعضی از متغیرهای حالت مانند سرعت در راستای محور  $x$  و  $y$  یعنی  $u$  و  $v$  و زاویه یاو ( $\psi$ ) توسط کنترلر نامی در حضور خرابی رادر به شرایط پایدار بر نمی‌گردند.

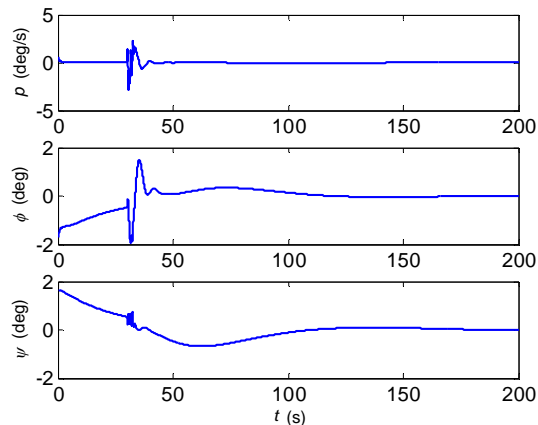
نمونه (3)

در این نمونه، خرابی رادر (26) با کنترلر تنظیم‌گر تطبیقی در نظر گرفته می‌شود. زمان آنی خرابی  $t_r = 30$  ثانیه بوده و مقادیر اولیه متغیرهای حالت در (29) تعریف شده است. المان‌های  $\Gamma_i (i=1,2,\dots,6)$  به صورت زیر:  $[0.01 \ 0.01 \ 0.01 \ 0.01 \ 0.08 \ 0.02 \ 0.02 \ 4 \ 4]$  و  $\lambda_i$  به صورت زیر:  $[0.02 \ 0.4 \ 0.4 \ 0.4 \ 0.4 \ 0.03]$  انتخاب شده‌اند.

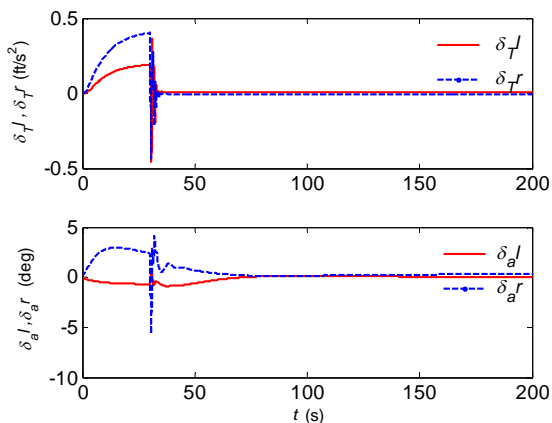
پاسخ عملکرد سیستم و ورودی‌های کنترلی در شکل‌های 15، 16، 17، 18، 19 و 20 نشان داده شده‌اند. مشاهده می‌شود که متغیرهای حالت با طرح جبرانگر تطبیقی در حضور خرابی رادر به خوبی بعد از آسیب به حالت پایدار برمی‌گردند.



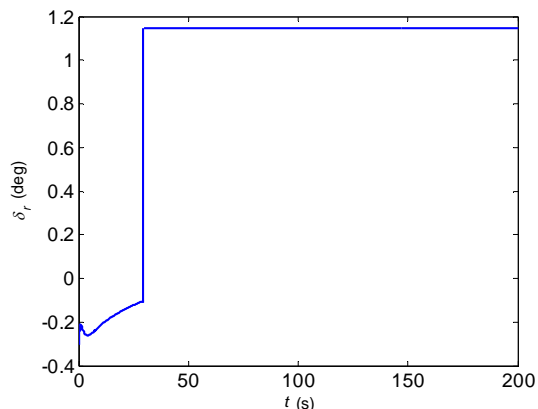
شکل 17 سرعت به سمت راست و سرعت زاویه‌ای در گردش در نمونه 3



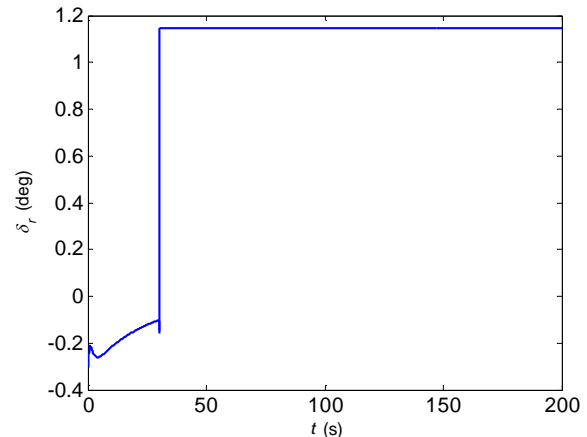
شکل 18 سرعت زاویه‌ای در چرخش، زاویه چرخش و زاویه گردش در نمونه 3



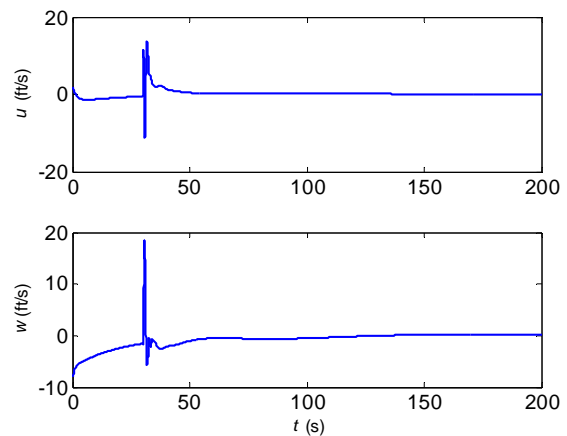
شکل 19 ورودی‌های کنترلی اختلاف تراست و ایلرون‌های چپ و راست در نمونه 3



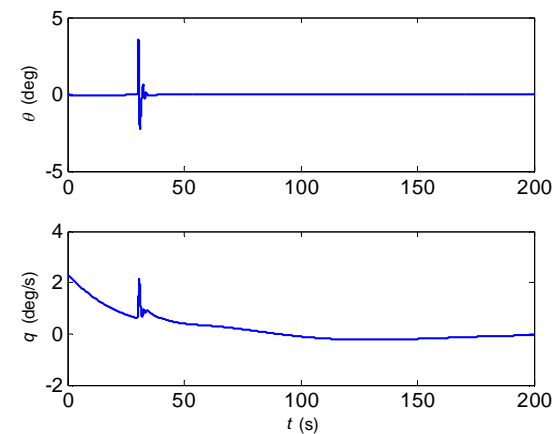
شکل 20 ورودی‌های کنترلی رادر در نمونه 3



شکل 14 ورودی‌های کنترلی رادر در نمونه 2



شکل 15 سرعت‌های رو به جلو و پایین در نمونه 3

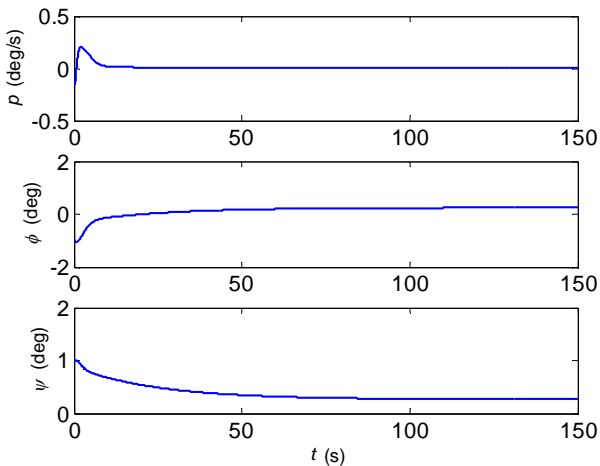


شکل 16 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 3

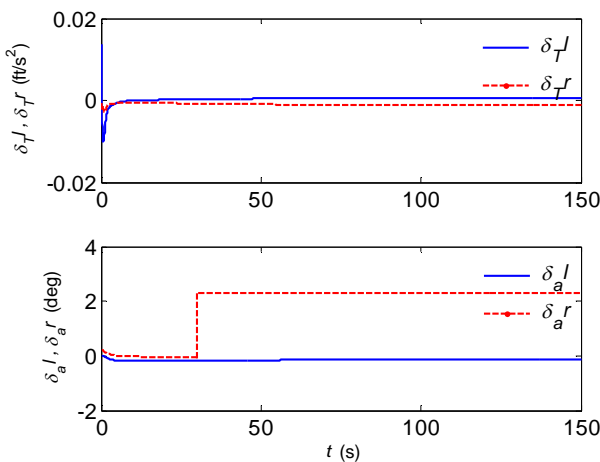


نمونه (4)

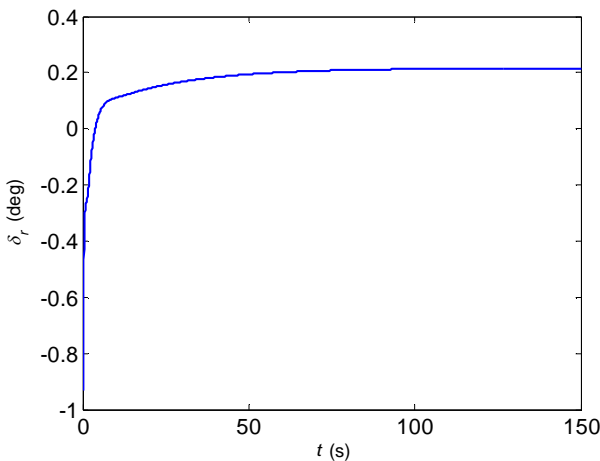
در این بخش، عملکرد سیستم با طراحی کنترلر بهینه نامی در حضور خرابی ایلرون (27) مورد بررسی قرار می‌گیرد. خرابی در  $t_r=10$  ثانیه اتفاق افتاده و مقادیر اولیه برای متغیرهای حالت در (29) توصیف شده است. نتایج در شکل‌های 21، 22، 23، 24، 25 و 26 نشان داده شده‌اند. از شکل‌ها مشاهده می‌شود که بعضی از متغیرهای حالت مانند سرعت در راستای محور  $y$  یعنی  $v$  و زاویه یاو ( $\psi$ ) توسط کنترلر نامی در حضور خرابی ایلرون به شرایط پایدار بر نمی‌گردند.



شکل 24 سرعت زاویه‌ای در چرخش، زاویه چرخش و زاویه گردش در نمونه 4



شکل 25 ورودی‌های کنترلی اختلاف تراست و ایلرون‌های چپ و راست در نمونه 4



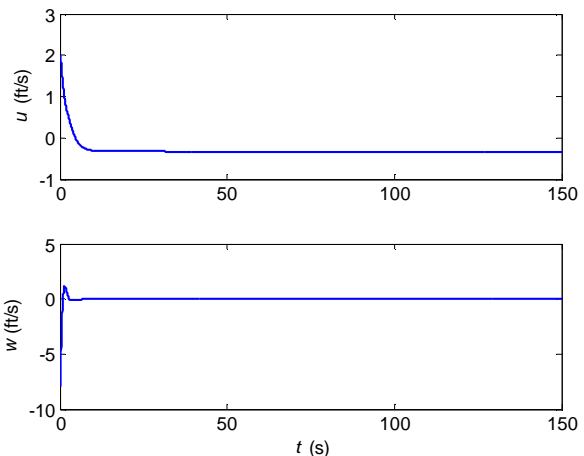
شکل 26 ورودی‌های کنترلی رادر در نمونه 4

نمونه (5)

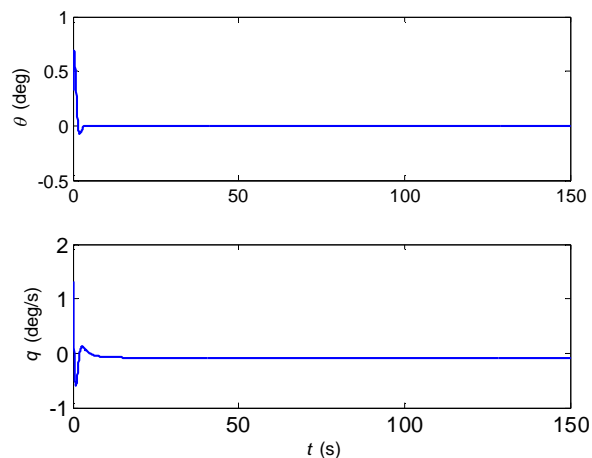
در این حالت، خرابی ایلرون (27) در نظر گرفته می‌شود. زمان آنی خرابی  $t_r=30$  ثانیه انتخاب می‌شود. مقادیر اولیه در 29 تعریف شده و المان  $\Gamma_i$  به صورت زیر:

$$[4 \ 0.02 \ 0.01 \ 0.01 \ 0.01 \ 0.01 \ 0.08 \ 0.02 \ 0.02 \ 0.02 \ 0.01 \ 0.01]$$

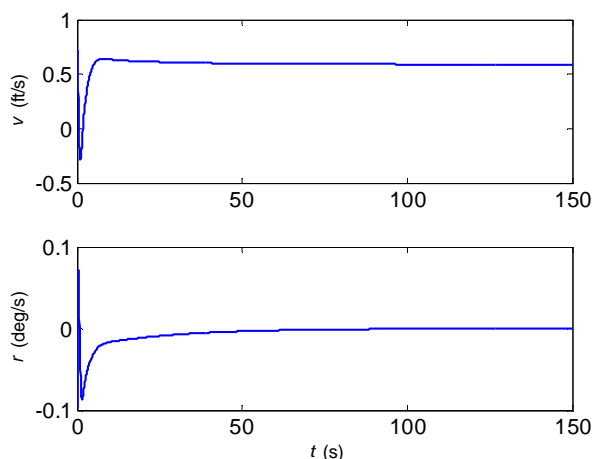
با استفاده از کنترلر فیدبک تطبیقی نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های 27، 28، 29، 30، 31 و 32 نشان داده شده‌اند.



شکل 21 سرعت‌های رو به جلو و پایین در نمونه 4

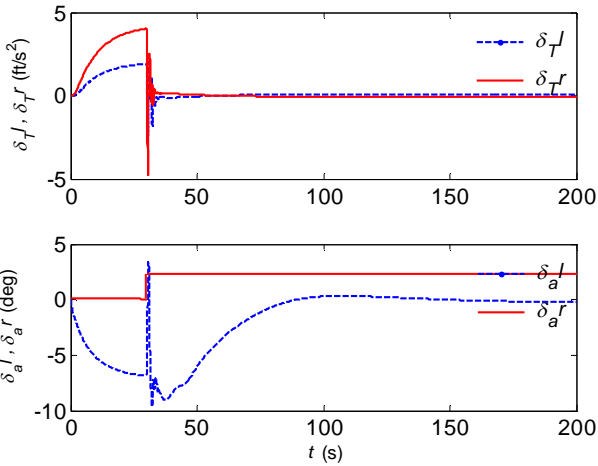


شکل 22 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 4

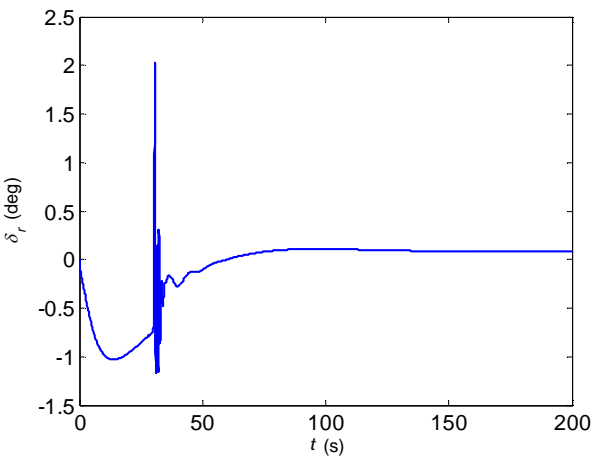


شکل 23 سرعت به سمت راست و سرعت زاویه‌ای در گردش در نمونه 4

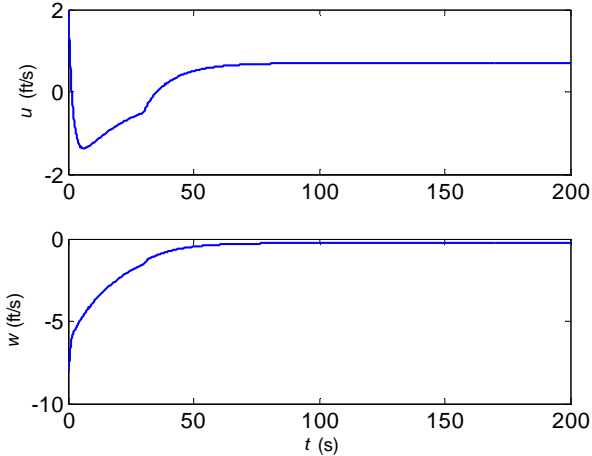




شکل 31 ورودی‌های کنترلی اختلاف تراست و اپلرون‌های چپ و راست در نمونه 5



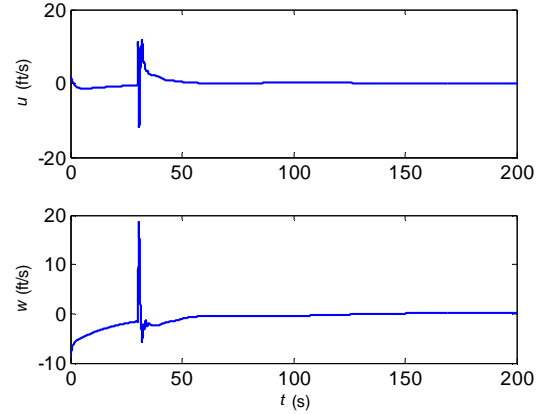
شکل 32 ورودی‌های کنترلی رادر در نمونه 5



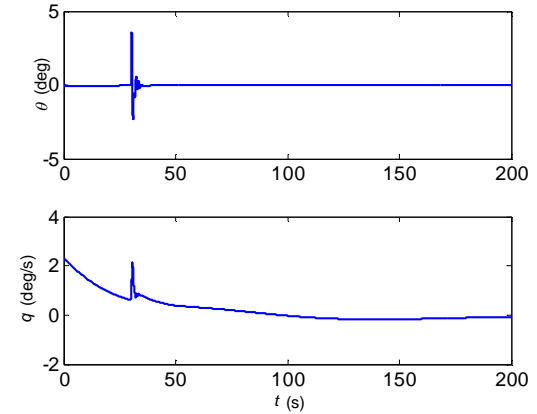
شکل 33 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 6

(6) نمونه

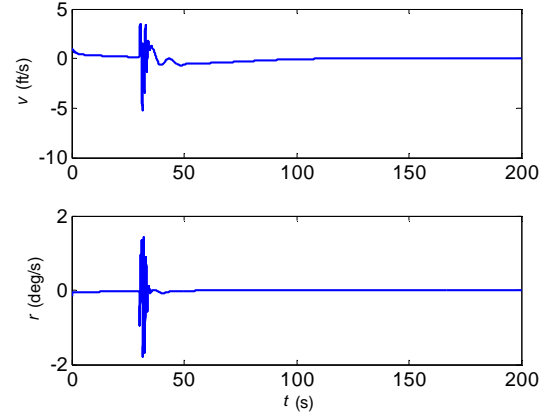
در این بخش، عملکرد سیستم با طراحی کنترلر نامی در حضور خرابی موتور (28) مورد بررسی قرار می‌گیرد. خرابی در  $t_r=10$  ثانیه اتفاق افتاده و مقادیر اولیه برای متغیرهای حالت در (29) توصیف شده است. نتایج در شکل‌های 33، 34، 35، 36، 37 و 38 نشان داده شده‌اند. از شکل‌ها مشاهده می‌شود که بعضی از متغیرهای حالت مانند سرعت در راستای محور  $x$  و  $y$  یعنی  $u$  و  $w$  و زاویه یاب ( $\psi$ ) توسط کنترلر نامی در حضور خرابی موتور به شرایط پایدار بر نمی‌گردند.



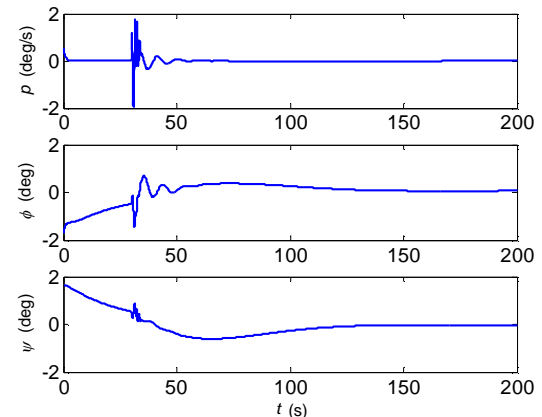
شکل 27 سرعت‌های رو به جلو و پایین در نمونه 5



شکل 28 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 5



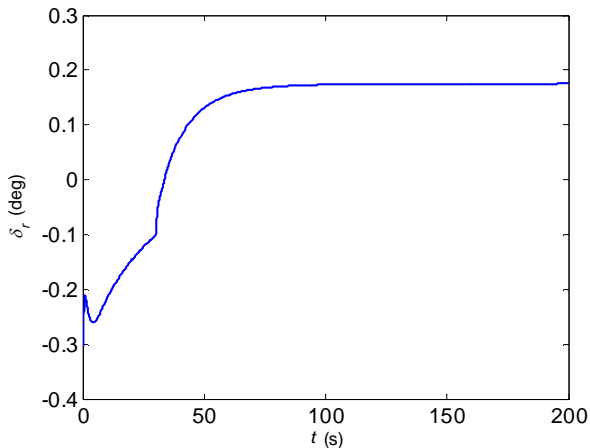
شکل 29 سرعت به سمت راست و سرعت زاویه‌ای در گردش در نمونه 5



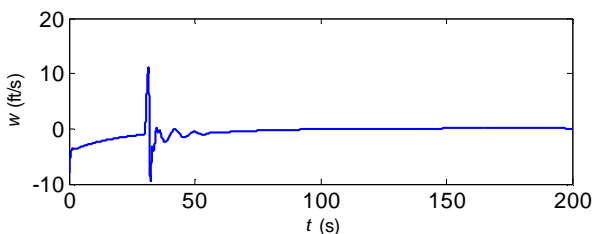
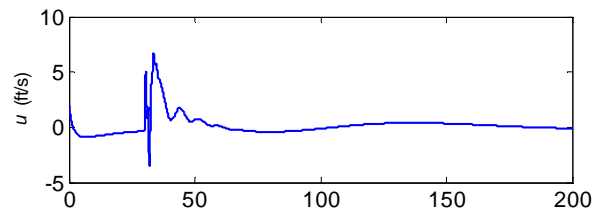
شکل 30 سرعت زاویه‌ای در چرخش، زاویه چرخش و زاویه گردش در نمونه 5

نمونه (7)

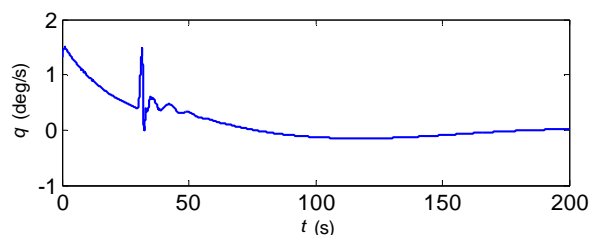
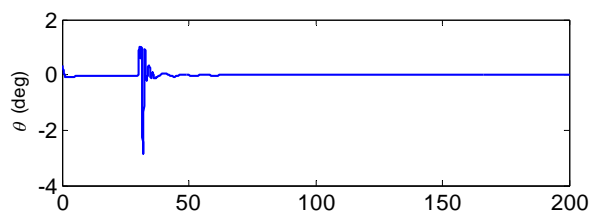
در این حالت، خرابی موتور (28) در نظر گرفته می‌شود. زمان آبی خرابی  $t_f = 30$  ثانیه انتخاب می‌شود. مقادیر اولیه در (29) تعریف شده و المان  $\Gamma_i$  به صورت  $[0.01 \ 0.01 \ 0.01 \ 0.01 \ 0.08 \ 0.02 \ 0.02 \ 4 \ 4]$  و  $\lambda_i$  به صورت  $[0.02 \ 0.4 \ 0.4 \ 0.4 \ 0.4 \ 0.03]$  انتخاب می‌شوند. نتایج شبیه‌سازی در شکل‌های 39، 40، 41 و 42 نشان داده شده‌اند. مشاهده می‌شود که کنترلر جبرانگر تطبیقی به خوبی قادر است پایداری هواپیما را بعد از آسیب موتور به حالت پایدار بازگرداند.



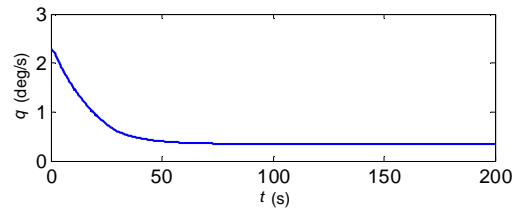
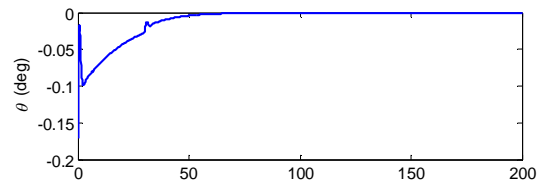
شکل 38 ورودی‌های کنترلی رادر در نمونه 6



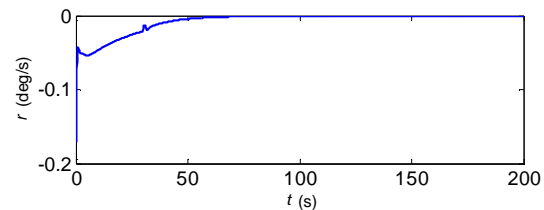
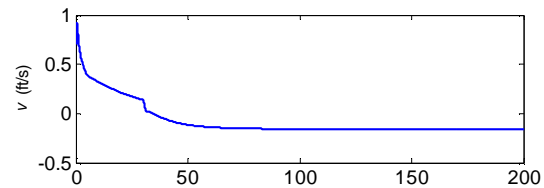
شکل 39 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 7



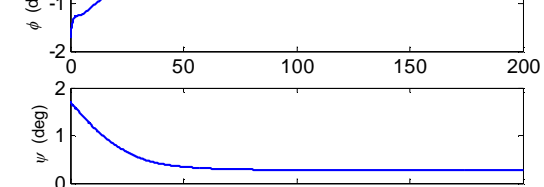
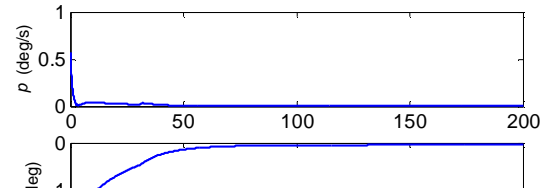
شکل 40 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 7



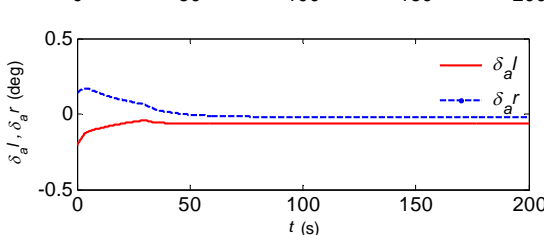
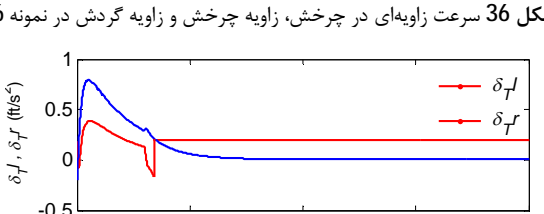
شکل 34 سرعت زاویه‌ای در پیچش و زاویه پیچ در نمونه 6



شکل 35 سرعت به سمت راست و سرعت زاویه‌ای در گردش در نمونه 6



شکل 36 سرعت زاویه‌ای در چرخش، زاویه چرخش و زاویه گردش در نمونه 6

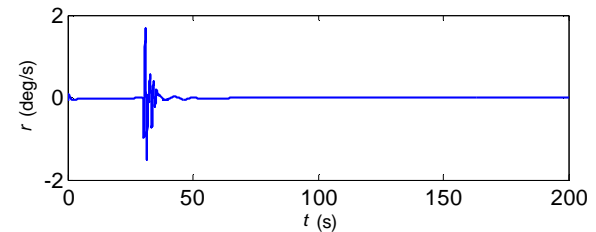
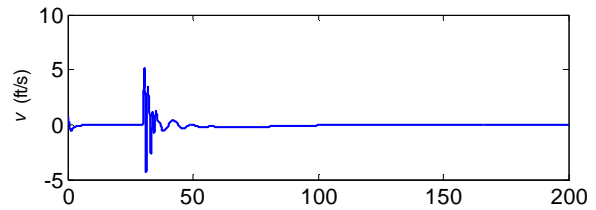


شکل 37 ورودی‌های کنترلی اختلاف تراست و ایلرون‌های چپ و راست در نمونه 6

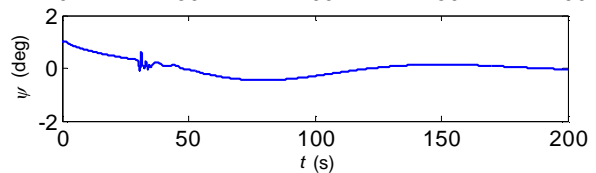
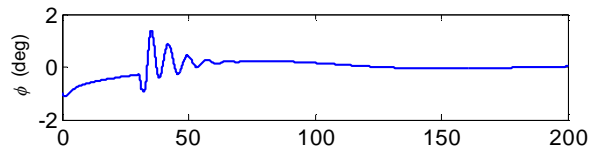
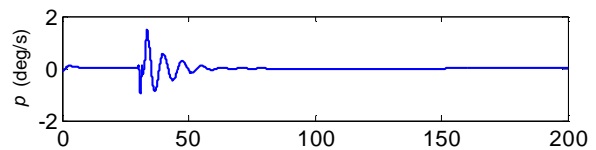
این روش برای یک هواپیما مسافربری است. از سوی دیگر، طرح کنترل تطبیقی معرفی شده، به علت عدم نیاز به زیرسیستم شناسایی خطا و همچنین عدم نیاز به دانستن زمان و شدت آسیب، از سرعت عمل بیشتری در بازیابی پایداری هواپیما و نیز هزینه کمتر در طراحی برخوردار است. تحقیقات بیشتر در چندین زمینه این مقاله نیاز است که از آن جمله می‌توان به شبیه‌سازی غیرخطی، تست پروازی برای هواپیما سرنشین‌دار و بدون سرنشین، سایر انواع آسیب‌های نامعین عملگرهای کنترلی و آسیب‌سازهای اشاره کرد.

### 9- مراجع

- [1] A. Haynes, Aircraft Accident Report: *The Crash of United Flight 232*, Expert from Talk at NASA Dryden Flight Research Center, Tech. Report. PB90-91046 NTSB/AAR-90/06, National Transportation Safety Board, 1991
- [2] National Transportation Safety Board, Aircraft Accident Report: *United Airline Flight 232*, McDonnell Douglas DC-10-10, Sioux Gateway Airport, Sioux City, Iowa, July 19, 1989, Tech. Rep. NTSB/AAR-90/06, National Transportation Safety Board, 1990
- [3] T. Tucker, Touchdown: *The Development of Propulsion Controlled Aircraft at NASA Dryden*, No. 16 in Monographs in Aerospace History, NASA History Office. Tech. Report: 20546, 1999.
- [4] Anonymous, Missile Strike: A Damaged A300 lands with Thrust Only, *Flight Safety Australia*, Vol. 8, No. 6, pp. 22-24, Nov-Dec 2004.
- [5] J. J. Burken, T. A. Maine, F. W. Burchman, Jr., J. A. Kahler, Longitudinal emergency control system using thrust modulation demonstrated on MD-11 airplane, *Proc. Of the 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE joint Propulsion Conference*, Lake Buena Vista, Florida, 1996.
- [6] J. J. Burken, F. W. Burchman, Flight Test results of propulsion-only emergency control system on MD-11 airplane, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 20, No. 5, pp. 980-987, 1997.
- [7] A. Ray, S. M. Joshi, Robust damage-mitigating control of aircraft for high performance and structural durability, *IEEE Proc. of American Control Conference*, Chicago, IL, 2000.
- [8] T. J. J. Lombaert, Q. P. Chu., J. A. Mulder, Real time damage aircraft model identification for reconfigurable flight control, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics*, AIAA Paper 2007-6717, Hilton Head, Sc, 2007.
- [9] N. Nguyen, K. Krishnakumar, J. Kaneshige, P. Nespeca, Flight dynamics and hybrid adaptive control of damaged aircraft, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 31, No. 3, pp. 751-764, 2008.
- [10] M. Marwaha, J. Valasek, Fault-tolerant control allocation for Mars entry vehicle using adaptive control, *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, Vol. 25, no. 2, pp. 95-113, 2011.
- [11] Y. Liu, X. Tang, G. Tao, S. M. Joshi, Adaptive Compensation of Aircraft Actuator Failures using an Engine Differential Model, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, Vol. 16, No. 5, pp. 971-982, 2008.
- [12] A. E. Jr, Bryson, *Control of Spacecraft and Aircraft*, Princeton, NJ: Princeton University Press, 1994.
- [13] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, University of Notre Dame, USA: McGraw-Hill, 1998.
- [14] B. L. J. Stevens, F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, NY: John Wiley & Sons, 1992.
- [15] G. Tao, S. Chen, X. Tang, S. M. Joshi, *Adaptive Control of Systems with Actuator Failures*, London, UK: Springer, 2004.



شکل 41 سرعت به سمت راست و سرعت زاویه‌ای در گردش در نمونه 7



شکل 42 سرعت زاویه‌ای در چرخش، زاویه چرخش و زاویه گردش در نمونه 7

### 8- نتیجه‌گیری

در این مقاله، کنترل تطبیقی پرواز هواپیما در حضور خرابی عملگرهای رادر، ایلرون و موتور با استفاده از مدل دینامیکی مبتنی بر اختلاف تراست پیاده‌سازی شد. از ویژگی‌های مهم این طرح دینامیکی کوپلینگ حرکت طولی و عرضی به علت استفاده از اختلاف تراست موتورهاست. طرح جبرانگر تطبیقی به خوبی ردیابی مجانبی متغیرهای حالت هواپیما و کراندار بودن سیستم حلقه بسته را در حضور عدم قطعیت‌ها (خرابی‌ها) تضمین می‌کند. نتایج شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهد که کنترلر تنظیم‌کننده بهینه در زمان آسیب نمی‌تواند پایداری سیستم را نتیجه دهد، اما طرح جبرانگر تطبیقی علاوه بر آنالیز پایداری بر مبنای تئوری لیاپانوف در شبیه‌سازی‌ها نیز با استفاده از سایر سطوح کنترلی باقی‌مانده و به طور خاص اختلاف تراست موتورها به خوبی پایداری هواپیما را بازیابی می‌کند که نشان دهنده اثربخشی