

Design of Flight Control System Based on Nonlinear Dynamic Inversion Controller with Structural Damage in Vertical Tail

M. Rahnama¹, S. H. Sadati^{2*}, Y. Abbasi³, M. Khazaei⁴

¹ PhD student, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
Email:rahnama9372@gmail.com

^{2*} Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
Email:hsadati@aut.ac.ir

³ Associate Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
Email:y.abbasi@dena.kntu.ac.ir

⁴ Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
Email:khazae_m@mut.ac.ir

HIGHLIGHTS

- Design of flight control system to compensate the effects of damage in vertical tail.
- Online modification of the control structure to adapt to the fault conditions.
- Providing accurate modeling of structural damage by introducing a new uncertainty parameter.

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 21 April 2025

Received in revised form: 24 May 2025

Accepted: 13 June 2025

Available online: 08 July 2025

Keywords:

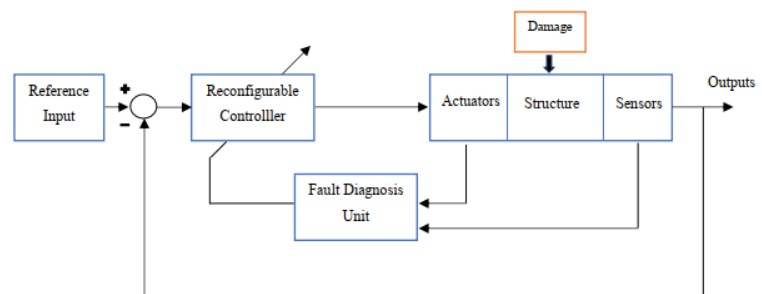
Fault Tolerant Control

Damaged Vertical Tail

Extended Kalman Filter

Nonlinear Dynamic Inversion

GRAPHICAL ABSTRACT



ABSTRACT

Structural damage creates an important challenge for the safety and flight quality of the aircraft. This type of damage causes extensive changes in the main parameters of the aircraft such as aerodynamic coefficients and mass characteristics. In this article, the design of the fault tolerant control system based on the nonlinear dynamic inverse is presented. The proposed approach has investigated the failure in the vertical tail. In order to modeling of damage, two new parameters have been introduced: damage degree coefficient and damage uncertainty. The uncertainty parameter represents the changes in the mass characteristics and the coupling between the longitudinal and lateral-directional equations of the damaged aircraft; and the damage degree coefficient shows the physical extent of the damage. To solve the damage problem, a fault diagnosis unit based on the extended Kalman filter has been augmented to the control system. By using the estimated values of the filter, stability derivatives and uncertainty parameters are updated in the control structure and the controller is adapted to the damage conditions. The method proposed in this paper, namely the type of damage modeling and online reconfiguration of the control structure based on the identified damage parameters, can be considered a new approach in the field of structural damage. Finally, different flight scenarios are simulated for the nonlinear model of the Boeing 747 aircraft. The results show the ability of the fault tolerant control system to improve the performance of the damaged aircraft.

Cite this article: Rahnama M, Sadati S.H, Abbasi Y, Khazaei M. Design of Flight Control System Based on Nonlinear Dynamic Inversion Controller with Structural Damage in Vertical Tail. *Aerospace Mechanics*. 2025; 21(2):17-35.

DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1469>



Publisher: Imam Hossein University.

© The Author(s).

پرواز مبتنی بر طراحی سیستم کنترل وارون دینامیک غیر خطی با وجود آسیب در دم عمودی

محسن راهنما^۱، سید حسین سادتی^{۲*}، یوسف عباسی^۳، مصطفی خزائی^۴^۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران. رایانامه: rahnama9372@gmail.com^{۲*} استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران. رایانامه: hsadati@aut.ac.ir^۳ دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی هوافضا، تهران، ایران. رایانامه: y.abbasi@dena.kntu.ac.ir^۴ استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران. رایانامه: khazaei_m@mut.ac.ir

برجسته‌ها

- طراحی سیستم کنترل پرواز برای جبران سازی اثرات آسیب در دم عمودی.
- اصلاح برخط ساختار کنترلی جهت تطبیق با شرایط عیب.
- ارائه مدل‌سازی دقیق از آسیب ساختاری با معرفی پارامتر جدید عدم قطعیت.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۴/۰۲/۰۹

بازنگری: ۱۴۰۴/۰۳/۰۳

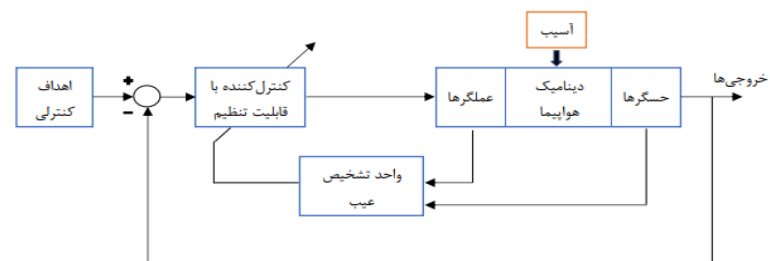
پذیرش: ۱۴۰۴/۰۳/۲۳

ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۴/۱۷

کلیدواژه‌ها:

کنترل تحمل‌پذیر عیب
خرابی دم عمودی
فیلتر کالمن تعمیر یافته
وارون دینامیک غیرخطی

چکیده گرافیکی



چکیده

آسیب ساختاری، چالش مهمی را برای ایمنی و کیفیت پرواز هواپیما ایجاد می‌کند. این نوع آسیب باعث تغییر گسترده در پارامترهای اصلی پرنده همچون ضرایب آیرودینامیکی و مشخصه‌های جرمی می‌شود. در این مقاله، رویکرد طراحی سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب مبتنی بر قانون کنترل وارون دینامیک غیرخطی ارائه شده است. رویکرد پیشنهادی، خرابی در دم عمودی را بررسی کرده است. جهت مدل‌سازی آسیب، دو پارامتر جدید با عنوان ضریب درجه آسیب و عدم قطعیت ناشی از آسیب معرفی شده است. پارامتر عدم قطعیت بیان‌کننده تغییرات در مشخصه‌های جرمی و کوپلینگ بین معادلات طولی و عرضی-سمتی هواپیمای آسیب‌دیده است و ضریب درجه آسیب، میزان فیزیکی آسیب را نشان می‌دهد. در فرآیند حل مشکل آسیب، یک واحد تشخیص عیب مبتنی بر فیلتر کالمن تعمیر یافته به سیستم کنترل افزوده شده است. با استفاده از مقادیر تخمینی فیلتر، مشتقات پایداری و پارامتر عدم قطعیت در ساختار کنترلی به‌روزرسانی شده و کنترل‌کننده با شرایط آسیب تطبیق داده شده است. روش پیشنهادی در این مقاله یعنی نوع مدل‌سازی آسیب و اصلاح برخط ساختار کنترل‌کننده بر مبنای پارامترهای آسیب بیان شده، می‌تواند یک رویکرد جدید در حوزه آسیب‌های ساختاری به شمار برود. در انتها، سناریوهای مختلف پروازی برای مدل غیرخطی هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ شبیه‌سازی شده است. نتایج، توانایی سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب در بهبود نسبی عملکرد هواپیما را به خوبی نشان می‌دهند.

استاد: راهنما محسن، ساداتی سید حسین، عباسی یوسف، خزائی مصطفی. پرواز مبتنی بر طراحی سیستم کنترل وارون دینامیک غیرخطی با وجود آسیبدر دم عمودی. مکانیک هوافضا، (۱۴۰۴)؛ ۲۱(۲): ۳۵-۱۷. DOI: <https://doi.org/10.47176/MAJ.2025.1469>

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین(ع)

© نویسندگان



OPEN ACCESS

۱- مقدمه

پایدارکننده عمودی یکی از مهم‌ترین سطوح آیرودینامیکی در هواپیما است. کارکرد اصلی این جزء کنترلی، تضمین پایداری پرنده و جلوگیری از نوسان حرکتی در جهت‌گیری سمت هواپیما است؛ از این رو، هرگونه آسیب ساختاری در دم عمودی عواقب جدی را به دنبال دارد [۱]. گزارش‌های سوانح هوایی نشان داده است که مهم‌ترین خطر برای ایمنی هواپیما، آسیب ساختاری به بدنه و سطح کنترل است. به‌عنوان مثال، هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ پرواز شماره ۱۲۳ خطوط هوایی ژاپن در حین پرواز دچار کاهش فشار ناگهانی شد و در منطقه‌ای کوهستانی به دلیل شکستگی دم عمودی سقوط کرد و ۵۲۰ نفر کشته شدند. در نمونه مشابه دیگر، یک فروند ایرباس مدل ۳۰۰ متعلق به خطوط هوایی آمریکا، پایدارکننده عمودی خود را از دست می‌دهد. در اثر این حادثه، هواپیما سقوط کرد و ۲۶۵ نفر جان خود را از دست دادند [۲]. موارد این‌چنینی متعددی را می‌توان یافت که خرابی در دم، بال یا موتور هواپیما سبب بروز حوادث مرگباری شده است.

یکی از روش‌های کارآمد برای از بین بردن یا کاهش اثرات ناشی از عیب، طراحی سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب (FTCS)^۱ است که در آن کنترل‌کننده با شناسایی عیب، پایداری و عملکرد مناسب سیستم را تضمین می‌کند [۳]. سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب را می‌توان بر اساس میزان وابستگی سیستم به اطلاعات عیب به دودسته اصلی غیرفعال و فعال تقسیم‌بندی کرد [۳، ۴]. سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب غیرفعال به‌گونه‌ای طراحی می‌شود که در آن یک کنترل‌کننده ثابت در برابر یک عیب از پیش تعریف شده، مقاوم باشد. در مقابل، سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال بر اساس عیب رخ داده عمل می‌کنند. در چنین سیستم‌های کنترلی، واحد تشخیص عیب (FD)^۲ برای یافتن محل عیب و تعیین اندازه آن استفاده می‌شود و یک واحد ناظر پارامترهای کنترل را برای جبران عیب در سیستم اصلاح می‌کند [۴].

مطالعات بسیاری در زمینه سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب انجام شده است. عمده این مطالعات، معطوف به عیب‌های

ایجادشده در عملگر و حسگر بوده است و بررسی آسیب ساختاری درصد (بسیار) کمتری را شامل شده است. تحقیقات صورت گرفته در زمینه آسیب‌های ساختاری را می‌توان به دودسته کلی تقسیم کرد. در دسته اول تأثیر آسیب بر معادلات حرکت، ضرایب آیرودینامیکی، مشخصه‌های جرمی و سایر پارامترهای تأثیرپذیر از آسیب موردبررسی قرار گرفته است [۵-۹] و دسته دوم که بیشتر تحقیقات سال‌های اخیر را شامل می‌شود به حل مسئله آسیب با رویکرد کنترلی پرداخته است [۱، ۱۰-۱۴]. روش‌های کنترلی مورداستفاده در این پژوهش‌ها در دودسته تقسیم‌بندی می‌شوند:

- رویکرد کنترل مقاوم
- رویکرد کنترل تطبیقی

رویکرد طراحی کنترل تطبیقی در مقایسه با روش کنترل مقاوم به‌طور مؤثرتری عدم قطعیت‌های ناشی از آسیب ساختاری را برطرف می‌کند و به اطلاعات مدل‌سازی کمتری نیاز دارد که این ویژگی سبب اقبال بیشتر محققان به این روش گردیده است [۱۵]. در بین روش‌های غیرخطی استفاده‌شده در حل مسئله آسیب ساختاری، روش کنترلی وارون دینامیک غیرخطی (NDI)^۳ بیشترین کاربرد را داشته است [۱۶-۲۰].

در مقاله حاضر بر اساس نوع آسیب در دم عمودی، تحقیقات انجام‌شده با رویکرد کنترلی تطبیقی موردتوجه قرار گرفته است. به‌عنوان مثال، [۹] معادلات عمومی حرکت برای یک هواپیمای آسیب‌دیده نامتقارن را استخراج کرده است. در مرجع [۷] یک سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال مبتنی بر کنترل تطبیقی مدل مرجع برای هواپیما با آسیب در دم عمودی پیشنهاد شده است. این مقاله بر مدل‌سازی هواپیمای آسیب‌دیده با استفاده از ضریب درجه آسیب^۴، تمرکز دارد. در مرجع [۱] با رویکردی مشابه [۷]، پارامتر آسیب به کمک قانون کنترلی تطبیقی از طریق کمینه‌سازی یک تابع معیار، تخمین زده شده است و مدل‌سازی هواپیما بر اساس آسیب ناشی از شکستگی و تأثیرات آن بر مشتقات پایداری^۵ (نرخ تغییر ضرایب آیرودینامیکی نسبت به متغیرهای حرکتی) انجام شده است. در مرجع

³ Nonlinear Dynamic Inversion

⁴ Damage Degree Coefficient

⁵ Stability Derivatives

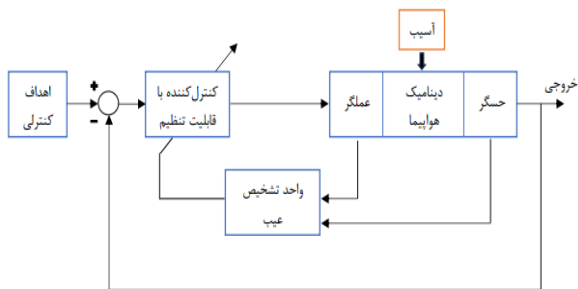
^۱ Fault Tolerant Control System

^۲ Fault Diagnosis

معرفی شده است. جبران سازی عیب نیز به صورت فعال و از طریق اصلاح ساختار کنترل کننده انجام می پذیرد. بدین جهت، در راستای پیاده سازی رویکرد پیشنهادی، ساختار مقاله بدین شرح سازمان دهی شده است: نمای کلی سیستم کنترل تحمل پذیر عیب در بخش دوم و در بخش های سوم و چهارم به ترتیب مدل سازی هواپیمای آسیب دیده و معادلات حرکت غیرخطی حاکم بر آن بیان می گردند. در بخش پنجم روش تشخیص عیب مبتنی بر فیلتر کالمن تعمیم یافته در هنگام بروز آسیب در دم عمودی تشریح می شود و در بخش ششم کنترل کننده وارون دینامیک جهت تطبیق با شرایط آسیب طراحی می شود. در بخش هفتم شبیه سازی عددی مدل غیرخطی هواپیمای بوئینگ ۷۴۷ اجرا می شود تا تأثیر الگوریتم پیشنهادی را به اثبات رساند و در انتها نیز نتیجه گیری آمده است.

۲- سیستم کنترل تحمل پذیر عیب

شکل ۱ نمای کلی سیستم کنترل تحمل پذیر عیب فعال را بر اساس آسیب ساختاری نشان می دهد. ساختار پیشنهادی از سه جزء کلی تشکیل می شود: (۱) مدل هواپیما (شامل دینامیک هواپیما، عملگرها و حسگرها) (۲) کنترل کننده با قابلیت تنظیم یافته



شکل ۱: نمای کلی FTCS با وجود آسیب ساختاری

در بخش های بعد هر کدام از سه جزء اصلی FTCS با توجه به آسیب در دم عمودی مورد بررسی قرار می گیرند.

۳- مدل سازی هواپیمای آسیب دیده

در یک هواپیمای متقارن فیزیکی با پیکربندی متعارف، معادلات دیفرانسیل غیرخطی حرکت، حول مرکز جرم هواپیما در دستگاه مختصات بدنی تعریف می شوند و

[۱۹] ساختار کنترل کننده وارون دینامیک غیرخطی با قابلیت تنظیم مجدد برای کنترل وضعیت هواپیمای آسیب دیده پیشنهاد شده است که در واقع یک مشاهده گر غیرخطی ورودی نامشخص با قانون کنترلی وارون دینامیک ترکیب شده است و پارامتر عیب به عنوان عبارت اغتشاشی تخمین زده می شود.

با بررسی دقیق پژوهش های انجام شده در گذشته، مهم ترین چالش را می توان عدم وجود مدل سازی دقیق دینامیک پرنده در شرایط آسیب دانست. در اغلب تحقیقات، اثرات منفی آسیب ساختاری در یک سناریوی کلی و با استفاده از روش های کنترل مقاوم، تطبیقی یا ترکیبی از هر دو بهبود یافته است. از این رو، اطلاع دقیقی از نحوه پرداختن به میزان آسیب، تغییرات در مشخصه های جرمی و مهم تر از آن کوپلینگ ایجاد شده بین معادلات طولی و عرضی-سمتی در دسترس نیست.

پژوهش حاضر توسعه کار انجام شده در مقالات [۷، ۱] است. در این راستا، مدل سازی از حالت ساده خطی به مدل غیرخطی تغییر داده شده است و پارامتری کردن سیستم بر اساس مدل غیرخطی ضریب درجه آسیب انجام می شود. مهم ترین تمایز و جنبه روش پیشنهادی در نظر گرفتن کوپلینگ بین معادلات طولی و عرضی-سمتی پرنده با تعریف پارامتر جدید عدم قطعیت است. پارامتر عدم قطعیت در کنار ضریب درجه آسیب تکمیل کننده مدل سازی آسیب است. در واقع، تغییرات در مشخصه های جرمی و فیزیکی به-عنوان یک عبارت عدم قطعیت به معادلات سیستم اضافه شده است. توجه به این نکته ضروری است که پارامترهای آسیب به عنوان تنها عبارت های اخلاص گر در مدل هواپیما هستند و فرو شده است اغتشاشات خارجی و سایر عدم قطعیت های مدل سازی در دینامیک سیستم وجود ندارند.

سیستم کنترل تحمل پذیر عیب در این طراحی بر اساس الگوریتم های وارون دینامیک غیرخطی و با رویکرد تطبیقی است. به منظور آشکار سازی و تخمین عیب از روش تشخیص مبتنی بر فیلتر کالمن تعمیم یافته (EKF)^۱ استفاده شده است. جهت مدل سازی آسیب، دو پارامتر جدید با عناوین ضریب درجه آسیب و عدم قطعیت ناشی از آسیب

¹ Extended Kalman Filter

عبارت‌های ممان‌های اینرسی ضربی I_{yz} و I_{xy} در نظر گرفته نمی‌شوند. در اثر آسیب در سازه هواپیما، تقارن اولیه از بین می‌رود و وزن هواپیما، محل مرکز جرم، ماتریس ممان اینرسی و ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری تغییر می‌کنند و لازم است معادلات حرکت شش درجه آزادی هواپیما بازنویسی گردند. قبل از بیان معادلات، دستگاه مختصات بدنی به صورت شکل ۲ تعریف می‌شود. در این دستگاه، محور OX به سمت دماغه، OY در جهت بال راست و OZ به طرف پایین است.

معادلات گشتاور

$$\begin{aligned} I_{xx}\dot{p} = & \sum Mooment_x + I_{xy}\dot{q} + I_{xz}\dot{r} - \\ & I_{xy}pq + I_{xz}pq - (I_{zz} - I_{yy})qr - \\ & (r^2 - q^2)I_{yz} - m(pv - qu + \dot{w} - \\ & g \cos \theta \cos \varphi)\Delta y - (pw - ru - \dot{v} + \\ & g \cos \theta \sin \varphi)\Delta z \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} I_{yy}\dot{q} = & \sum Mooment_y + I_{xy}\dot{p} + I_{yz}\dot{r} - \\ & I_{xy}pq + I_{xz}qr - (I_{xx} - I_{zz})pr - \\ & (p^2 - r^2)I_{xz} - m(qu - pv - \dot{w} + \\ & g \cos \theta \cos \varphi)\Delta x - (qw - rv - \dot{u} + \\ & g \sin \theta)\Delta z \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} I_{zz}\dot{r} = & \sum Mooment_z + I_{xz}\dot{p} + I_{yz}\dot{q} - \\ & I_{xz}qr + I_{yz}pr - (I_{yy} - I_{xx})pq - \\ & (q^2 - p^2)I_{xy} - m(qu - pv - \dot{v} + \\ & g \cos \theta \sin \varphi)\Delta x - (rv - qw - \dot{u} - \\ & g \sin \theta)\Delta y \end{aligned} \quad (6)$$

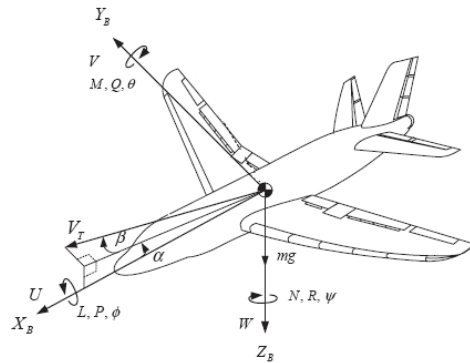
که $\sum Mooment_x$ ، $\sum Mooment_y$ و $\sum Mooment_z$ مجموع گشتاورهای آیرودینامیکی، پیشرانش و جاذبه حول محورهای مختصات بدنی را شامل می‌شوند.

عبارت‌های برجسته شده در معادلات (۱) تا (۶)، نشان-دهنده تفاوت معادلات حرکتی یک هواپیمای آسیب‌دیده و سالم هستند. اگر $\bar{\rho} = 0$ و $I_{xy} = I_{yz} = 0$ در نظر گرفته شوند، معادلات حرکت همان معادلات اولیه هواپیما در حالت سالم است. در این معادلات، پیچیدگی دینامیکی و کوپلینگ حرکتی هواپیمای آسیب‌دیده به خوبی نشان داده شده است. بی‌شک حل چنین معادلاتی که شامل عبارت‌های پیچیده غیرخطی است، کاری بسیار مشکل خواهد بود.

۱-۳- مدل‌سازی آسیب دم عمودی

در قسمت قبل، اثرات کلی آسیب بر معادلات نیرو و گشتاور بررسی گردید. در ادامه، با بهره‌گیری از نتایج مقالات گذشته، به طور هم‌زمان، عدم قطعیت‌ها و تغییرات مشتقات

عبارت‌های ممان‌های اینرسی ضربی I_{yz} و I_{xy} در نظر گرفته نمی‌شوند. در اثر آسیب در سازه هواپیما، تقارن اولیه از بین می‌رود و وزن هواپیما، محل مرکز جرم، ماتریس ممان اینرسی و ضرایب آیرودینامیکی و مشتقات پایداری تغییر می‌کنند و لازم است معادلات حرکت شش درجه آزادی هواپیما بازنویسی گردند. قبل از بیان معادلات، دستگاه مختصات بدنی به صورت شکل ۲ تعریف می‌شود. در این دستگاه، محور OX به سمت دماغه، OY در جهت بال راست و OZ به طرف پایین است.



شکل ۲: دستگاه مختصات بدنی

مدل شش درجه آزادی از دو بخش تشکیل می‌شود: شاخه سینتیک^۱ که تمام نیروها و گشتاورهای وارد بر هواپیما را شرح می‌دهد و شاخه سینماتیک^۲ که متغیرهای حرکت نسبی را توصیف می‌کند. در اثر آسیب، شاخه سینتیک یا همان معادلات نیرو و گشتاور تحت تأثیر قرار می‌گیرند و به صورت زیر بیان می‌شوند [۹]:

معادلات نیرو

$$\dot{u} = qw - rv - (q^2 + r^2)\Delta x + (qp - \dot{r})\Delta y + (rp + \dot{q})\Delta z + g \sin \theta - \frac{\sum f_x}{M} \quad (1)$$

$$\dot{v} = ru - pw - (pq + \dot{r})\Delta x - (p^2 + r^2)\Delta y + (qr - \dot{p})\Delta z - g \cos \theta \sin \varphi - \frac{\sum f_y}{M} \quad (2)$$

$$\dot{w} = pv - qu + (pq + \dot{q})\Delta x + (qr + \dot{p})\Delta y - (p^2 + q^2)\Delta z - g \cos \theta \cos \varphi - \frac{\sum f_z}{M} \quad (3)$$

¹ Kinetics

² Kinematic

در موقعیت مرکز جرم هواپیما هستند و به عنوان یک عبارت جمع‌وند در معادلات گشتاور مدل سازی می‌شوند.

همچنین با لحاظ کردن فرضیات در معادلات (۱) تا (۳)، عبارت‌های $\sum \frac{f_x + \Delta f_x}{M_1 + \Delta m} = a_x$ ، $\sum \frac{f_y + \Delta f_y}{M_1 + \Delta m} = a_y$ و $\sum \frac{f_z + \Delta f_z}{M_1 + \Delta m} = a_z$ شباهت‌های خطی پرنده هستند که مستقیماً با استفاده از شتاب سنج‌ها اندازه‌گیری می‌شوند.

با آنچه بیان گردید، بیشترین تغییر در هنگام آسیب در دم عمودی مربوط به معادلات گشتاور است. اساس تغییر در سیستم کنترلی نیز همین معادلات خواهد بود.

۳-۱-۲- مشتقات پایداری آسیب

به منظور تحلیل اثر آسیب بر مشتقات پایداری، نیاز به کمی کردن آسیب و یا به عبارتی مدل‌سازی آسیب بر اساس میزان شکستگی است. شکل ۳ نمای هندسی آسیب ساختاری برای یک دم عمودی معمول را نشان می‌دهد.

تعریف ۱. ضریب آسیب دم (μ): به عنوان نسبت مؤثر از دست‌رفته به مساحت مؤثر اولیه دم تعریف می‌شود [۷].

طبق این تعریف، ضریب آسیب با توجه به سطح از دست‌رفته، مقادیر $\mu \in [0, 1]$ را شامل می‌شود؛ $\mu = 0$ بیانگر این است که مدل پرواز در شرایط عادی بدون آسیب است و این مقدار با از دست دادن دم به عدد یک همگرا می‌شود.

با رجوع به تعریف ۱ و با استفاده از هندسه آسیب، ضریب آسیب دم به صورت زیر بیان می‌شود [۷]:

$$\mu = \frac{(c_t(\mu) + c_r(\mu)) \frac{b(\mu)}{2}}{(c_t + c_r) \frac{b}{2}} \quad (13)$$

پارامترهای c_t ، c_r و b به ترتیب طول وتر نوک دم، طول وتر ریشه دم و ارتفاع دم هستند. $c_t(\mu)$ طول وتر نوک دم آسیب‌دیده و $b(\mu)$ نیز ارتفاع دم در حالت آسیب است. پارامترهای $c_t(\mu)$ و $b(\mu)$ به شکل زیر محاسبه می‌شوند [۷]:

$$c_t(\mu) = \sqrt{\frac{2(1-\mu)c_t + 2\mu c_r}{b} S_{v_{out}} - c_t c_r} \quad (14)$$

$$b(\mu) = \frac{(c_t + c_r)\mu}{(c_t + c_t(\mu))} b \quad (15)$$

پایداری در معادلات دینامیکی لحاظ می‌شوند. از این رو، با در نظر گرفتن آسیب در دم عمودی، معادلات نیرو و گشتاور ساده‌سازی و عبارت جدید عدم قطعیت، کارسازی می‌شود؛ مشتقات پایداری نیز با تعریف یک پارامتر آسیب بازنویسی می‌گردند.

۳-۱-۱- عدم قطعیت‌های ناشی از آسیب

تطبیق‌پذیری سیستم کنترل پرواز با وجود عدم قطعیت‌های ساختاری و کوپلینگ حرکتی ناشی از آن، تقریباً غیرممکن است. در تحقیقات، ایده‌های مختلفی برای حل این مسئله مطرح شده است. فصل مشترک تمامی این ایده‌ها، ساده‌سازی مسئله با رویکرد ناچیز یا نادیده گرفتن اثرات تعدادی از عدم قطعیت‌ها مثل تغییرات محل مرکز جرم و ماتریس ممان اینرسی است. در این تحقیق، فرضیات حل مسئله جهت ساده‌سازی معادلات دینامیکی نیرو و گشتاور به صورت زیر در نظر گرفته می‌شوند:

۱- خرابی جزئی در دم عمودی، سبب تغییرات در مقدار جرم هواپیما به میزان Δm و مختصات مرکز جرم در راستای محورهای x و z بدنی می‌شود؛ در نتیجه:

$$M = M_1 + \Delta m \quad (7)$$

$$\Delta y = 0 \quad (8)$$

۲- با وجود شکستگی در دم عمودی، پیکربندی هواپیما نسبت به صفحه xz متقارن است و می‌توان در نظر گرفت:

$$I_{xy} = I_{yz} = 0 \quad (9)$$

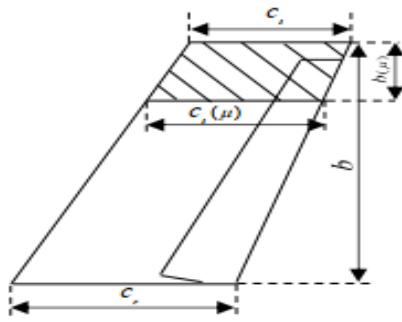
با توجه به فرضیات بالا و بر اساس معادلات (۴) تا (۶)، عبارت‌های عدم قطعیت به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\delta_1 = -(M_1 + \Delta m)(pw - ru - \dot{v} + g \cos \theta \sin \varphi) \Delta z \quad (10)$$

$$\delta_2 = -(M_1 + \Delta m)((qu - pv - \dot{w} + g \cos \theta \cos \varphi) \Delta x - (qw - rv - \dot{u} + g \sin \theta) \Delta z) \quad (11)$$

$$\delta_3 = -(M_1 + \Delta m)(qu - pv - \dot{v} + g \cos \theta \sin \varphi) \Delta x \quad (12)$$

عبارت‌های δ_1 ، δ_2 و δ_3 عدم قطعیت‌های ناشی از بروز آسیب در دم عمودی نام‌گذاری می‌شوند. در واقع، این پارامترها، گشتاورهای چرخشی ایجادشده در اثر تغییرات



شکل ۳: نمای هندسی ضریب آسیب دم عمودی

مشتقات ورودی کنترلی $C_{l_{\delta_r}}$ و $C_{n_{\delta_r}}$ نیز با ضریب درجه آسیب تغییر می‌کنند. مقادیر این مشتقات در هنگام آسیب به صورت زیر فرض شده‌اند [۷، ۱]:

$$C_{n_{\delta_r}}(\mu) = \frac{C_{y_{\beta_v}}(\mu)}{C_{y_{\beta_v}}(\mu=0)} C_{n_{\delta_r}} \quad (26)$$

$$C_{l_{\delta_r}}(\mu) = \frac{C_{y_{\beta_v}}(\mu)}{C_{y_{\beta_v}}(\mu=0)} C_{l_{\delta_r}} \quad (27)$$

۴- خلاصه معادلات غیرخطی هواپیما

در این مقاله، مدل موردنظر شامل معادلات حرکت شش درجه آزادی است که توسط معادلات دیفرانسیل غیرخطی مرتبه اول، بر اساس پارامترهای عیب بیان می‌شود. مدل انتخابی، طیف گسترده‌ای از آسیب ساختاری را شامل می‌شود و برای انواع سیستم کنترلی قابل استفاده است. معادلات غیرخطی در محورهای مختصات بدنی با فرض زمین مسطح و در نظر گرفتن $\alpha \cong \frac{w}{V}$ و $\beta \cong \frac{v}{V}$ به شکل زیر نوشته می‌شوند [۲۲]:

$$\dot{p} = \left(\frac{I_z l_{aero} + I_{xz} n_{aero}}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z) p q + [I_z(I_y - I_z) - I_{xz}^2] q r}{I_x I_z - I_{xz}^2} \right) + \delta'_1 \quad (28)$$

$$\dot{q} = \left(\frac{1}{I_y} [m_{aero} + p r (I_z - I_x) + I_{xz} (r^2 - p^2)] \right) + \delta'_2 \quad (29)$$

که $S_{v_{out}} = \frac{1}{2}(c_t + c_r)b$ مساحت خارجی یک دم دوزنقه-ای شکل است.

با استفاده از روابط (۱۳) تا (۱۵) می‌توان مشتق پایداری $C_{y_{\beta_v}}$ را برحسب ضریب آسیب و روابط اثبات شده در [۷] مدل سازی کرد و سایر مشتقات پایداری را اصلاح نمود. از این رو، رابطه بین مشتق $C_{y_{\beta_v}}$ و μ به صورت زیر بیان می‌شود [۷]:

$$C_{y_{\beta_v}}(\mu) = -K C_{l_{\alpha_v}}(\mu) \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \eta_v \frac{S_{v_{ref}}(\mu)}{S_{wing}} \quad (16)$$

$$C_{l_{\alpha_v}}(\mu) = \frac{2\pi \left(\frac{(b-b(\mu))^2}{S_{v_{ref}} - S_{v_{out}} + (1-\mu)S_{v_{out}}} \right)}{2 + \sqrt{\left(\frac{(b-b(\mu))^2}{S_{v_{ref}} - S_{v_{out}} + (1-\mu)S_{v_{out}}} \right)^2 \beta^2 \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_c}{\beta^2}\right) + 4}} \quad (17)$$

که $\beta = \sqrt{1 - M^2}$ عدد ماخ، S_{wing} مساحت بال، $S_{v_{ref}}$ مساحت مرجع دم عمودی، $A = \frac{b^2}{S_{v_{ref}}}$ نسبت منظری دم عمودی، $\Lambda_c/2$ زاویه سویپ نیمه وتر و $K(k)$ فاکتور طراحی هستند. حال، سایر مشتقات پایداری عرضی-سمتی نیز برحسب $C_{y_{\beta_v}}(\mu)$ قابل تعریف هستند [۷، ۲۱]:

$$C_{l_{\beta_v}}(\mu) = \left(\frac{z_v \cos \alpha - l_v \sin \alpha}{b_w} \right) C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (18)$$

$$C_{n_{\beta_v}}(\mu) = - \left(\frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b_w} \right) C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (19)$$

$$C_{y_{p_v}}(\mu) = 2 \left(\frac{-l_v \sin \alpha + z_v \cos \alpha}{b_w} \right) C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (20)$$

$$C_{l_{p_v}}(\mu) = 2 \left(\frac{z_v}{b_w} \right)^2 C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (21)$$

$$C_{n_{p_v}}(\mu) = - \frac{2}{b_w} (l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha) \left(\frac{-l_v \sin \alpha + z_v \cos \alpha}{b_w} \right) C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (22)$$

$$C_{y_{r_v}}(\mu) = \frac{-2}{b_w} (l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha) C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (23)$$

$$C_{l_{r_v}}(\mu) = \frac{-2}{b_w^2} (l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha) (-l_v \sin \alpha + z_v \cos \alpha) C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (24)$$

$$C_{n_{r_v}}(\mu) = \frac{2}{b_w^2} (l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha)^2 C_{y_{\beta_v}}(\mu) \quad (25)$$

هستند. جرم هواپیما m و g شتاب جاذبه زمین است. همچنین، δ'_1 ، δ'_2 و δ'_3 عدم قطعیت‌های ناشی از آسیب در دم عمودی نام‌گذاری و با استفاده از معادلات (۴) تا (۶) و

(۱۰) تا (۱۲) به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\delta'_1 = \frac{I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta_1 + \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta_3 \quad (۴۰)$$

$$\delta'_2 = \frac{1}{I_y} \delta_2 \quad (۴۱)$$

$$\delta'_3 = \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta_1 + \frac{I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2} \delta_3 \quad (۴۲)$$

۵- تشخیص عیب مبتنی بر فیلتر کالمن

تعمیم یافته

مشخص کردن بی‌درنگ پارامترهای عیب نکته‌ای اساسی در یک سیستم کنترل پرواز تحمل‌پذیر عیب با رویکرد تطبیقی است. بخش تشخیص عیب در یک نگاه کلی از یک تخمین گر که در واقع همان مشاهده‌گر یا فیلتر است، تشکیل شده است. واحد تشخیص عیب، پارامترهای عیب μ ، δ'_1 ، δ'_2 و δ'_3 را محاسبه می‌کند و واحد نظارت نیز طی یک فرآیند ریاضی، خروجی تخمین را اعتبارسنجی می‌کند.

استفاده از فیلتر کالمن و مشتقات آن (از نوع تعمیم‌یافته آن برای سامانه‌های غیرخطی) به منظور تخمین برخط حالت‌ها و پارامترها، رایج است. تخمین گر کالمن بر مبنای خطی سازی معادلات دینامیک و اندازه‌گیری به‌وسیله بسط تیلور عمل می‌کند. اگر سیستم دارای عبارت‌های غیرخطی پیچیده و بالا باشد، می‌تواند منجر به خطاهای قابل‌توجهی شود؛ زیرا تقریب خطی ممکن است دینامیک واقعی سیستم را به‌درستی نشان ندهد. همچنین، تخمین گرهای نوع کالمن فقط تحت شرایطی می‌توانند جواب قابل قبولی ارائه دهند که در آن مدل دینامیک و ورودی، حالت خاص و از پیش تعیین‌شده‌ای داشته باشند [۲۳]. افزایش بار محاسباتی سیستم نیز از دیگر معایب این تخمین گر است. در این مقاله سعی شده است، در مدل‌سازی سیستم (به‌خصوص معادلات چرخشی (۲۸) تا (۳۰)) از عبارت‌های غیرخطی مرتبه بالا صرف‌نظر شود تا از خطاهای خطی سازی در ماتریس‌های ژاکوبین کاسته شود و حجم محاسبات کاهش یابد. همچنین فرض شده است مدل معلوم از دینامیک و ورودی‌های سیستم در قالب استاندارد افاین^۱، در دسترس است.

$$\dot{r} = \left(\frac{I_{xz} l_{aero} + I_x n_{aero}}{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2} + \frac{pq - I_{xz}(I_x - I_y + I_z)qr}{I_x I_z - I_{xz}^2} \right) + \delta'_3 \quad (۳۰)$$

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + \frac{1}{mV} [mg \sin \gamma \sin \mu] + \frac{1}{mV} [Y \cos \beta - T \sin \beta \cos \alpha] \quad (۳۱)$$

$$\dot{\alpha} = q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta + \frac{1}{mV \cos \beta} [-L + mg \cos \gamma \cos \mu] + \frac{1}{mV \cos \beta} [-T \sin \alpha] \quad (۳۲)$$

$$\dot{\mu} = \frac{1}{\cos \beta} (p \cos \alpha + r \sin \alpha) - \frac{g}{V} \tan \beta \cos \gamma \cos \mu + \frac{L+T \sin \alpha}{mV} [\tan \gamma \sin \mu + \tan \beta] + \frac{\gamma}{mV} \tan \gamma \cos \mu \cos \beta \quad (۳۳)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mV} [L \cos \mu - mg \cos \gamma - Y \sin \mu \cos \beta] + \frac{T}{mV} [\sin \mu \sin \beta \cos \alpha + \cos \mu \sin \alpha] \quad (۳۴)$$

$$\dot{\chi} = \frac{1}{mV \cos \gamma} [L \sin \mu + Y \cos \mu \cos \beta] + T [\sin \mu \sin \alpha - \cos \mu \sin \beta \cos \alpha] \quad (۳۵)$$

$$\dot{V} = \frac{1}{T \cos^2 \beta \cos \alpha} [-D + Y \sin \beta - mg \sin \gamma + T \cos^2 \beta \cos \alpha] \quad (۳۶)$$

$$\dot{\varphi} = p + (q \sin \alpha + r \cos \alpha) \tan \theta \quad (۳۷)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \quad (۳۸)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \varphi + r \sin \varphi) \sec \theta \quad (۳۹)$$

سه معادله اول، معادلات حاکم بر دینامیک چرخش هواپیماست که در آن p ، q و r به ترتیب نرخ غلت، پیچش و سمت در مختصات بدنی هستند. I_x ، I_y و I_z ممان‌های اینرسی اصلی و I_{xz} ممان اینرسی ضربی و جملات l_{aero} ، n_{aero} و m_{aero} سهم ممان‌های آیرودینامیکی در معادلات چرخشی حرکت هواپیما هستند. سه معادله دوم، معادلات حاکم بر حرکت هواپیما نسبت به بردار سرعت هستند. در اینجا α زاویه حمله، β زاویه سرش جانبی و μ زاویه چرخش حول بردار سرعت است. سه معادله سوم، چرخش بردار سرعت نسبت به فضای اینرسی را شرح می‌دهند. در این معادلات، γ زاویه مسیر پرواز، χ زاویه سرعت با شمال و V سرعت هواپیماست. سه معادله آخر معادلات وضعیت پرنده در محور اینرسی را شرح می‌دهند و φ ، θ و ψ به ترتیب، زاویه‌های اوپلر غلت، پیچش و سمت هستند. L ، D و Y به ترتیب نیروهای برا، پسا و جانبی وارد بر هواپیما

^۱ Affine

ماتریس کوواریانس R را می‌توان با پردازش داده‌های اندازه‌گیری درحالی‌که خروجی سیستم ثابت نگه‌داشته شده است، محاسبه کرد. در این حالت پس از حذف میانگین، تنها نویز در داده‌ها باقی می‌ماند و ماتریس کوواریانس نویز اندازه‌گیری را می‌توان به راحتی از بخش باقیمانده داده‌ها محاسبه نمود. این در حالی است که کوواریانس Q در این حد واضح به دست نمی‌آید و تابعی از دینامیک‌های مدل نشده و عدم قطعیت در پارامترها است. به‌طور کلی می‌توان با پیش‌فرض‌های منطقی برای ماتریس‌های Q و R شروع کرده و سپس مقادیر مناسب را به‌طور تجربی تنظیم نمود [۲۵].

از مزایای مهم فیلتر کالمن، تخمین پارامترهای سیستم (نه فقط متغیرها) به‌صورت برخط است. با این ویژگی، پارامترهای عیب به راحتی تخمین زده می‌شوند. در این رویکرد، پارامتر نامعلوم در مدل غیرخطی سیستم که فرض می‌شود مقداری ثابت دارد به‌عنوان حالت‌های جدید در معادلات سیستم در نظر گرفته شده است و بر اساس معادلات حاکم بر EKF، تخمین زده می‌شود. در مدل غیرخطی هواپیمای انتخابی پارامترهای عیب μ ، δ'_1 ، δ'_2 و δ'_3 به‌عنوان حالت‌های جدید با مشتق زمانی صفر به معادلات حالت سیستم افزوده می‌شوند.

$$\hat{x}_{aug} = [\dots, \hat{\mu}, \hat{\delta}'_1, \hat{\delta}'_2, \hat{\delta}'_3]^T \quad (50)$$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \hat{\mu} \\ \hat{\delta}'_1 \\ \hat{\delta}'_2 \\ \hat{\delta}'_3 \end{bmatrix} = 0 \quad (51)$$

با در نظر گرفتن پارامترهای عیب به‌عنوان حالت‌های جدید سیستم، با استفاده معادلات حاکم بر فیلتر کالمن در جدول ۱ پارامترها در کنار سایر حالت‌های دینامیک هواپیما به‌طور لحظه‌ای تخمین زده می‌شوند. با تخمین این پارامترها، طی یک آزمون اعتبارسنجی در صورتی‌که

$$\begin{bmatrix} \hat{\mu} \\ \hat{\delta}'_1 \\ \hat{\delta}'_2 \\ \hat{\delta}'_3 \end{bmatrix} > 0$$

باشد، پارامترهای عیب به‌عنوان خروجی مطلوب

واحد تشخیص عیب به سیستم کنترل ارسال می‌شود و پیکربندی مجدد کنترل‌کننده انجام می‌پذیرد.

فیلتر کالمن تعمیم‌یافته، روشی کاربردی جهت شناسایی پارامترهای عیب است. الگوریتم فیلتر کالمن غیرخطی بر اساس شکل معادلات مشخص، پارامترها و حالت‌های سیستم را به‌طور هم‌زمان تخمین می‌زند. در فرآیند تخمین، اگرچه تخمین به‌طور دقیق بهینه نیست؛ با این وجود در موارد متعددی در سیستم‌های غیرخطی با موفقیت اعمال شده است. در واقع، اساسی‌ترین مفهوم در این فیلتر، نزدیک بودن حالت واقعی به مقدار تخمین است. در این تحقیق، بر اساس [۲۴] خلاصه‌ای از ساختار فیلتر کالمن تعمیم‌یافته در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱: فیلتر کالمن تعمیم‌یافته [۲۴]

$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f(x(t), u(t), t) + G(t)w(t), \\ w(t) &: N(0, Q(t)) \\ y(t) &= h(x(t), t) + v(t), \\ v(t) &: N(0, R(t)) \end{aligned} \quad (43)$
$\begin{aligned} \hat{x}(t_0) &= \hat{x}_0 \\ P_0 &= E\{\bar{x}(t_0)\bar{x}^T(t_0)\} \end{aligned} \quad (44)$
$K(t) = p(t)H^T(t)R^{-1}(t) \quad (45)$
$\begin{aligned} \dot{p}(t) &= F(t)P(t) + P(t)F^T(t) - \\ & p(t)H^T(t)R^{-1}(t)H(t)P(t) + \\ & G(t)Q(t)G^T(t) \end{aligned} \quad (46)$
$F(t) = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right _{\hat{x}(t_0), u(t)}, \quad H(t) = \left. \frac{\partial h}{\partial x} \right _{\hat{x}(t_0)}$
$\begin{aligned} \hat{\hat{x}}(t) &= f(\hat{\hat{x}}(t), u(t), t) + K(t)(\bar{y}(t) - \\ & h(\hat{\hat{x}}(t), t)) \end{aligned} \quad (47)$

معادلات بالا فرآیند تخمین حالت‌های یک سیستم غیرخطی را بیان می‌کنند. x بردار حقیقی حالت، \hat{x} بردار تخمین حالت، \bar{x} بردار اندازه‌گیری حالت، \hat{x}_0 مقدار اولیه تخمین حالت، \bar{y} بردار خروجی اندازه‌گیری، P ماتریس کوواریانس و K ماتریس بهره فیلتر است. همچنین $w(t)$ و $v(t)$ نویزهای گوسی با میانگین صفر و کوواریانس‌های Q و R هستند که ماتریس‌های کوواریانس به‌صورت روابط زیر انتخاب می‌شوند [۲۳]:

$$Q = \text{diag}(\text{variance}) \quad (48)$$

$$R = \text{diag}(\text{variance}) \quad (49)$$

مقادیر واریانس به ترتیب بر اساس خطای مدل‌سازی و دقت حسگرهای هواپیما تعیین می‌شوند. در کاربردهای عملی،

در هنگام آسیب ساختاری، معادلات گشتاور (چرخشی) و نیرو (انتقالی) که دینامیک هواپیما را بیان می‌کنند، تغییر می‌کنند؛ این در حالی است که معادلات موقعیت و وضعیت که به‌عنوان معادلات سینماتیک مطرح هستند، تغییری نخواهند داشت [۱۹]. بیشترین تغییر در هنگام آسیب دم عمودی مربوط به معادلات گشتاور است. از این رو، طراحی حلقه کنترل نرخ‌های چرخشی (حلقه داخلی سیستم کنترل) اهمیت دارد.

۱-۶- حلقه کنترل داخلی حالت‌های p ، q و r

هدف از وارون دینامیک، بسط قانون کنترل پس‌خور است که پاسخ سیستم به دستور را خطی کند. به‌طور کلی دینامیک غیرخطی هواپیما می‌تواند به فرم زیر نوشته شود [۳۰]:

$$\dot{x} = f(x, u), \quad y = Cx \quad (52)$$

که x حالت‌های سیستم و u ورودی‌های کنترلی هستند. حال از خروجی y تا آنجا مشتق گرفته می‌شود که عبارت u در آن ظاهر شود. معادلات خروجی به شکل زیر نوشته می‌شود [۳۰]:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x)u \quad (53)$$

که $h(x)$ و $G(x)$ به ترتیب تابع حالت و تابع ورودی کنترلی نامیده می‌شوند. به‌عبارت‌دیگر، معادله کنترل‌کننده به‌صورت زیر است [۳۰]:

$$u = G^{-1}(x)[v - h(x)] \quad (54)$$

که در آن v دینامیک مطلوب سیستم حلقه بسته است. با استفاده کنترل‌کننده (۵۴) و جایگذاری آن در رابطه (۵۳) به دست می‌آید [۳۰]:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x)\{G^{-1}(x)[v - h(x)]\} = v \quad (55)$$

بدین ترتیب نرخ تغییرات خروجی $y^{(d)}$ به‌دلخواه و با انتخاب v تعیین می‌شود که v یک کنترلی خطی و به‌صورت سیستم مرتبه اول با بهره k طراحی می‌شود [۳۰]:

$$v = \dot{x} = k(x - x_c) \quad (56)$$

۶- کنترل‌کننده وارون دینامیک غیرخطی

یکی از روش‌های مورد استفاده برای طراحی سیستم کنترل غیرخطی، روش وارون دینامیک است. وارون دینامیک، روشی قدرتمند است که غیر خطی‌های سیستم را مستقیماً در نظر می‌گیرد. در این کنترل‌کننده از مدل داخلی سیستم و دینامیک‌های ورودی برای لغو غیر خطی‌های سیستم استفاده می‌شود و پس از آن می‌توان از یک کنترل‌کننده خطی یکتا برای کنترل سیستم استفاده کرد. در نتیجه، این رویکرد نیاز به جدول‌بندی بهره در کل پکت پرواز را برطرف می‌سازد. قابل توجه است که وارون دینامیک، غیر خطی‌های سیستم را به‌طور ذاتی حذف نمی‌کند؛ بلکه به‌گونه‌ای عمل می‌کند که از طریق معکوس سازی عوامل غیرخطی در سیستم، دینامیک حلقه بسته به شکل خطی تبدیل می‌شود. [۲۶]. ساختار ساده وارون دینامیک اجازه می‌دهد تا طراحی انعطاف‌پذیر برای همه حالت‌های پرواز انجام شود و بنابراین یک روش محبوب برای کنترل پرواز هواپیما در حضور آسیب است [۲۷].

روش وارون دینامیک غیرخطی در کنار مزایایی که دارد در صورتی توجیه‌پذیر است که مقیاس زمانی کافی بین دینامیک‌های حلقه درونی و بیرونی وجود داشته باشد و نیازمند شناسایی دقیق مدل است. در مقالات برای حل این چالش‌ها و با تمرکز بر مسئله آسیب، راه‌حل‌های مختلفی ارائه شده است:

(۱) در رویکرد مقیاس زمانی چندگانه، دینامیک چرخشی با این فرض که بسیار سریع‌تر از دینامیک انتقالی است جدا می‌شود. این امر مستلزم آن است که سطوح کنترل، عمده ابزارهای مولد گشتاور در نظر گرفته شوند که برای سطوح کنترل آیرودینامیکی یک هواپیمای متعارف، فرضی منطقی است [۲۰].

(۲) استفاده از الگوریتم‌های شناسایی سیستم، وابستگی کنترل‌کننده به مدل سیستم را کاهش می‌دهد. در این رویکرد، پارامترهای نامعلوم (آسیب) تخمین زده می‌شوند و کنترل‌کننده به‌صورت دینامیکی، تغییرات و عدم دقت پارامترها را تنظیم می‌کند. از روش‌های شناسایی سیستم در مقالات سیستم‌های کنترل تحمل‌پذیر عیب، علاوه بر فیلتر کالمن تعمیم‌یافته می‌توان به رویکرد یادگیری ماشین بر اساس شبکه عصبی تطبیقی و رگرسیون فرآیندهای گوسی اشاره کرد [۲۸، ۲۹].

$$\hat{m}_{aero} = \bar{q} s c \left(C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right) \quad (63)$$

$$\hat{n}_{aero} = \bar{q} s b \left(C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V} p + C_{n_r} \frac{b}{2V} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right) \quad (64)$$

در اینجا فرض شده است سیستم کنترلی، وظیفه گرفتن فرمان‌های تغییرات نرخ زاویه‌ای \dot{p}_c ، \dot{q}_c و \dot{r}_c و تعیین ورودی‌های کنترلی δ_a ، δ_e و δ_r را بر عهده دارد. طبق رابطه (۵۴) به دست می‌آید:

$$u = g^{-1}(x) \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(x) \\ f_q(x) \\ f_r(x) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta'_1 \\ \delta'_2 \\ \delta'_3 \end{bmatrix} \right) \quad (65)$$

با جایگذاری معادله‌های (۵۷)، (۶۰) و (۶۱) در معادله (۶۵) کنترل u برای ایجاد سیستم خطی به دست می‌آید.

۲-۶- حلقه کنترل خارجی حالت‌های φ ، θ و ψ

در این حلقه، کنترل‌کننده به منظور کنترل حالت‌های φ ، θ و ψ با استفاده از حالت‌های سریع (به‌عنوان ورودی کنترلی) طراحی می‌شود. برای طراحی کنترل‌کننده حلقه خارجی، به‌مانند حلقه داخلی، معادلات کنترل وضعیت (۳۷) تا (۳۹) به شکل ماتریسی زیر در نظر گرفته می‌شوند [۳۱]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi \sec \theta & \cos \varphi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (66)$$

که $x = [\varphi, \theta, \psi]$ به‌عنوان بردار حالت وضعیت هواپیما و توابع $f_{\varphi\theta\psi}$ و $g_{\varphi\theta\psi}$ به‌صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$g_{\varphi\theta\psi} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi \sec \theta & \cos \varphi \sec \theta \end{bmatrix} \quad (67)$$

$$f_{\varphi\theta\psi} = 0 \quad (68)$$

که مقادیر زوایای وضعیت φ ، θ و ψ توسط سیستم ناوبری اندازه‌گیری می‌شوند. همچون حلقه داخلی، دینامیک آهسته هواپیما در معادله (۶۹) آورده شده است [۳۰].

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi}_d \\ \dot{\theta}_d \\ \dot{\psi}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_\varphi & 0 & 0 \\ 0 & k_\theta & 0 \\ 0 & 0 & k_\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_c - \varphi \\ \theta_c - \theta \\ \psi_c - \psi \end{bmatrix} \quad (69)$$

دینامیک‌های سریع یک هواپیما در معادله (۵۷) آمده است و متغیرهای p_c ، q_c و r_c یا همان فرمان‌های نرخ غلتش، پیچش و گردش با قانون کنترل به دست می‌آیند [۳۰]:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_p & 0 & 0 \\ 0 & k_q & 0 \\ 0 & 0 & k_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_c - p \\ q_c - q \\ r_c - r \end{bmatrix} \quad (57)$$

حال به‌منظور به‌کارگیری قانون کنترل وارون دینامیک بر اساس معادله (۵۳)، معادله (۵۲) به شکل (۵۸) مطرح می‌شود [۳۰]:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (58)$$

به‌عنوان مثال، معادلات چرخشی حرکت (معادلات (۲۸) تا (۳۰)) را با ترکیبی از عبارت‌های خطی و غیرخطی می‌توان به‌صورت رابطه (۵۹) مرتب کرد [۳۰]:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} f_p(x) \\ f_q(x) \\ f_r(x) \end{bmatrix} + g(x) \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} \delta'_1 \\ \delta'_2 \\ \delta'_3 \end{bmatrix} \quad (59)$$

که $x = [V, \beta, \alpha, p, q, r, \mu, \gamma]$ بردار حالت سیستم و $u = [\delta_a \ \delta_e \ \delta_r]^T$ ورودی‌های کنترل هواپیما هستند. با تغییراتی در معادلات (۲۸) تا (۳۰) عبارت‌های زیر برای عناصر $f(x)$ و $g(x)$ به دست می‌آیند:

$$g(x) = \begin{bmatrix} L_{\delta_a} & 0 & 0 \\ 0 & M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 & N_{\delta_r} \end{bmatrix} \quad (60)$$

$$f_{pqr}(x) = \begin{bmatrix} f_p(x) \\ f_q(x) \\ f_r(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_z \hat{l}_{aero} + I_{xz} \hat{n}_{aero}}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z) p q + [I_z(I_y - I_z) - I_{xz}^2] q r}{I_x I_z - I_{xz}^2} \\ \frac{1}{I_y} [\hat{m}_{aero} + p r (I_z - I_x) + I_{xz} (r^2 - p^2)] \\ \frac{I_{xz} \hat{l}_{aero} + I_x \hat{n}_{aero}}{I_x I_z - I_{xz}^2} + \frac{-I_{xz}(I_x - I_y + I_z) q r + [I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2] p q}{I_x I_z - I_{xz}^2} \end{bmatrix} \quad (61)$$

گشتاورهای آیرودینامیکی \hat{l}_{aero} ، \hat{m}_{aero} و \hat{n}_{aero} به‌طور کلاسیک از مشخصه‌های خطی کنترل و پایداری هواپیما و با استفاده از معادلات (۱۸) تا (۲۷)، به شرح روابط (۶۲) تا (۶۴) محاسبه می‌شوند [۳۱]:

$$\hat{l}_{aero} = \bar{q} s b \left(C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V} p + C_{l_r} \frac{b}{2V} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right) \quad (62)$$

به‌روزرسانی شده و قانون کنترلی با شرایط آسیب تطبیق داده می‌شود.

۷- شبیه‌سازی عددی

این بخش مبتنی بر نوع مدل‌سازی آسیب و سیستم کنترل پیشنهادی از دو قسمت مجزا تشکیل می‌شود. در قسمت اول، اثرگذاری پارامتر جدید عدم قطعیت بر خروجی سیستم کنترل و به‌نوعی بهبود مدل‌سازی آسیب نسبت به [۷] بررسی می‌گردد. در قسمت دوم، روش پیشنهادی طراحی سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب (NDI+EKF) با رویکردهای کنترلی معمول وارون دینامیک غیرخطی (NDI) و وارون دینامیک غیرخطی تطبیقی^۱ (مدل مرجع^۲) [۳۳، ۳۲] مقایسه می‌شوند. هدف از این نوع بخش‌بندی، اثبات بهبود عملکرد سیستم نسبت به [۷، ۱] در دوشاخه مدل‌سازی آسیب و کنترل است.

شبیه‌سازی و سنجش میزان کارایی سیستم کنترل بر اساس مدل غیرخطی بوئینگ ۷۴۷ انجام می‌شود [۳۱]. مدل انتخابی، شرایط پرنده را در یک پرواز پایا و ثابت در سرعت ۲۰۵ متر بر ثانیه و ارتفاع پروازی ۶۰۹۶ متر بیان می‌کند. مقادیر حالت‌های اولیه تعادل در جدول ۲ نمایش داده شده‌اند. مشخصات فیزیکی هواپیما در جدول ۳ و محدودیت‌های حرکتی سطوح کنترلی در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۲: حالت‌های تعادل

متغیر	اندازه	واحد
α	۲.۵	deg
β	۰	deg
μ	۰	deg
p	۰	$\frac{\text{deg}}{\text{s}}$
q	۰	$\frac{\text{deg}}{\text{s}}$
r	۰	$\frac{\text{deg}}{\text{s}}$
v	۲۰۵	$\frac{\text{m}}{\text{s}}$
γ	۰	deg
χ	۰	deg
φ	۰	deg
θ	۲.۵	deg
ψ	۰	deg

θ_c ، φ_c و ψ_c دستورات ورودی زوایای وضعیت و $\dot{\theta}_a$ ، $\dot{\varphi}_a$ و $\dot{\psi}_a$ دینامیک مطلوب حلقه وضعیت (حلقه خارجی) نامیده می‌شوند. در اینجا فرض شده است سیستم کنترلی وظیفه گرفتن $\dot{\psi}$ ، $\dot{\theta}$ و $\dot{\psi}$ و تعیین نرخ‌های زاویه‌ای (p، q و r) را جهت ارسال به حلقه داخلی بر عهده دارد. طبق رابطه (۵۴) به‌دست می‌آید:

$$\begin{bmatrix} p_c \\ q_c \\ r_c \end{bmatrix} = g_{\varphi\theta\psi}^{-1}(x) \begin{bmatrix} \dot{\varphi}_a \\ \dot{\theta}_a \\ \dot{\psi}_a \end{bmatrix} \quad (70)$$

که $g_{\varphi\theta\psi}$ مطابق رابطه (۶۷) تعریف می‌شود.

۳-۶- اصلاح ساختار کنترل کننده

با استفاده از اطلاعات عیب که توسط واحد تشخیص عیب فراهم شده است می‌توان با تنظیم برخط کنترل کننده تأثیر عیب بر عملکرد سیستم کنترل حلقه بسته را بهبود بخشید. در کنترل کننده وارون دینامیک، هدف؛ اصلاح قانون کنترل وارون دینامیک مطابق رابطه (۶۵) است. در واقع با اصلاح ماتریس‌های $f_{pqr}(x)$ و $g(x)$ در حلقه کنترل داخلی مطابق روابط (۶۰) و (۶۱) و مقداردهی عدم قطعیت‌های δ'_1 ، δ'_2 و δ'_3 قانون کنترلی به‌روزرسانی می‌شود.

۱-۳-۶- به‌روزرسانی مشتقات پایداری

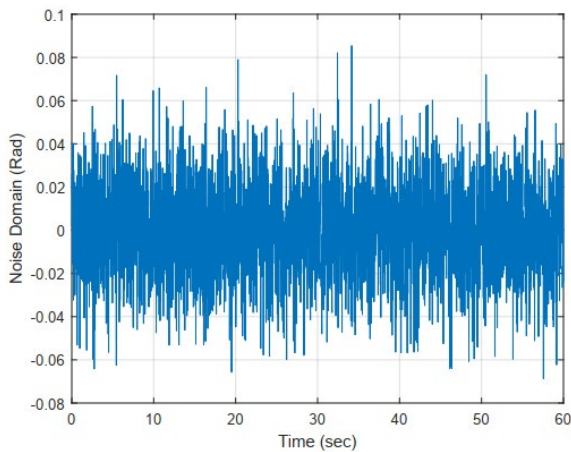
گام اول در تطبیق دهی قانون کنترل با شرایط آسیب، به‌روزرسانی مقادیر مشتقات پایداری است. بر اساس روابط (۶۰) و (۶۱)، گشتاورهای آیرودینامیکی \hat{a}_{aero} و \hat{n}_{aero} دستخوش تغییر می‌شوند. لذا، مطابق روابط (۶۲) و (۶۴) اصلاح مشتقات پایداری C_{l_p} ، C_{l_r} ، C_{l_β} ، C_{n_p} ، C_{n_r} و C_{n_β} مشتقات ورودی کنترلی $C_{l_{\delta_r}}$ و $C_{n_{\delta_r}}$ موردنیاز است. با رجوع به روابط (۱۸) تا (۲۷) مشتقات پایداری آسیب بر اساس ضریب آسیب ($\hat{\mu}$) که توسط فیلتر کالمن تعمیم‌یافته تخمین زده شده است، اصلاح می‌گردند.

۲-۳-۶- مقداردهی عدم قطعیت‌ها

مقداردهی عدم قطعیت‌های ناشی از آسیب در کنار اصلاح مشتقات پایداری که در بخش قبل آورده شد یک قانون کنترلی نسبتاً کامل که شامل اثرات ناشی از آسیب است را در اختیار قرار می‌دهد. با تخمین عدم قطعیت‌های δ'_1 ، δ'_2 و δ'_3 با استفاده از فیلتر کالمن تعمیم‌یافته و جایگزینی مقادیر تخمین در رابطه (۶۵)، حلقه داخلی قانون کنترل

^۱ Adaptive Nonlinear Dynamic Inversion (ANDI)

^۲ Model Reference



شکل ۴: نویز اضافه شده به سیستم

در تمامی شبیه‌سازی‌ها، جهت ارضای فرمان‌های ورودی و رعایت الزامات کیفیت پروازی، فیلتر فرمان خطی درجه دوم بر اساس MIL-STD-1797A به کار برده شده است [۳۰]. بهره‌های کنترل‌کننده برای طراحی حلقه‌های کنترلی به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$k_1 = 2\zeta\omega_n \quad (72)$$

$$k_2 = \omega_n^2 \quad (73)$$

k_1 بهره حلقه خارجی، k_2 بهره حلقه داخلی، ζ ضریب میرایی و ω_n فرکانس نوسان طبیعی هستند که بر اساس الزامات حرکات طولی و عرضی هواپیما مقادیر این پارامترها در جدول ۵ ذکر شده است.

جدول ۵: پارامترهای تنظیم کنترل‌کننده

واحد	اندازه	پارامتر
---	۰,۷۰۷	ζ
$\frac{\text{rad}}{\text{s}}$	۳	ω_n
$\frac{\text{rad}}{\text{s}}$	۴,۲۴۲	k_1
$\frac{\text{rad}}{\text{s}}$	۹	k_2

شبیه‌سازی‌ها عملکرد سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب را در دو حالت سالم بودن دم عمودی و معیوب بودن آن، مقایسه می‌کنند.

شکل ۵ و شکل ۶ عملکرد سیستم کنترل پایه را مبتنی بر وارون دینامیک معمول در شرایط بدون عیب نمایش می‌دهد. آنچنان که مشاهده می‌شود، هنگامی که یک سیگنال پله با بزرگی ۵ درجه در بازه زمانی ۱۰ الی ۲۰ ثانیه به-

جدول ۳: مشخصه‌های فیزیکی بوئینگ ۷۴۷		
مشخصه	اندازه	واحد
M	۲۸۸۷۸۱/۷۲	kg
S	۵۱۰/۹۶	m ²
B	۵۹/۷۴	m
c	۸/۳۲	m
I_{x_B}	۲۴۶۷۵۹۰۰	kg.m ²
I_{y_B}	۴۴۸۷۸۶۰۰	kg.m ²
I_{z_B}	۶۷۳۸۴۱۰۰	kg.m ²
I_{xz_B}	۱۳۱۵۱۰۰	kg.m ²

جدول ۴: محدودیت‌های حرکتی سطوح کنترلی

سطح کنترل	محدوده حرکت	واحد
ایلران	$-35 \leq da \leq 35$	deg
الویتور	$-24 \leq de \leq 10$	deg
رادر	$-35 \leq dr \leq 35$	deg

به منظور بررسی عملکرد واحد تشخیص عیب و روش‌های کنترلی، پارامترهای عیب ناشی از آسیب در دم عمودی با مقادیر مشخص به مدل تزریق می‌شود. در سناریوهای پروازی انتخابی به دلیل کاهش انرژی هواپیما در هنگام آسیب، عدم قطعیت‌های ناشی از آسیب در حالت‌های مختلف μ به صورت مقدار منفی زیر تنظیم می‌شوند:

$$\delta'_{pqr} = \begin{bmatrix} \delta'_1 \\ \delta'_2 \\ \delta'_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3 \\ -3 \\ -3 \end{bmatrix} \frac{deg}{s} \quad (71)$$

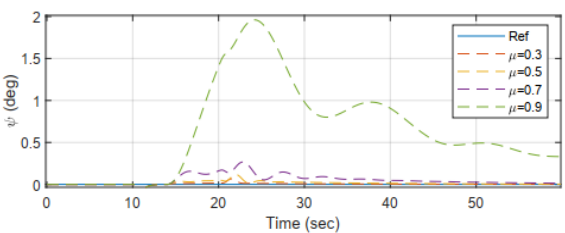
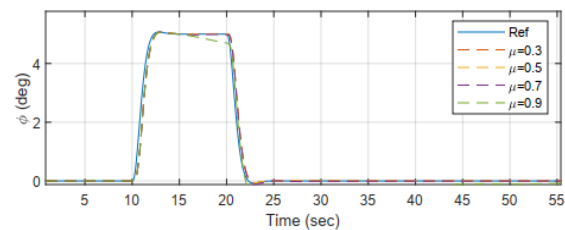
همچنین در جهت واقعی سازی سناریوهای پروازی، نویز حسگرها (ژایروها^۱) به بلوک‌های مدل‌سازی در نرم‌افزار متلب^۲ اضافه شده‌اند. شکل ۴ نویز افزوده شده به سیستم را نمایش می‌دهد. این نویز از نوع نرمال گوسی با میانگین صفر و واریانس ۰,۰۰۰۵ در نظر گرفته شده است که مقدار واریانس، مطابق با دقت اندازه‌گیری ژایروهای هواپیما در محدوده ۰,۰۰۰۱ انتخاب گردیده است.

¹ Gyro

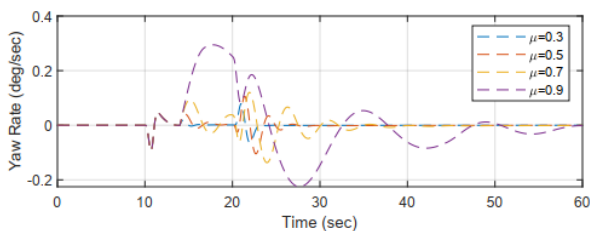
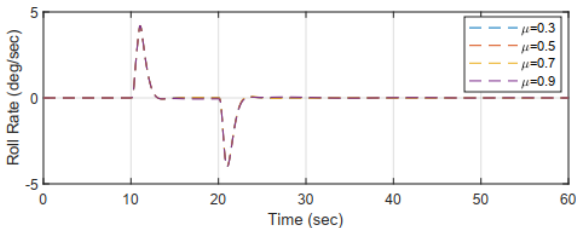
¹³ Matlab

شده است. با بروز آسیب در ثانیه چهاردهم شبیه‌سازی به تدریج اثرات نامطلوب در زاویه سمت مشاهده می‌شود. با افزایش آسیب در دم عمودی، میزان انحراف زاویه سمت و نرخ تغییر آن از حالت تعادل صفر بیشتر شده است. با این حال، تأثیر پذیری زاویه غلت ناچیز است و تنها در $\mu = 0.9$ انحراف جزئی از مسیر مرجع مشاهده می‌شود.

در شکل ۹ و ۱۰ تأثیر پارامتر آسیب عدم قطعیت (δ') بر خروجی سیستم کنترل بررسی شده است. همان‌طور که نمایان است پارامتر δ' دارای تأثیر مشخص بر تغییرات زاویه سمت است. با افزایش پارامتر δ' میزان انحراف زاویه سمت از حالت تعادل صفر بیشتر شده است و مقدار تهایی آن دارای خطای ماندگار گردیده است.

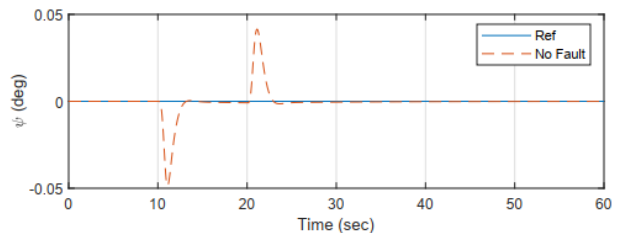
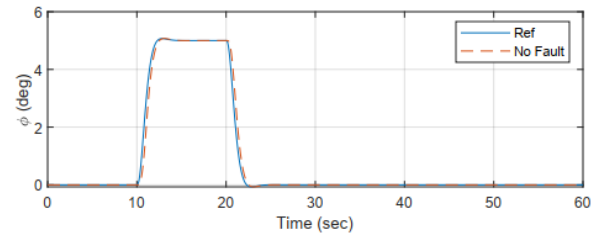


شکل ۷: تأثیر پارامتر آسیب μ بر عملکرد حلقه خارجی کنترل کننده NDI ($\delta' = 0$)

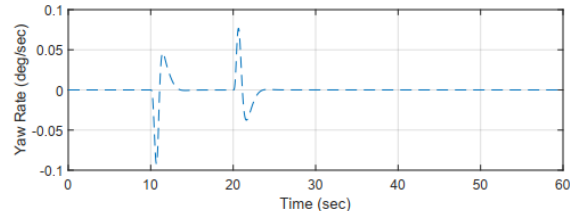
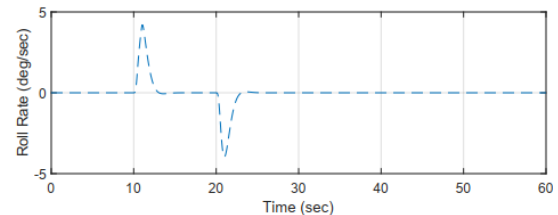


شکل ۸: تأثیر پارامتر μ بر عملکرد حلقه داخلی کنترل کننده NDI ($\delta' = 0$)

عنوان فرمان غلت داده می‌شود؛ منحنی‌های پاسخ، ورودی مرجع را به خوبی دنبال می‌کنند و در نهایت زوایای غلت و سمت به مقدار ماندگار صفر همگرا می‌شوند.



شکل ۵: عملکرد حلقه خارجی کنترل کننده NDI در شرایط عادی



شکل ۶: عملکرد حلقه داخلی کنترل کننده NDI در شرایط عادی

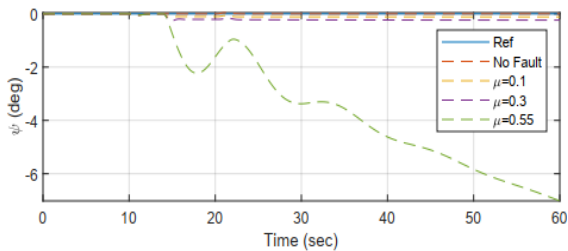
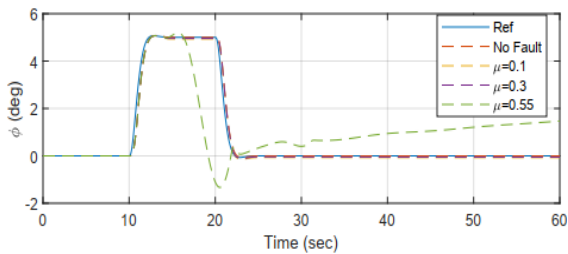
۷-۱- تأثیر پارامترهای آسیب بر خروجی سیستم

همان‌طور که در مقدمه بیان گردید رویکرد اصلی در این پژوهش، بهبود مدل‌سازی هواپیمای آسیب‌دیده با توجه به [۷، ۱] می‌باشد. لذا، قبل از ورود به بررسی عملکرد FTCS پیشنهادی، تأثیر مجزا و همزمان پارامترهای عدم قطعیت و ضریب درجه آسیب بر خروجی کنترل کننده پایه نشان داده می‌شود.

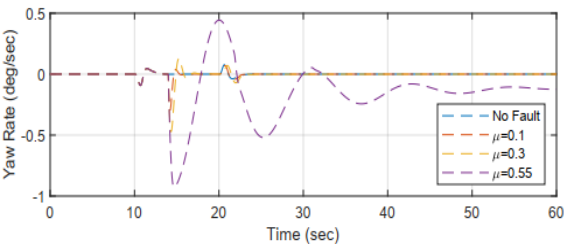
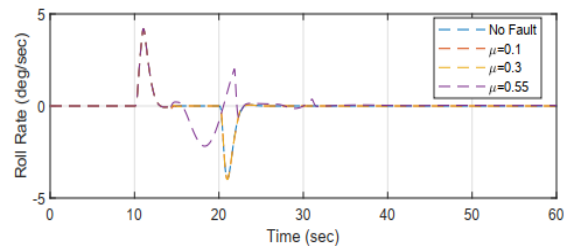
در شکل‌های ۷ و ۸ خروجی سیستم کنترل به ازای مقادیر مختلف μ مبتنی بر مدل‌سازی آسیب در [۷]، شبیه‌سازی

سمت از تعادل اولیه بیشتر شده و خروجی در حدود $\mu = 0.55$ به سمت ناپایداری می‌رود. این امر با توجه به مقدار نهایی غیرصفر نرخ زاویه سمت نیز براساس شکل ۱۲ قابل توجه است. به همین دلیل، افزودن واحد تشخیص عیب به سیستم کنترل جهت شناسایی به موقع آسیب، ضروری است.

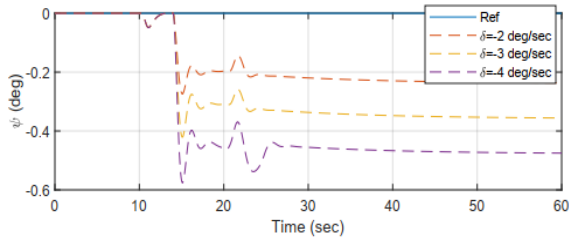
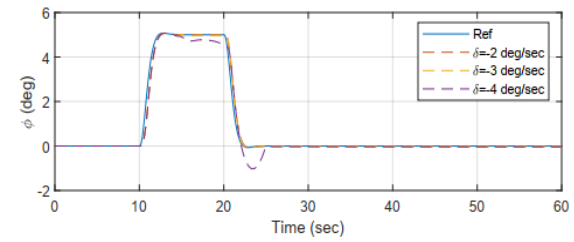
نکته قابل توجه در نمودارهای ۱۱ و ۱۲ در مقایسه با شکل‌های ۷ و ۸، تأثیر ملموس پارامتر δ' بر خروجی سیستم کنترل و انحراف زوایا از مسیر مرجع است. این موضوع، نقص مدل‌سازی آسیب فقط بر اساس ضریب μ و در واقع کامل نبودن مدل‌سازی در [۷، ۱۱] را نشان می‌دهد.



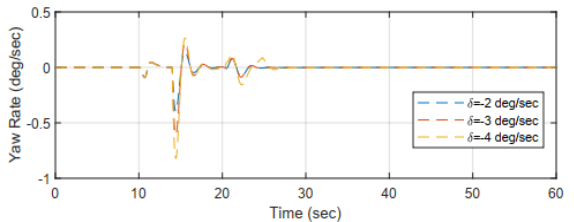
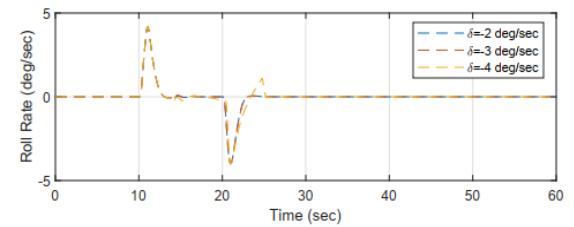
شکل ۱۱: عملکرد حلقه خارجی کنترل‌کننده NDI بدون واحد تشخیص عیب در شرایط آسیب



شکل ۱۲: عملکرد حلقه داخلی کنترل‌کننده NDI بدون واحد تشخیص عیب در شرایط آسیب



شکل ۹: تأثیر پارامتر عدم قطعیت δ' بر عملکرد حلقه خارجی کنترل‌کننده NDI ($\mu = 0$)



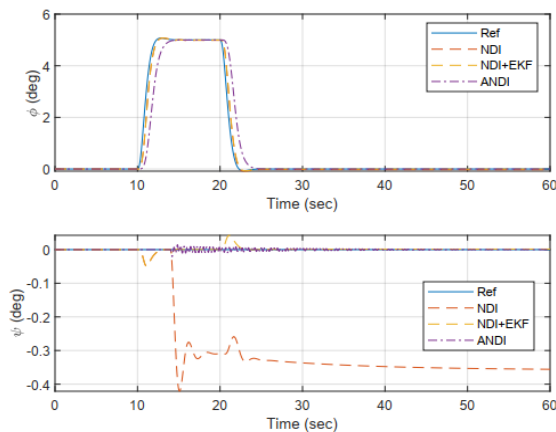
شکل ۱۰: تأثیر پارامتر عدم قطعیت δ' بر عملکرد حلقه داخلی کنترل‌کننده NDI ($\mu = 0$)

شکل ۱۱ و شکل ۱۲ تأثیر همزمان پارامترهای آسیب μ و δ' بر مسیر ردیابی ورودی‌های مرجع غلت و سمت را نمایش می‌دهند. در این سناریو پروازی، خرابی در ثانیه چهاردهم شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است و مقادیر مختلف μ را با یک روند افزایشی و در عین حال ثابت گرفتن δ' شامل می‌شود. با تزریق عیب، به تدریج اثرات نامطلوب در تغییرات زوایای غلت و سمت مشاهده می‌شود. با افزایش شکستگی و در واقع افزایش ضریب آسیب μ ، میزان انحراف در زاویه رول از مسیر مرجع افزایش می‌یابد؛ این در حالی است که این مقدار در زاویه سمت ناچیز است. مهم‌ترین تفاوت و در واقع بروز علائم ناپایداری در سیستم، وجود خطای ماندگار در مقدار نهایی زاویه سمت در $\mu = 0.3$ است. با افزایش آسیب، میزان انحراف زاویه

μ و δ' به کنترل‌کننده، انحراف زوایای غلت و سمت از مسیر مرجع کاهش یافته و پایداری سیستم به‌طور نسبی بهبود می‌یابد.

در شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ برتری عملکردی کنترل‌کننده وارون دینامیک مبتنی بر EKF را نسبت به کنترل‌کننده وارون دینامیک تطبیقی به خوبی نشان داده شده است. مهم‌ترین تفاوت از تغییرات سطوح کنترلی در شکل ۱۶ برداشت می‌شود. بر این اساس عملگرهای ایلران و رادر در روش تطبیقی دارای نوسانات بسیار شدید و به بیان ریاضی، تلاش کنترلی نسبتاً زیاد تا رسیدن به وضعیت پایدار هستند. این نوسانات نامطلوب در تغییرات نرخ زاویه سمت (شکل ۱۵) نیز مشاهده می‌شود. این خروجی به دلیل افزایش بهره‌های تطبیق در کنترل‌کننده وارون دینامیک تطبیقی نتیجه می‌شود. تغییرات در بهره‌های تطبیق به سبب ماهیت شدید و ناگهانی آسیب ساختاری است و عدم سازگاری مناسب کنترل تطبیقی مدل مرجع با این نوع آسیب را نشان می‌دهد. همچنین براساس شکل ۱۶ عملگر رادر در روش تطبیقی به بیشینه انحراف منفی خود نزدیک شده است و این حداکثر میزان پایداری این کنترل‌کننده را در مقابل آسیب نتیجه می‌دهد.

شکل ۱۷ و شکل ۱۸ نشان‌دهنده بیشینه مقدار تحمل‌پذیری FTCS پیشنهادی نسبت به آسیب هستند. کنترل‌کننده تا شکستگی به میزان ۵۰٪ سیستم را پایدار نگه داشته است و پس از آن به دلیل رسیدن سطح کنترلی رادر به حد اشباع خود (شکل ۱۹)، رفتار سیستم ناپایدار خواهد بود. این عملکرد، افزایش حدوداً ۱۰٪ کنترل‌کننده پیشنهادی در مقایسه با کنترل‌کننده تطبیقی را نشان می‌دهد.



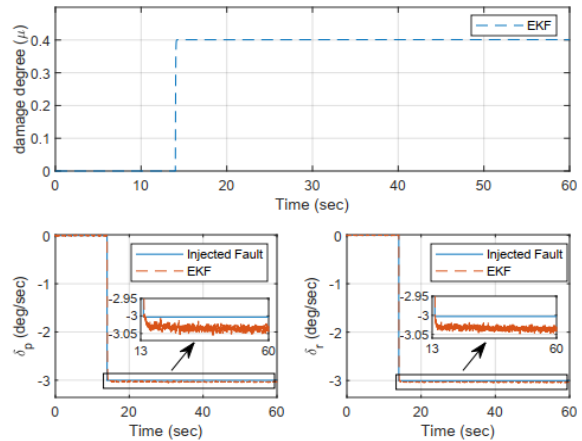
شکل ۱۴: مقایسه ردیابی فرمان‌های غلت و سمت بین روش پیشنهادی با کنترل‌کننده‌های NDI و NDI تطبیقی

۷-۲- عملکرد سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب

در ادامه شبیه‌سازی‌ها، عملکرد سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب و میزان توانایی آن در بهبود پایداری سیستم در مقایسه با کنترل‌کننده‌های معمول وارون دینامیک و وارون دینامیک تطبیقی بررسی شده است.

قابل توجه است ساختار کنترل روش تطبیقی، ترکیبی از کنترل‌کننده‌های وارون دینامیک و تطبیقی مدل مرجع در مشابهت با روش کنترلی [۷] است؛ با این تفاوت که در [۷] با توجه به خطی بودن مدل هواپیما از ترکیب کنترل‌کننده‌های تنظیم‌کننده مرتبه دوم خطی (LQR) و تطبیقی مدل مرجع استفاده شده است. بدین سبب، شبیه‌سازی‌ها عملکرد پایدار FTCS نسبت به روش تطبیقی (در واقع رویکرد کنترلی در [۷]) را نشان می‌دهند.

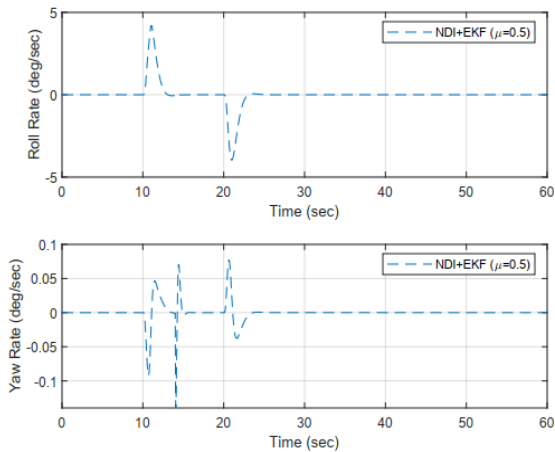
در این فرآیند از فیلتر کالمن تعمیم‌یافته برای تخمین پارامترهای عیب به میزان $\mu = 0.4$ و $\delta' = -3 \frac{deg}{sec}$ استفاده می‌شود. با افزوده شدن واحد تشخیص عیب، اطلاعات عیب به کنترل‌کننده ارسال می‌گردد؛ در واقع، فیلتر کالمن توانسته است مطابق شکل ۱۳ عیب وارد شده را شناسایی و پارامترهای آسیب را تخمین بزند.



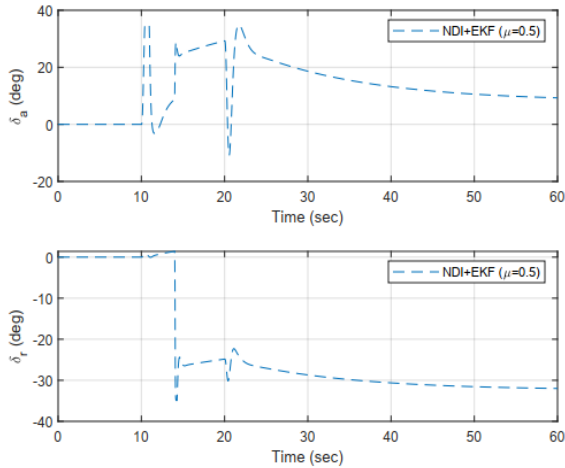
شکل ۱۳: عملکرد EKF در تخمین پارامترهای آسیب

در شکل ۱۴، مسیر ردیابی ورودی مرجع در حالت‌های وجود و عدم وجود واحد تشخیص عیب با یکدیگر مقایسه شده‌اند. آنچه مورد توجه است، کاهش بیشینه انحراف زوایای غلت و سمت از مسیر مرجع و همچنین صفر شدن خطای ماندگار زاویه سمت در سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب نسبت به وارون دینامیک معمولی است؛ با افزوده شدن واحد تشخیص عیب به سیستم کنترل و ارسال پارامترهای

14 Linear Quadratic Regulator

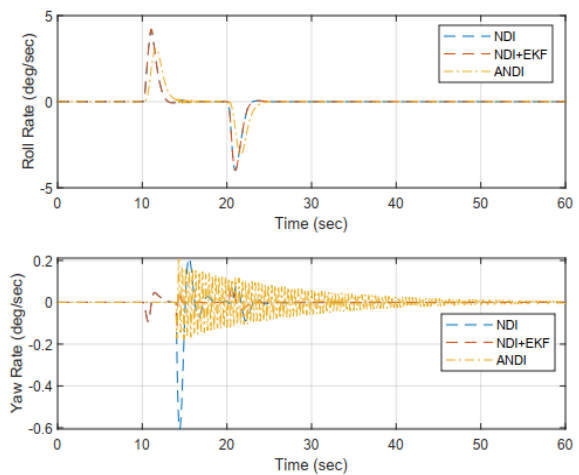


شکل ۱۸: تغییرات نرخ‌های زاویه‌ای غلت و سمت در روش پیشنهادی برای شرایط بیشینه آسیب (حالت پایدار)

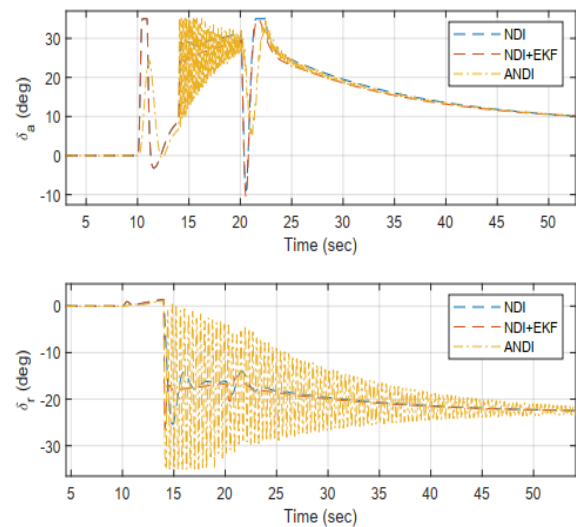


شکل ۱۹: تغییرات زاویه سطوح کنترلی در شرایط بیشینه آسیب (حالت پایدار)

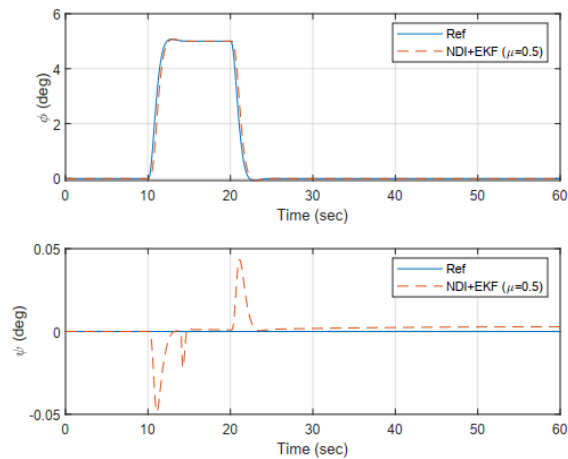
در شکل ۲۰، تأثیر پارامترهای آسیب بر حالت طولی θ بررسی شده است. آنچنان که نمایان است با بروز عیب در ثانیه چهاردهم شبیه‌سازی به میزان $\mu = 0.4$ و $\delta' = -3 \frac{deg}{sec}$ ، اثرات نامطلوب در تغییرات زاویه پیچ مشاهده می‌گردد و آسیب در دم سبب ایجاد خطای ماندگار در پاسخ می‌شود. با افزوده شدن واحد تشخیص عیب به سیستم کنترل، فیلتر کالمن، آسیب واردشده به دم عمودی را شناسایی کرده و پارامتر δ' تخمین زده شده است. با ارسال پارامترهای آسیب به واحد کنترل و اصلاح قانون کنترلی مطابق معادله (۷۱)، میزان انحراف زاویه پیچش از مسیر مرجع کاهش یافته و خطای ماندگار نهایی صفر شده است. آنچه قابل توجه است وجود نوسانات نامطلوب در تغییرات سطح کنترلی الویتور در کنترل‌کننده وارون دینامیک تطبیقی نسبت به کنترل‌کننده پیشنهادی است.



شکل ۱۵: مقایسه نرخ‌های زاویه‌ای غلت و سمت بین روش پیشنهادی با کنترل‌کننده‌های NDI و NDI تطبیقی



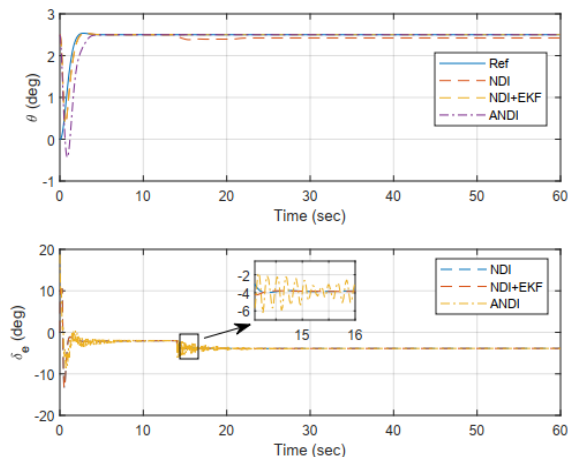
شکل ۱۶: مقایسه تغییرات زاویه سطوح کنترلی بین روش پیشنهادی با کنترل‌کننده‌های NDI و NDI تطبیقی



شکل ۱۷: ردیابی فرمان‌های غلت و سمت در روش پیشنهادی برای شرایط بیشینه آسیب (حالت پایدار)

۹- مراجع

- [1] Miao Y, Wang X, Miao Y, Wang S. Dynamics and adaptive fault-tolerant flight control under structure damage of horizontal stabilizer. *Aerospace Science and Technology*. 2020;106:106135. DOI 10.1016/j.ast.2020.106135
- [2] Board S. In-Flight Separation of Vertical Stabilizer American Airlines Flight 587 Airbus Industrie A300-605R, N14053 Belle Harbor, New York November 12, 2001. National Transportation Safety Board. 2001;490. DOI NTSB/AAR-04/04
- [3] Zhang Y, Jiang J. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems. *Annual reviews in control*. 2008;32(2):229-52. DOI 10.1016/j.arcontrol.2008.03.008
- [4] Abbaspour A, Mokhtari S, Sargolzaei A, Yen KK. A survey on active fault-tolerant control systems. *Electronics*. 2020;9(9):1513. DOI 10.3390/electronics9091513
- [5] Zhang Y, Huang Y, Chu Q, de Visser CC. Database-driven safe flight-envelope protection for impaired aircraft. *Journal of Aerospace Information Systems*. 2021;18(1):14-25. DOI 10.2514/1.I010846
- [6] Hugo G. Autonomous landing of a fixed-Wing unmanned aircraft with partialwing and stabiliser losses: Stellenbosch: Stellenbosch University; 2017.
- [7] Wang J, Wang S, Wang X, Shi C, Tomovic MM. Active fault tolerant control for vertical tail damaged aircraft with dissimilar redundant actuation system. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2016;29(5):1313-25.
- [8] Asadi D, Sabze Parvar M, Taalebi H.A, Abbasi H. The Study of Wing Damage Effect on Airplane Performance and Flight Dynamics. *Journal of Aeronautical Engineering*. 2012;14(2):17-33 (in persian). DOR 20.1001.1.17359449.1391.14.2.3.1
- [9] Bacon B, Gregory I, editors. General equations of motion for a damaged asymmetric aircraft. AIAA atmospheric flight mechanics conference and exhibit; 2007. DOI 10.2514/6.2007-6306
- [10] Chao D, Qi R, Jiang B, Soh Y. Adaptive fault-tolerant control for ascent HSV with wing damage and function constraints on states. *Acta Astronautica*. 2024. DOI 10.1016/j.actaastro.2024.06.024
- [11] Zhang L, Mu J, Ma H, Dai G, Tong S. Research on fault-tolerant control of combined airframe damage of electric aircraft. *Aerospace*. 2023;10(7):611. DOI 10.3390/aerospace10070611
- [12] Yuwei C, Aijun L, Xianfeng M. A fault-tolerant control method for distributed flight control system facing wing damage. *Journal of Systems Engineering and Electronics*. 2021;32(5):1041-52. DOI 10.23919/JSEE.2021.000089
- [13] Zhang J, Xu X, Yang L, Yang X. LPV model-based multivariable indirect adaptive control of damaged asymmetric aircraft. *Journal of Aerospace Engineering*. 2019;32(6):04019095. DOI 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001089



شکل ۲۰: تأثیر آسیب بر متغیر طولی و سطح کنترلی

۸- نتیجه گیری

در این پژوهش، مدل‌سازی و کنترل یک هواپیما تحت شرایط آسیب ساختاری مورد بررسی قرار گرفت. مدل‌سازی آسیب با تعریف دو پارامتر با عناوین ضریب درجه آسیب و عدم قطعیت ناشی از آسیب، انجام پذیرفت. جهت حل آسیب، یک سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال مبتنی بر قانون کنترلی وارون دینامیک ارائه گردید. در رویکرد پیشنهادی، پارامترهای عیب با استفاده از فیلتر کالمن تعمیم‌یافته، تخمین زده شدند و قانون کنترلی با محوریت پارامترهای عیب با شرایط آسیب تطبیق داده شد. در شبیه‌سازی‌ها، سیستم کنترل پیشنهادی، قانون‌های کنترلی معمول وارون دینامیک و وارون دینامیک تطبیقی مدل مرجع با یکدیگر مقایسه شدند. نتایج، بهبود نسبی خروجی زوایای وضعیت هواپیما در استفاده از سیستم کنترل تحمل‌پذیر عیب، تأثیر ملموس پارامتر عدم قطعیت بر متغیرهای سیستم در مقایسه با مقالات مشابه، کاهش نوسانات و تلاش کنترلی و تغییرات یکنواخت سطوح کنترلی را نشان داده است. در هر حال، تمامی روش‌های کنترلی در این مقاله، مزایا و معایب منحصر به خود را دارند. به منظور توسعه تحقیق، تمرکز بر روش‌های کنترلی با قابلیت پیش‌بینی حالت‌های آینده و ارتقاء واحد تشخیص عیب با استفاده از روش‌های داده محور پیشنهاد می‌شود. به عنوان نمونه، کنترل پیش‌بین غیرخطی به دلیل تخمین رفتار سیستم در گام‌های زمانی آینده و الگوریتم‌های یادگیری ماشین بر اساس شبکه عصبی جهت تشخیص آسیب، می‌تواند از تطبیق‌پذیری مناسبی با سیستم کنترل برخوردار باشد.

- extended Kalman-Bucy filter for quadrotor. *Journal of Mechanical Engineering*. 2020;50(4(93)):131-140 (in persian). DOI 10.22034/jmeut.2021.9416
- [26] Slotine J-JE, Li W. *Applied nonlinear control*: Prentice hall Englewood Cliffs, NJ; 1991.
- [27] Tol H, De Visser C, Sun L, van Kampen E, Chu Q. Multivariate spline-based adaptive control of high-performance aircraft with aerodynamic uncertainties. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2016;39(4):781-800. DOI 10.2514/1.G001079
- [28] Abbaspour A, Aboutalebi P, Yen KK, Sargolzaei A. Neural adaptive observer-based sensor and actuator fault detection in nonlinear systems: Application in UAV. *ISA transactions*. 2017;67:317-29. DOI 10.1016/j.isatra.2016.11.005
- [29] Lee JD, Kim L, Zewge NS, Bang H. Fault-Tolerant Control for Aircraft with Structural Damage Using Sparse Online Gaussian Process Regression. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2024;1-25. DOI 10.1007/s42405-024-00715-7
- [30] Sadati S.H. Aircraft control augmentation system design using dynamic inversion and neural network. *Journal of Aeronautical Engineering*. 2017;18(2):85-97 (in persian). URL 20.1001.1.17359449.1395.18.2.7.3
- [31] Roskam J. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*: DARcorporation; 1998.
- [32] Bodson M, Groszkiewicz JE. Multivariable adaptive algorithms for reconfigurable flight control. *IEEE transactions on control systems technology*. 1997;5(2):217-29. DOI 10.1109/87.556026
- [33] Mobini Bidgoli M, Sadati S.H. Flight control using adaptive dynamic inversion. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*. 2016;5(1):7-16 (in persian). URL http://www.astjournal.ir/article_19740_b35ee022d7599d2d75b8f08a9be37f02.pdf
- [14] Ijaz S, Hamayun MT, Yan L, Shi C. Active fault-tolerant control for vertical tail damaged aircraft with dissimilar redundant actuation system using integral sliding mode control. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2019;233(7):2361-78. DOI 10.1016/j.cja.2016.08.009
- [15] Zhang J, Yang X, Yang L. Virtual-command-based model reference adaptive control for abrupt structurally damaged aircraft. *Aerospace Science and Technology*. 2018;78:452-60. DOI 10.1016/j.ast.2018.04.043
- [16] Li Y, Liu X, Ming R, Zhu H, Zhang W. A cascaded nonlinear fault-tolerant control for fixed-wing aircraft with wing asymmetric damage. *ISA transactions*. 2023;136:503-24. DOI 10.1016/j.isatra.2022.10.021
- [17] Asadi D, Bagherzadeh SA. Nonlinear adaptive sliding mode tracking control of an airplane with wing damage. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2017;232(8):1405-20. DOI 10.1177/0954410017690546
- [18] Asadi D, Ahmadi K. Nonlinear robust adaptive control of an airplane with structural damage. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2020;234(14):2076-88. DOI 10.1177/0954410020926618
- [19] He Q, Tan Y, Liu X, Jia Q, Liu J. Reconfigurable Nonlinear Dynamic Inversion for Attitude Control of a Structurally Damaged Aircraft. *IEEE Access*. 2020;8:199931-43.
- [20] Ahmadi K, Asadi D, Pazooki F. Nonlinear L1 adaptive control of an airplane with structural damage. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2019;233(1):341-53. DOI 10.1177/0954410017730088
- [21] Roskam J, editor *Methods for Estimating Stability and Control Derivatives of Conventional Subsonic Airplanes* 1971.
- [22] Sadati S.H, Menhaj M.B, Sabze Parvar M. Nonlinear adaptive flight control using dynamic inversion and neural networks controller. *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*. 2007;38(1):18 (in persian). URL https://ajsr.aut.ac.ir/article_2366_2efbed79d6ad9bb9350179d91ac95939.pdf
- [23] Radatnia S, Faraji J, Keighobadi J. Design and implementation a novel inertial sensor errors model in extended Kalman filter based on genetic algorithm. *Journal of Mechanical Engineering*. 2020;50(3):97-106 (in persian). DOI 10.22034/jmeut.2020.9554
- [24] Crassidis JL, Junkins JL. *Optimal estimation of dynamic systems*: Chapman and Hall/CRC; 2004.
- [25] Faraji J, Keighobadi J. Design and simulation of the integral backstepping sliding mode control and