



Gust Load Alleviation of Flexible Aircraft

J. Masrour, S. H. Sadati*, M. Shahravi

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: Concerns about aircraft gust disturbance have increased not only because of the design cases that are not primarily structural but also because of gust influence on aircraft handling qualities and flight controllability. Load alleviation system duty is reducing loads caused by a gust on aircraft. Using active control when crossing gust causes alleviation of loads on aircraft and improves ride quality. In this paper gust response of a flexible aircraft has been simulated by using the Lagrange equation and quasi-steady aerodynamics. Wing has been considered as flexible and other parts have been considered rigid. Two degrees of freedom in pitch and plunge of rigid mode have been considered and the elastic wing has been modeled as a beam with torsion and bending. Gust responses with different profiles have been analyzed. Then by using elevators and aileron gust loads have been reduced. Feedback control has been used to decrease the pitch and heave acceleration of the aircraft. Closed and open-loop response to gust has been compared and it has been shown that pitch oscillations have been damped very well by elevator. Then by using elevators and flaperon gust loads have been reduced by using neural networks adaptive controller and classic controller. Comparison has been made between closed-loop and open loop response to gust.

Review History:

Received: Apr. 17, 2021
Revised: Nov. 22, 2021
Accepted: Dec. 20, 2021
Available Online: Jan. 05.2022

Keywords:

Flexible aircraft
Quasi-steady aerodynamics
Gust load alleviation

1- Introduction

Gust is one of the sources of critical design and fatigue loads. The gusts cause structural elastic vibrations and rigid-body motions which can result in a significant reduction of the airframe structure's life. It is due to the high level of dynamic stresses that occur during these events. However, vibrations caused by gusts may have an adverse effect on passenger comfort, pilot workload, and aircraft handling quality [1]. An active control technique called Gust Load Alleviation (GLA) can be used to minimize the adverse effects induced by the gust. This paper investigates the dynamic response of flexible aircraft to gust. Then by using control surfaces tries to alleviate gust loads on aircraft. It uses an elevator and flaperon to decrease gust effects on aircraft.

2- Methodology

A flexible aircraft (Fig. 1) has been modeled with considering pitch and plunge of a rigid body, z , and θ , and bending and torsion of elastic wing h and α .

A quasi-steady aerodynamic model has been used. By using the Lagrange equation, it is possible to obtain generalized forces Q_h and Q_α [2]:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial U}{\partial q_i} = Q_i, \quad i=1,2,3,4 \quad (1)$$
$$q_1 = z, \quad q_2 = \theta, \quad q_3 = h, \quad q_4 = \alpha$$

The generalized forces of Q_i are calculated by virtual work:

$$\begin{aligned} Q_z &= -L_w + W - L_T \\ Q_\theta &= l_w L_w + M_{E.A} - l_T L_T \\ Q_h &= -L_w \\ Q_\alpha &= M_{E.A} \end{aligned} \quad (2)$$

L_w and L_t are lift forces of wing and tail, l_w and l_t distance from wing and tail elastic axes to aircraft C.G respectively. $M_{E.A}$ is the moment around the elastic axis of the wing. Now by putting Q_i and arranging aerodynamic and structural forces it is possible to write:

*Corresponding author's email: hsadati@mut.ac.ir



Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Amirkabir University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode>.

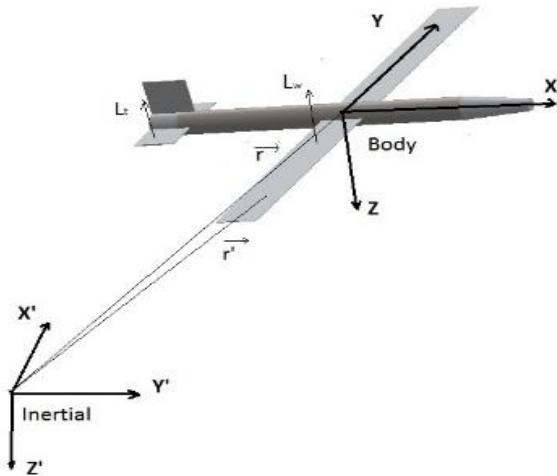


Fig. 1. Aircraft with flexible wings

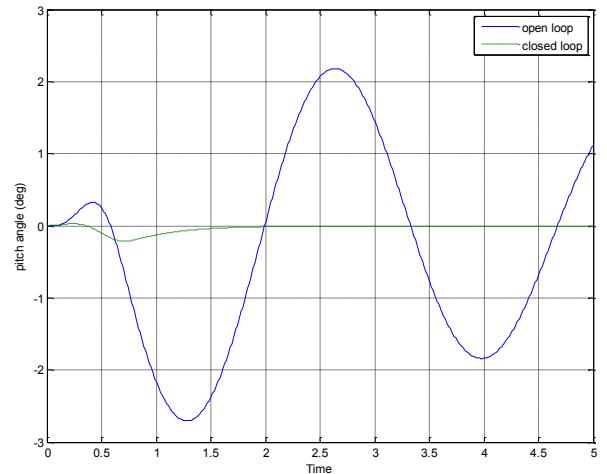


Fig. 2. Comparison of pitch response of aircraft in closed and open-loop

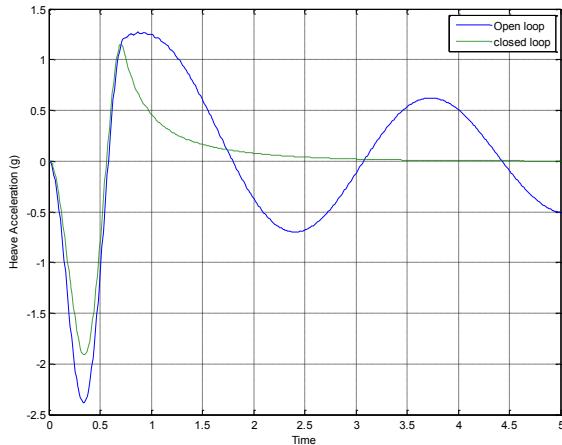


Fig. 3. Comparison of heave acceleration of aircraft in closed and open-loop

$$(M_s + M_a)\ddot{q} + (C_s + C_a)\dot{q} + (K_a + K_s)q = F \quad (3)$$

$$q_1 = z, \quad q_2 = \theta, \quad q_3 = h, \quad q_4 = \alpha$$

In the above equation z and θ are rigid modes, h is bending modes of the wing, and α is torsional modes of the wing. F is composed of two elements gust and control forces:

$$F = F_{Gust} + F_{control} \quad (4)$$

$$F_{control} = BU$$

$$U = [\delta_{elevator} \quad \delta_{flapeleron}] \quad (5)$$

In the above equation, U denotes control command, $\delta_{elevator}$, elevator rotation, and $\delta_{flapeleron}$ flaperon rotation.

3- Results and Discussion

The 1-cosine gust [3] with a vertical velocity of 20 m/s and a gust length of 110 m has been applied to the flexible airplane with a velocity of 150 m/s. The wing has been considered flexible. Pitch response to gust has been shown for closed and open-loop in Fig. 2.

Gust causes aircraft pitch nose down then nose up and this behavior repeats with lower amplitude. But with controller after nose down aircraft slightly begins to nose up and reaches zero attitude. As it is seen controller has been able to damp and control oscillations of aircraft and brings back vehicles to its stable position in a short time. Fig. 3 shows heave acceleration. The controller reduces heave acceleration and damps oscillations.

In order to alleviate gust load on aircraft, a Proportional Integral Derivative (PID) and adaptive neural network controller has been used. In Fig. 4 pitch response of adaptive neural network and PID, control methods have been compared. As it is seen adaptive neural network method shows better results than PID. Fig. 5 shows heave acceleration results for these controllers. Both have similar trends but as before adaptive neural network, methods damps acceleration faster than the PID method.

Fig. 6 shows wing bending due to gust. Adaptive neural network methods damp wing bending faster than the PID method.

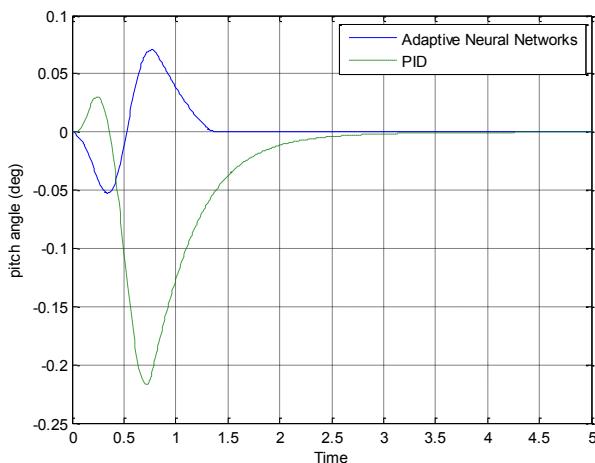


Fig. 4. Pitch angle versus time

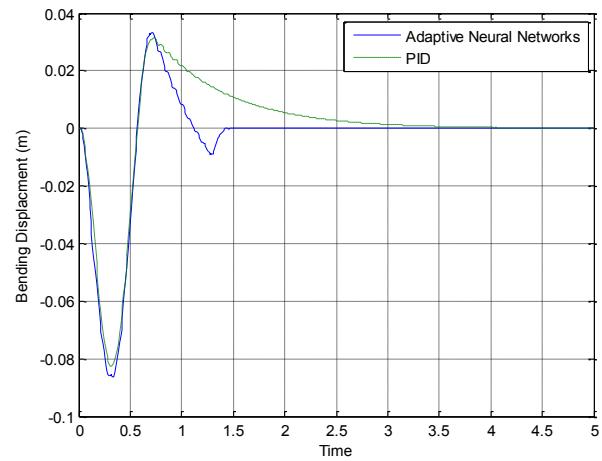


Fig. 6. Wing bending versus time

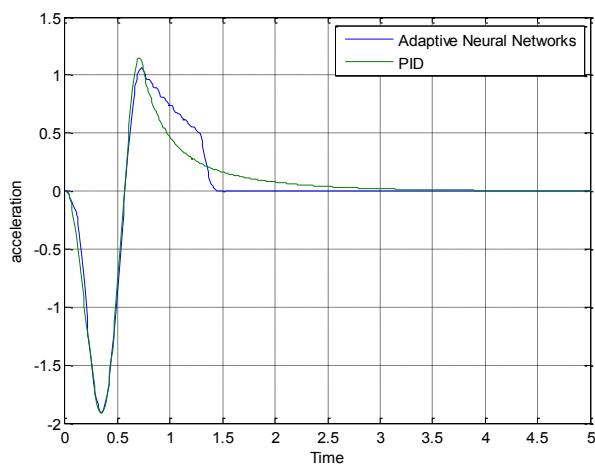


Fig. 5. Heave acceleration (g) versus time

4- Conclusions

In this paper, the dynamic response of a flexible aircraft to 1-cosine gust has been studied. Then by using neural adaptive controller gust loads have been reduced. Elevator has been used to control pitch oscillations and alleviate the heave acceleration of the aircraft. A comparison has been made between PID, and neural adaptive controller, which shows neural adaptive controller has better results than PID.

References

- [1] D. McLean, Gust-alleviation control systems for aircraft, in: Proceedings of the Institution of Electrical Engineers, IET, 1978, pp. 675-685.
- [2] J. Masrour, S.H. Sadati, M. Shahrvani, Gust Response Analysis of Flexible Aircraft Amirkabir J. Mech. Eng., 52(1) (2020) 97-108 (In Persian).
- [3] J.R. Wright, J.E. Cooper, Introduction to aircraft aeroelasticity and loads, John Wiley & Sons, 2008.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

J. Masrour, S. H. Sadati, M. Shahrvani, *Gust Load Alleviation of Flexible Aircraft*, Amirkabir J. Mech Eng., 54(2) (2022) 57-60.

DOI: [10.22060/mej.2022.19869.7136](https://doi.org/10.22060/mej.2022.19869.7136)





کنترل و کاهش بارهای ناشی از تندباد در هواپیمای انعطاف‌پذیر

جواد مسروور، سید حسین ساداتی^{*}، مرتضی شهروی

مجتمع دانشگاهی هواپیما، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۰۱/۲۸

بازنگری: ۱۴۰۰/۰۹/۰۱

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۹/۲۹

ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۱۰/۱۵

کلمات کلیدی:

هواپیمای انعطاف‌پذیر

رفتار آبروایستیک

تندباد

آبرودینامیک شبه‌پایا

کنترل

خلاصه: وظیفه سیستم‌های کاهش بارهای تندباد کم کردن بارهای وارد بر بدن پرنده در حال عبور از اغتشاشات جوی می‌باشد. استفاده از کنترل فعال در حالی که هواپیما از این اغتشاشات عبور می‌کند باعث کاهش بارهای وارد بر سازه، کاهش شتاب در نقاط خاص هواپیما شده و کیفیت پروازی آن را بهبود می‌بخشد. در این مقاله پاسخ یک هواپیمای انعطاف‌پذیر به تندباد با نظر گرفتن یک مدل همگیر توسعه یافته به کمک روش لاگرانژ و آبرودینامیک شبه‌پایا مورد بررسی قرار گرفته است. بال بصورت انعطاف‌پذیر و بقیه هواپیما صلب در نظر گرفته می‌شود. مدل توسعه یافته به عنوان یک مدل پایه شامل دو مود جسم صلب و بال انعطاف‌پذیر مدل شده بصورت تیر با مودهای خمسی و پیچشی در نظر گرفته شده و پاسخ به الگوهای مختلف تندباد گسته مورد بررسی قرار گرفته است. برای کاهش بارهای ناشی از تندباد از الیتور و فلپرون استفاده شده است و با استفاده از کنترل تطبیقی عصبی بر اساس وارون دینامیک سعی در کنترل نوسانات پیچ و شتاب وارد بر هواپیما شده است. پاسخ هواپیما به تندباد در حالت حلقه باز و حلقه بسته مقایسه شده است.

بود و براساس پسخورد از این شتاب سنج‌ها میزان حرکت سطوح کنترل مشخص می‌شد.

سو [۲] به بررسی کوپلینگ پاسخ تندباد با دینامیک پرواز یک بال پرنده پرداخت. او تاثیرات انعطاف‌پذیری، توزیع بار و اغتشاشات تندباد را بررسی کرد و دریافت که اغتشاشات تندباد می‌تواند بال پرنده را به سمت پاسخ ناپایدار سوق دهد. بلاتی و همکاران [۳] روشی را برای پیش‌بینی سریع بدترین حالت تندباد ارائه کردند که می‌تواند به طور چشمگیری زمان مورد نیاز برای یافتن بدترین حالت بارگذاری تندباد را کاهش دهد. بی و همکاران [۴] با استفاده از وصله‌های پیزوالکتریک بارهای ناشی از تندباد را بر روی یک بال با نسبت منظری بالا کاهش دادند و نتایج کار خود را با نتایج تونل باد راستی آزمایی کردند. مکلین [۵] با استفاده از کنترل فعال شتاب را در بعضی نقاط هواپیما و سازه آن کاهش داد تا تأثیر تندباد را بر روی هواپیما و کیفیت سواری آن کاهش دهد. دیلساؤد و همکاران [۶] با استفاده از روش کاهش بار تندباد بر اساس کنترل فیدبک خروجی بهینه^۱ بر روی بال یک

پاسخ هواپیما به تندباد یکی از مواردی بوده است که همواره باعث نگرانی طراحان هواپیما بوده است. تندباد می‌تواند یکی از بارهای بحرانی وارد بشه باشد. همچنین بارهای خستگی هواپیما را افزایش می‌دهد. لذا طراحان با استفاده از کنترل فعالی به نام کاهش بارهای تندباد سعی می‌کنند تا اثرات منفی ناشی از تندباد را به حداقل برسانند. مزایای این سیستم را می‌توان بدین گونه بیان کرد. ۱- شتاب وارد بر نقاط خاص هواپیما کاهش می‌یابد. ۲- گشتاور خمسی در ریشه بال کاهش می‌یابد. ۳- باعث بهبود خوشنودی هواپیما می‌شود. از سال ۱۹۶۴ بعد از سانحه‌ای که برای یک هواپیمای ب ۵۲ در تندبادی با سرعت عمودی حدود ۳۵ متر بر ثانیه اتفاق افتاد و باعث کنده شدن ۸۰ درصد دم عمودی آن شد تحقیقات زیادی بر روی این سیستم انجام شد [۱]. کارهای زیادی بروی کنترل پسخور برای کنترل بارهای ناشی از تندباد شده است. اصول کار بر این اساس بود که یکسری شتاب سنج بر روی نقاطی مختلف سازه نصب شده

۱ Linear Quadratic Gaussian (LQG)

* نویسنده عهدهدار مکاتبات: hsadati@mut.ac.ir
حقوق مؤلفین به نویسنده‌گان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمائید.



ابتدا مدل تنباد گیسته معرفی شده، سپس مدل توسعه یافته شرح داده شده سپس اثر تنباد بر هواپیما بصورت حلقه باز و حلقه بسته شبیه‌سازی شده است و نتایج با روش کنترل کلاسیک مقایسه شده است. همچنین حداکثر شتاب عمودی مود صلب هواپیما به تنباد با طول موج‌های مختلف در حالت حلقه بسته و حلقه باز مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد

۲- توسعه مدل دینامیکی

اغتشاشات جوی که بواسیله حرکت توده‌های هوا بوجود می‌آیند روی کارآیی و خوش‌دستی هواپیما تأثیر می‌گذارد. همچنین تنبادها، بارهای سازه‌ای به هواپیما وارد می‌کنند که در طراحی سازه – از طریق ضریب بار-لحاظ می‌گردد. اگرچه اغتشاش یک پدیده پیچیده است ولی معمولاً برای طراحی به یکی از این دو صورت ایده‌آل دسته بندی می‌شود. (الف) تنباد گیسته که سرعت تنباد به صورت مشخص تغییر می‌کند و دارای انواع مختلفی است. معروف‌ترین و محتمل‌ترین نوع آن در برخورد با هواپیماهای بال ثابت تند باد به تنباد ۱-کسینوس معروف است و با رابطه زیر مدل می‌شود [۱۴].

$$w_g = \frac{w_{g0}}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{2\pi}{T}\right)t \right] \quad (1)$$

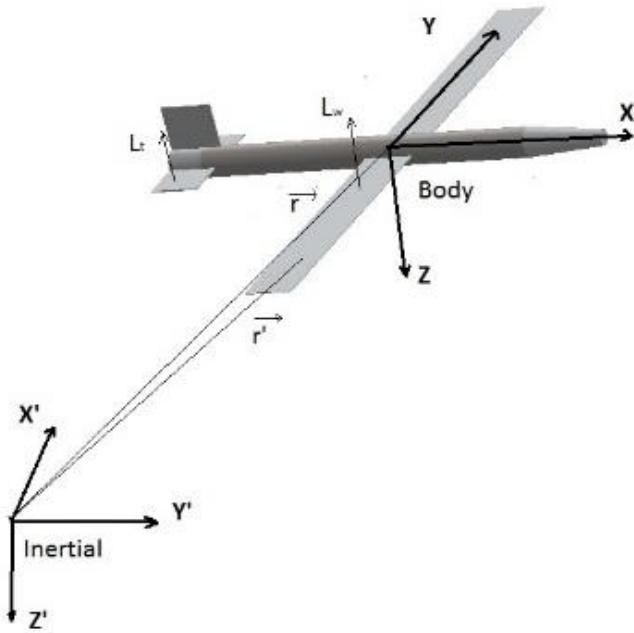
که t زمان بر حسب ثانیه، w_{g0} سرعت تنباد و T زمان تناوب تنباد است که برابر است با

$$T = \frac{L}{U_0} \quad (2)$$

در اینجا L طول موج تنباد بر حسب متر و U سرعت هواپیما بر حسب متر بر ثانیه است.

(ب) تنباد پیوسته که در آن سرعت تنباد بصورت تصادفی تغییر می‌کند و مدل‌های مختلفی دارد اما عموماً دو مدل فون کارمن و مدل درایدن در دینامیک پرواز استفاده می‌شود. هردو مدل، تنباد را بصورت طیف دانسیتی توانی بر حسب مؤلفه‌ای انتقالی و چرخشی سرعت تعریف می‌کنند که بر حسب دانسیتی و طول موج اغتشاش تعریف می‌شوند. تنباد بصورت نیروی خارجی در معادلات در نظر گرفته می‌شود و باعث ایجاد نیروی برآ می‌گردد.

هواپیمای انعطاف‌پذیر را کاهش دادن و بدین وسیله تغییر شکل نوک بال را تا ۴۷ درصد کاهش دادن و همچنین با آنالیز حساسیت تأثیر سختی سازه را بر روی پاسخ سیستم حلقه باز و حلقه بسته بررسی کردند. فراست و همکاران [۷] روش کنترل بهینه را برای شبیه‌سازی غیرخطی یک هواپیمای حمل و نقل نمونه بکار برند تا اثر تنباد را بر روی آن کاهش دهند. کوک و همکاران [۸] کنترل مقاوم بارهای تنباد و تحلیل پایداری بال انعطاف پذیر را انجام دادند آنها پاسخ‌های حلقه باز و حلقه بسته را برای سیستم‌های خطی و غیرخطی را برای تنباد گیسته و پیوسته مقایسه کردند و نشان دادند که کنترل مقاوم می‌تواند عملکرد خوبی در شرایط مختلف داشته باشد. حقیقت و لیو [۹] با استفاده از روش مدل پیش‌بین کاهش بار را برای کنترل یک هواپیما که دچار تنباد گیسته و پیوسته شده بود را بررسی کردند. وو و همکاران [۱۰] مروری بر کارهای انجام شده در زمینه محاسبه و مدل‌سازی نیروهای تنباد انجام داده‌اند و روش‌های بکار گرفته شده برای کنترل و کاهش نیروهای تنباد را معرفی کرده‌اند که از آن جمله روش‌های غیرفعال که قبلاً مورد استفاده بوده است و روش‌های کنترل فعالی که هم‌اکنون استفاده می‌شود را شرح داده‌اند و نمونه‌هایی از هواپیماهای و مکانیزم‌های کنترل بار تنباد را شرح داده‌اند. لی و کین [۱۱] بر روی کنترل بارهای ناشی از تنباد با استفاده از میکروجوت مطالعه نموده‌اند. نتایج مطالعه آنها نشان داد که این روش آینده خوبی در حوزه کنترل بارهای ناشی از تنباد دارد و از مزایای آن پاسخ فرکانسی بالا است و می‌تواند در شرایط تنباد و با استفاده از کنترل تطبیقی نیروی برآی نسبتاً ثابتی را در شرایط تنباد بوجود آورد. خلیل و فزانس [۱۲] روشی پیشنهاد کردند که پیشخورد/پسخورد بود، بدین صورت که با استفاده از رادار لیدار داپلر پروفیل تنباد قبل از رسیدن به هواپیما شناسایی شده و با استفاده از قوانین کنترل بهینه به سطوح فرامین فرمان داده می‌شود. از مزایای این روش این است که هرچه زودتر پروفایل تنباد محاسبه شود حرکت سطوح فرامین با سرعت کمتری انجام می‌گیرد و علاوه بر آن خستگی سازه و بارهای دینامیکی وارد به سازه کمتر می‌شود. بلاطی و همکاران [۱۳] برای کاهش بارهای ناشی از تنباد از نوک بال تاشونده استفاده کردند و با استفاده از بهینه‌سازی چند منظوره پارامترهای نوک بال را از جمله هندسه، جهت آن و همچنین سختی فر لولای آن را بهینه‌سازی کردند تا بهترین بهره وری را در کاهش بارهای ناشی از تنباد در پاکت پروازی هواپیما داشته باشد. در این مقاله با استفاده از مدل توسعه یافته در مرجع [۱۳] و با استفاده از کنترل عصبی تطبیقی بر اساس وارون دینامیک سعی شده است تا نیروهای تنباد وارد هواپیما کمتر شود. در بخش بعد



شکل ۱. هواپیمای با بال انعطاف‌پذیر

Fig. 1. Aircraft with flexible wings

$$V = z \frac{\partial \alpha}{\partial t} \vec{i} + \left(\frac{\partial h}{\partial t} - x \frac{\partial \alpha}{\partial t} \right) \vec{k} \quad (5)$$

$$f = \Delta L = .5 \rho u^2 \frac{w_g}{u} \quad (3)$$

برای بال مورد نظر مودهای ارتعاشات آزاد غیرکوپل رابطه (۶) برای پیچش و خمش فرض می‌گردد:

$$h(y, t) = \sum_{i=1}^{N_w} \eta_i(t) \Psi_i(y) \quad (6)$$

$$\alpha(y, t) = \sum_{i=1}^{N_w} \phi_i(t) \Theta_i(y)$$

که η و ϕ محورهای مختصات عمومی برای بیان خمش و پیچش می‌باشند. پارامترهای Ψ و Θ شکل مودهای خمش و پیچش هستند که به صورت رابطه (۷) بیان می‌شوند:

$$\begin{aligned} \Theta_i &= \sqrt{2} \sin(\gamma_i y) \\ \Psi_i &= \cosh(\alpha_i y) - \cos(\alpha_i y) - \\ &\quad \beta_i [\sinh(\alpha_i y) - \sin(\alpha_i y)] \end{aligned} \quad (7)$$

که در اینجا w سرعت عمودی تندباد می‌باشد.
در ادامه معادلات دینامیک حاکم بر هواپیما با بال الاستیک با در نظر گرفتن جابجایی و دوران صلب بدنه هواپیما z ، جابجایی و پیچش الاستیک بال h و α نسبت به بدنه بررسی خواهد شد. روابط به دست آمده در این قسمت بر اساس الگوی شباهیا نوشته شده است. دینامیک هواپیما با در نظر گرفتن بال بصورت انعطاف‌پذیر و بدنه و دم بصورت صلب شبیه‌سازی می‌شود. فرض می‌شود بال بصورت تیر یک سرگیردار با درجات آزادی پیچش و خمش، و مودهای صلب پیچ و پلانج در نظر گرفته می‌شود. انرژی جنبشی کل هواپیما عبارت است از:

$$T = T_f + T_w + T_t \quad (4)$$

که T_f , T_w و T_t بترتیب انرژی جنبشی دم، بال و بدنه می‌باشد. با در نظر گرفتن h بعنوان جابجایی عمودی بال و α بعنوان پیچش بال معادله حاکم بر بال هواپیما را می‌توان به شکل زیر نوشت [۱۶ و ۱۷].

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial w} \right) - \dot{\theta} \frac{\partial T}{\partial u} = Q_z \quad (13)$$

مقادیر $\alpha_i l$ و β_i را می‌توان از رابطه (۸) بدست آورد [۱۵]:

$$\begin{aligned} \alpha_i l &= (2i-1)\pi/2 \\ \gamma_i &= \alpha_i \\ \beta_i &= \frac{\cosh(\alpha_i l) + \cos(\alpha_i l)}{\sinh(\alpha_i l) + \sin(\alpha_i l)} \end{aligned} \quad (8)$$

نیروهای تعمیم یافته Q_i را می‌توان با استفاده از رابطه کار مجازی بدست آورد. (14)

$$\begin{aligned} \delta w &= -L_w [-\delta z - \delta h + l \delta \theta] + \\ M_{E,A} (\delta \theta + \delta \alpha) + W \delta z + \\ L_t [-\delta z - l_t \delta \theta] &= Q_z \delta z + \\ Q_\theta \delta \theta + Q_h \delta h + Q_\alpha \delta \alpha \end{aligned} \quad (14)$$

$$Q_z = -L_w + W - L_t \quad (15)$$

مقادیر مربوط به انرژی جنبشی و انرژی کرنشی برای تیر به صورت رابطه (۹) می‌باشد [۱۶].

$$T = \frac{\bar{m}l}{2} \left[\sum_{i=1}^{N_w} \eta_i^2 + b^2 r^2 \sum_{i=1}^{N_\theta} \phi_i^2 - 2bx_\theta \sum_{i=1}^{N_w} \sum_{i=1}^{N_\theta} A_{ij} \dot{\phi}_i \dot{\eta}_i \right] \quad (9)$$

$$Q_\theta = -l_w L_w + M_{E,A} - l_t L_t \quad (16)$$

برای یک تیر با سختی خمسی EI و سختی پیچشی GJ، انرژی کرنشی (انرژی پتانسیل) را می‌توان به صورت رابطه (۱۰) محاسبه کرد [۱۶].

$$Q_h = L_w \quad (17)$$

$$U = \frac{1}{2} \int_0^1 \left[EI \left(\frac{\partial^2 h}{\partial y} \right)^2 + GJ \left(\frac{\partial \alpha}{\partial y} \right)^2 \right] dy \quad (10)$$

$$Q_\alpha = M_{E,A} \quad (18)$$

برای محاسبه نیروهای تعمیم یافته الاستیک می‌توان از رابطه لاغرانژ استفاده کرد. (11)

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial U}{\partial q_i} = Q_i, \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (11)$$

$$q_1 = z, \quad q_2 = \theta, \quad q_3 = h, \quad q_4 = \alpha$$

روابط لاغرانژ (۱۲) و (۱۳) برای محاسبه نیروهای ناشی از دینامیک پرواز پرنده بکار گرفته می‌شود.

$$\begin{aligned} L_w &= \left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right) S_w a_w \times \\ &\left(\alpha + \theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{h}}{U} - \frac{l_w \dot{\theta}}{U} + b_w \left(\frac{1}{2} - a \right) \left(\frac{\dot{\theta} + \dot{\alpha}}{U} \right) \right) \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} L_T &= \left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right) a_T s_T \times \\ &\left[\theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{\theta} \ell_T}{U} + b_t \left(\frac{1}{2} - a_t \right) \frac{\dot{\theta}}{U} \right] \end{aligned} \quad (20)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} \right) = Q_\theta \quad (12)$$

$$Q_{w_i} = \int_0^l \Psi_i(y) [\rho U a_w b_w w_g] dy \quad (24)$$

$$Q_{\theta_i} = \int_0^l \Theta_i(y) [\rho U a_w b_w (\frac{1}{2} + a) w_g] dy \quad (25)$$

با جاگذاری شکل مودها و انتگرال گیری از رابطه (۲۵)، خواهیم داشت:

$$M_{E.A} = \frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w \times \left\{ \begin{array}{l} -\frac{b_w^2 a^2}{U} (\dot{\alpha} + \dot{\theta}) + b_w (a + \frac{1}{2}) \times \\ \left(\alpha + \theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{h}}{U} - \frac{l_w \dot{\theta}}{U} \right) \end{array} \right\} \quad (21)$$

$$(26)$$

$$Q_{w_i} = \rho U a_w b_w w_g \times \left[\frac{\sinh(\alpha_i l) - \sin(\alpha_i l) - \beta_i [\cosh(\alpha_i l) + \sin(\alpha_i l)]}{\alpha_i} \right], \quad (i = 1..N_w) \quad (27)$$

$$Q_{\theta_i} = \rho U a_w b_w^2 (\frac{1}{2} + a) w_g \left[\frac{\sqrt{2}(1 - \cos(\gamma_i l))}{\gamma_i} \right], \quad (i = 1..N_\theta)$$

۳- طراحی کنترل کننده

در این مقاله از دو نوع کنترل کننده خطی کنترل تناسی- انتگرال گیر- مشتق گیر، عصبی تطبیقی بر اساس وارون دینامیک استفاده می شود. کنترل کننده تناسبی- انتگرال گیر- مشتق گیر از دسته کنترل های مبتنی بر بازخورد است که بطور عمده ای در سیستم های کنترلی مورد استفاده قرار می گیرد. با توجه به ساختار ساده و عملکرد مقاوم این نوع از کنترل کننده طراحی و پیاده سازی آن در صنایع بسیار رواج دارد. رابطه کلی کنترل تناسبی- انتگرال گیر- مشتق گیر به صورت زیر است:

$$u(t) = k_p(t) + k_i \int_0^t e(t) + k_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (28)$$

بهره کنترلی k_p بازخورد کنترلی نسبت به خطای بین مقدار مطلوب و مقدار واقعی است. بهره کنترلی k_d کنترلی به نرخ تغییرات خطای بجهه کنترلی k_i بازخورد کنترلی به مجموع مقادیر خطای است که در ورودی کنترلی لحاظ شده اند. برای کنترل پیج و حداکثر شتاب از دو ورودی کنترلی u ، (۱) استفاده شده است که بترتیب الیتور و فلپرون است. برای حل معادله

در معادله های (۱۹) و (۲۰) b_w نصف و تر بال می باشد. در نهایت با برابر قرار دادن Q_i های بدست آمده و مرتب نمودن روابط مربوط به نیروهای آیرودینامیکی و سازه ای، ماتریس ضرایب را می توان مطابق رابطه (۲۲) تشکیل داد.

$$(M_s + M_a) \ddot{q} + (C_s + C_a) \dot{q} + (K_s + K_a) q = F \quad (22)$$

ماتریس ها و در نهایت نیروهای تند باد به صورت رابطه (۲۳) قابل محاسبه است. مقادیر k_a, k_s, c_a, c_s, M بترتیب ماتریس جرم، میرایی سازه، میرایی آیرودینامیک، سختی سازه ای و سختی آیرودینامیک می باشند که در مرجع [۱۳] تعریف آنها آمده است. سرعت عمودی تندباد است که در رابطه (۱) تعریف آن آمده بود. با توجه به تأخیر زمانی رسیدن تندباد به دم از عبارت $(t - \frac{l}{u})$ استفاده شده است تا این اثر در دینامیک پرنده لحاظ گردد.

$$F_{Gust} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \rho u^2 \left(S_w a_w \frac{w_g}{u} + S_t a_t \frac{w_g}{u} (t - \frac{l}{u}) \right) \\ -\frac{1}{2} \rho u^2 \left(S_w a_w l_w \frac{w_g}{u} - S_t a_t l_t \frac{w_g}{u} (t - \frac{l}{u}) \right) \\ Q_{w_i} \\ . \\ . \\ . \\ Q_{\theta_i} \\ . \\ . \\ . \end{bmatrix} \quad (23)$$

نیروهای ناشی از تندباد بر روی بال را می توان به صورت رابطه (۲۴) بیان کرد [۱۷].

جهت کنترل کanal پیج از الوبیور استفاده می‌شود بدین صورت که نرخ پیج به عنوان پسخور به سیستم داده می‌شود و برای کنترل حرکت عمودی و شتاب عمودی هوایپما سرعت عمودی هوایپما به عنوان پسخور به فلپرور داده می‌شود تا شتاب عمودی را کنترل نماید.

جهت اعتبارسنجی نتایج، تندباد پلهای به یک بال وارد شده است و نتایج با مرجع [۱۷] مقایسه شده است. همچنین نتایج شبیه‌سازی تندباد-۱ کسینوسی وارد بر هوایپما صلب با نتایج مرجع [۱۸] مقایسه شده است. جزئیات نتایج این اعتبارسنجی در مرجع [۱۳] آمده است و جهت رعایت اختصار از تکرار آن در این مقاله خوداری می‌گردد. بر اساس استاندارد [۱۹] برای بررسی پاکت پروازی، هوایپما باید بتواند در حداکثر سرعت کروز تندباد کسینوسی با سرع U_{ds} را تحمل کند (معادله (۳۳)).

$$U_{ds} = U_{ref} f_g \left(\frac{H}{107} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (33)$$

در معادله (۳۳) H ارتفاع پروازی، f_g پارامتری است که مربوط به شرایط وزنی پهپاد بوده و U_{ref} سرعت مرجع است که برای سرعت کروز برابر ۲۰ متر بر ثانیه است [۱۹]. بر این اساس تندباد گسته‌ای با طول موج بین ۳۰ فوت تا ۳۰۰ فوت (حدود ۹ تا ۱۱۰ متر) بر هوایپما اعمال شده است. کمیت‌های در نظر گرفته شده برای هوایپما نمونه (با مشخصات ذکر شده در جدول (۱) در شکل ۲ پاسخ مودصلب پیج هوایپما به سه تندباد ۱۰ و ۶۰ و ۱۱۰ متر رسم شده است.

در شکل ۳ پاسخ مود انعطاف‌پذیر به تندبادها نشان می‌دهد. در این شکل مشاهده می‌شود که در مود صلب با افزایش طول موج میزان نوسانات پیج بیشتر می‌گردد و همچنین میزان حداکثر شتاب وارد برهوایپما در طول موج ۱۰ متر اتفاق می‌افتد و نوسانات آن دیرتر میرا می‌گردد. همین اتفاق در مود خمس بال نیز اتفاق می‌افتد و طول موج ۱۰ متر باعث نوسانات شدیدتر و با فرکانس بالاتر بال می‌گردد، ولی این نوسانات سریعتر از طول موج ۶۰ و ۱۱۰ متر میرا می‌گردد.

در ادامه با استفاده از کنترل کننده پسخور سعی شده تا نیروهای ناشی از تندباد کنترل شود. بدین منظور با استفاده از الوبیور که روی دم افقی نصب شده است این نیروها به حداقل برسد. کنترل کننده تناسبی مشتقی انتگرالی بر روی کanal پیج قرار داده شده و در شکل ۴ پاسخ مود صلب در کanal پیج

کنترلی معادلات به فضای حالت برده می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX + DU \\ \dot{X}_1 &= X_2 \\ (M_s + M_a) \dot{X}_2 + (C_s + C_a) X_2 + \\ (K_s + K_a) X &= F \end{aligned} \quad (29)$$

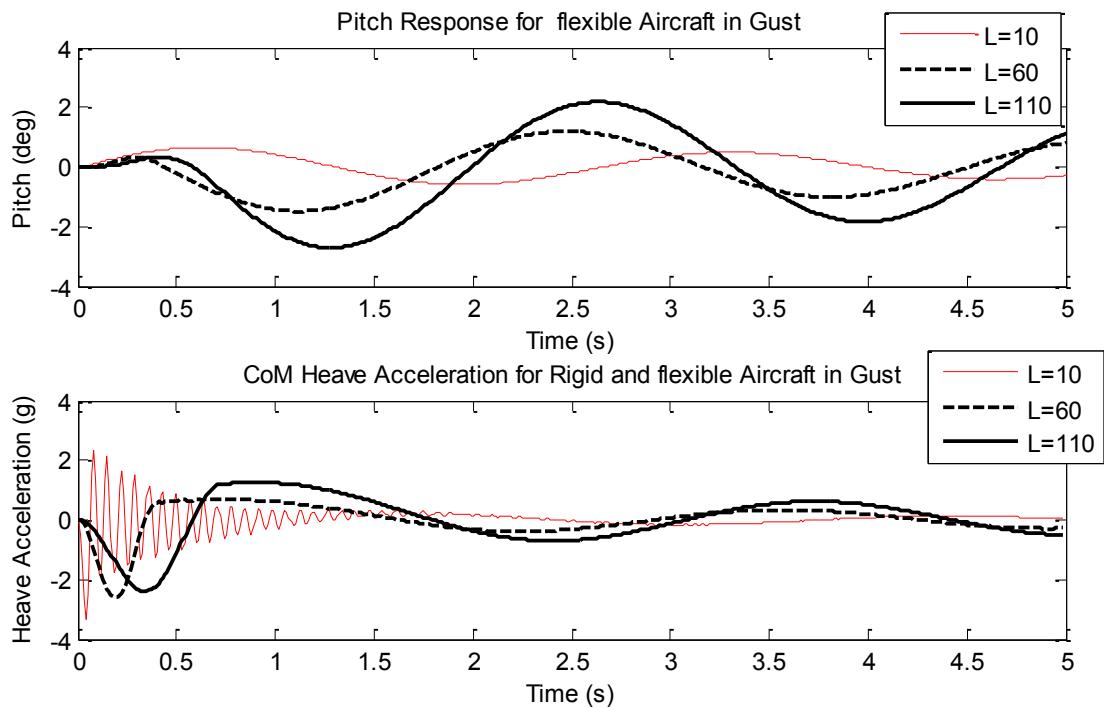
که در آن، بردار X متغیرهای حالت، \dot{X} مشتق زمانی بردار حالت، B بردار ورودی یا کنترل، Y بردار خروجی، A ماتریس سیستم، C ماتریس خروجی و D ماتریس پیش خور است. لذا معادله (۲۹) به صورت زیر می‌توان نوشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [0]_{n \times n} & [1]_{n \times n} \\ \left[\frac{(K_s + K_a)}{(M_s + M_a)} \right]_{n \times n} & \left[\frac{(C_s + C_a)}{(M_s + M_a)} \right]_{n \times n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} + \frac{F}{(M_s + M_a)} \quad (30)$$

که در آن ماتریس کنترلی B به صورت زیر است:

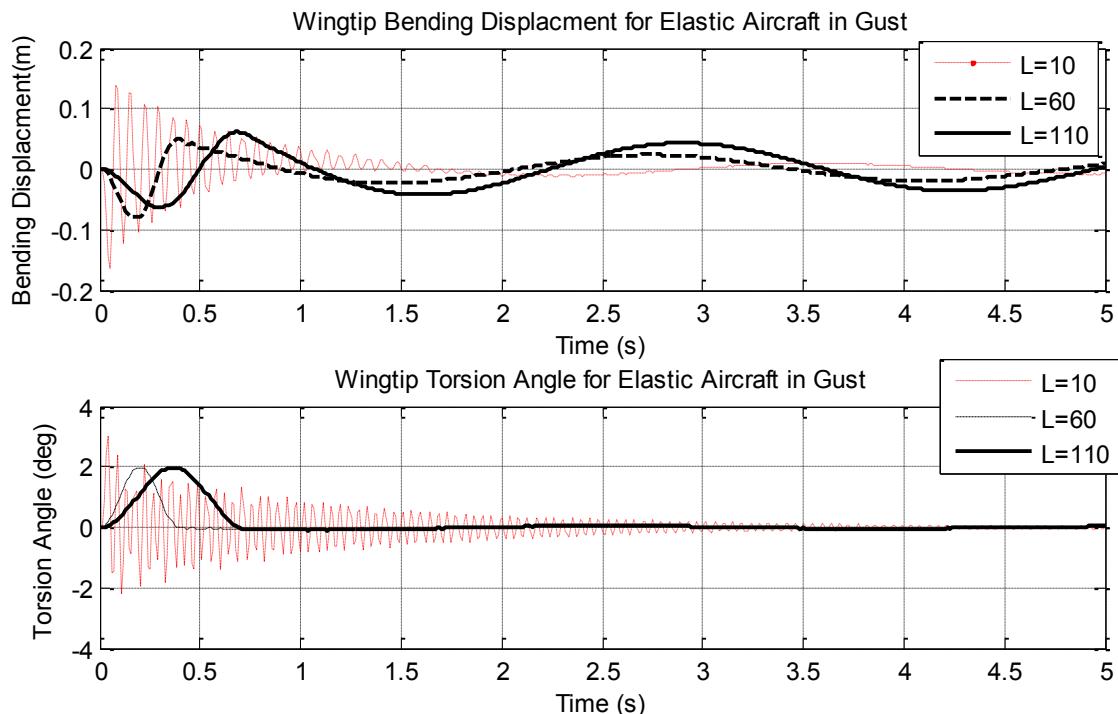
$$F = F_{Gust} + F_{control} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} F_{control} &= BU \\ B &= \begin{bmatrix} [0]_{n \times n} & [0]_{n \times n} \\ -\left[\frac{1}{(M_s + M_a)} \right]_{n \times n} & [0]_{n \times n} \\ -\frac{1}{2} \rho u^2 (S_e cl_{\delta_{elevator}}) & -\frac{1}{2} \rho u^2 (S_f cl_{\delta_{eleron}}) \\ -\frac{1}{2} \rho u^2 (S_e cm_{\delta_{elevator}}) & -\frac{1}{2} \rho u^2 (S_f cm_{\delta_{eleron}}) \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \\ U &= [\delta_{elevator} \quad \delta_{eleron}] \end{aligned} \quad (32)$$



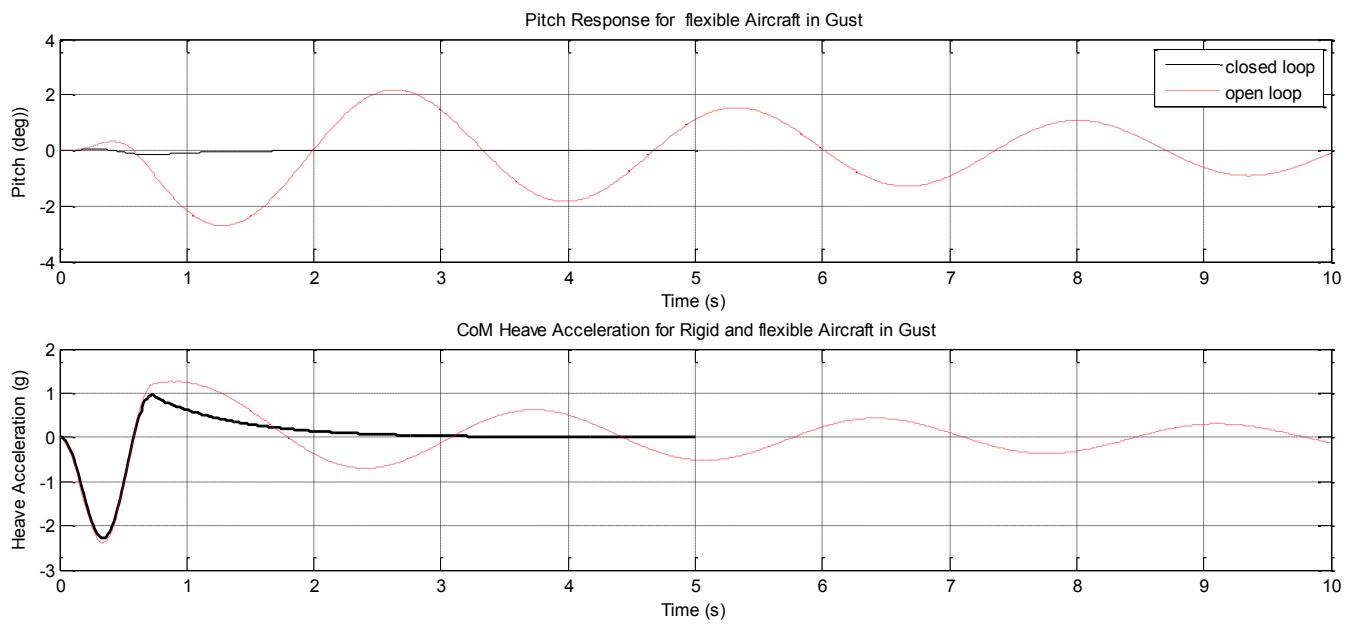
شکل ۲. پاسخ درجات آزادی صلب هواپیما به تندباد با طول موج‌های مختلف

Fig. 2. Dynamic response of rigid mode of aircraft to gust with different wave length



شکل ۳. پاسخ مود انعطاف‌پذیر هواپیما به تندباد

Fig. 3. Gust response of flexible mode of aircraft



شکل ۴. مقایسه مود صلب هواپیما به تندباد در حالت حلقه بسته و حلقه باز

Fig. 4. Comparison of rigid mode of aircraft in closed and open loop

تنها و حالت حلقه باز برای طول موج ۱۱۰ متر مقایسه شده است. همانطور که از شکل ۸ مشاهده می‌شود، با افزودن فلپرون شتاب عمودی واردہ به هواپیما تا حدود زیادی کنترل شده است و همچنین نوسانات پیچ هم نسبت به حالت الیتور تنها، تغییر محسوسی نکرده است و نتیجه عملکرد فلپرون در این زمینه رضایت بخش است.

در شکل ۸ پاسخ مود انعطاف‌پذیر به کنترل فلپرون دیده می‌شود. ملاحظه می‌گردد که اضافه کردن کنترل فلپرون باعث افزایش خمس بال شده و اما در مقایسه با حالت حلقه باز نوسانات را سریعتر میرا می‌کند. همچنین اضافه شدن کنترل فلپرون، میزان پیچش بال را کمی کاهش داده است.

در شکل ۹ میزان انحراف الیتور و فلپرون نشان داده شده است. انحراف الیتور کمتر از ۵ درجه و فلپرون در ۲۰ درجه محدود شده است.

۴- طراحی کنترل کننده تطبیقی عصبی بر اساس وارون دینامیک

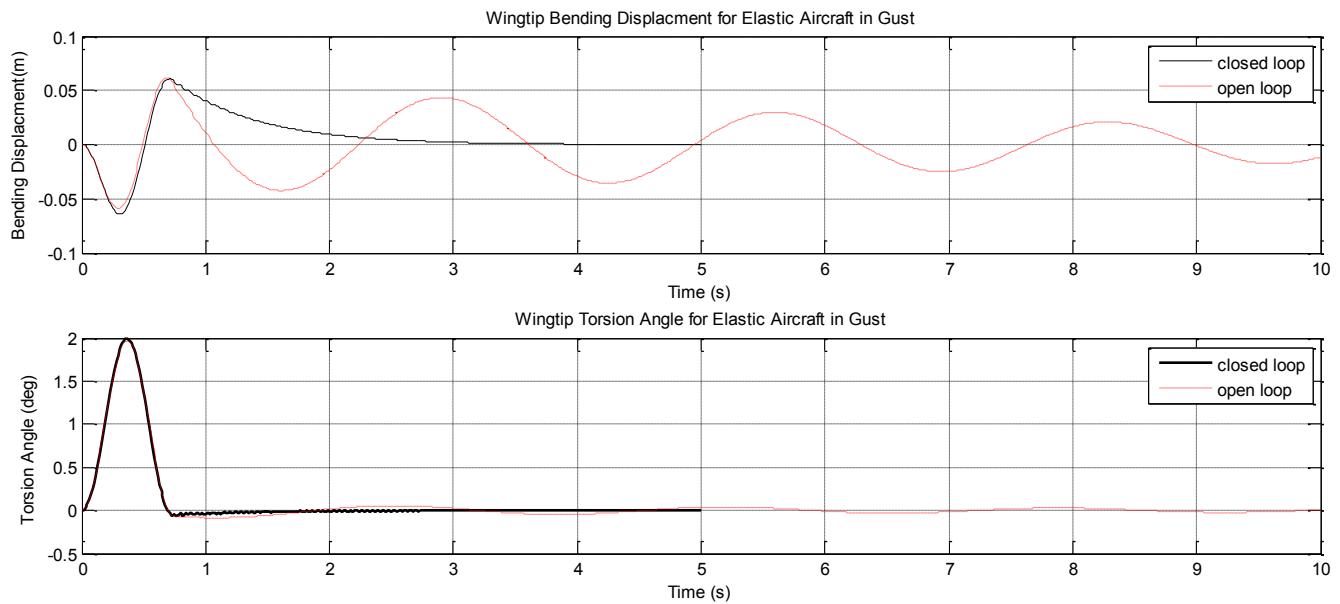
با توجه به پیچیدگی‌های طراحی کنترل کننده برای هواپیماهای، یکی از روش‌های مورد استفاده برای طراحی سیستم کنترل، روش وارون دینامیک

برای طول موج تندباد ۱۱۰ متر نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود در مقایسه با حالت حلقه باز، نوسان پیچ بخوبی کنترل شده است ولی در میزان حداکثر شتاب واردہ به هواپیما تغییر محسوسی مشاهده نمی‌گردد، اگر چه با کنترل نوسانات پیچ، نوسانات شتاب واردہ به هواپیما سریعاً میرا می‌گردد.

در شکل ۵ نوسانات بال در مود خمس و پیچش برای دو حالت حلقه باز و حلقه بسته در مود انعطاف‌پذیر نشان داده شده است. همانند رفتار مود صلب دیده می‌شود که اگرچه کنترل تأثیر زیادی روی کاهش حداکثر خمس و پیچش بال ندارد ولی نوسانات خمسی بال را سریعاً میرا می‌کند.

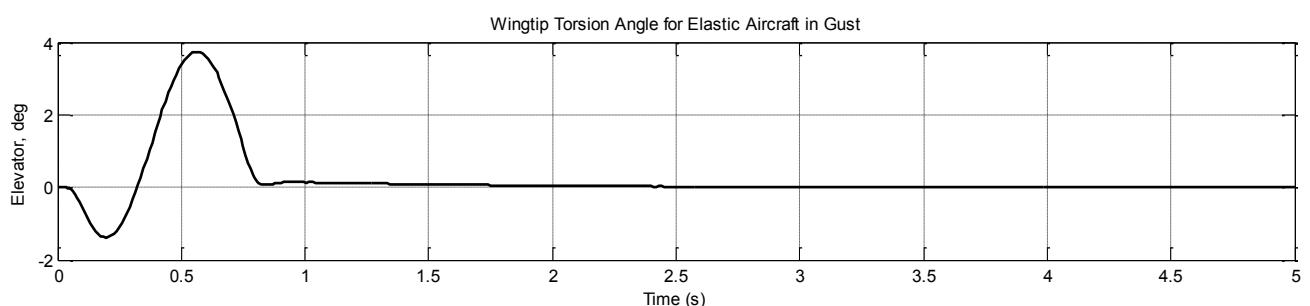
در شکل ۶ میزان انحراف الیتور برای میرا کردن و کنترل تندباد دیده می‌شود. همان طور که مشاهده می‌شود انحراف الیتور کمتر از چهار درجه می‌باشد که در محدوده خطی می‌باشد و نگرانی از وجود پدیده‌های غیرخطی مانند معکوس شدن الیتور و یا غیرخطی شدن ضرایب آبرودینامیکی وجود ندارد.

در ادامه برای کنترل و کاهش نیروهای عمودی وارد بر هواپیما با استفاده از فلپرون‌های بال استفاده می‌گردد و سرعت و جابجایی عمودی بعنوان پسخور از سنسورها به سیستم کنترل ارسال می‌گردد. در شکل ۷ پاسخ مود صلب هواپیما در سه حالت الیتور و فلپرون باهم و با حالت الیتور



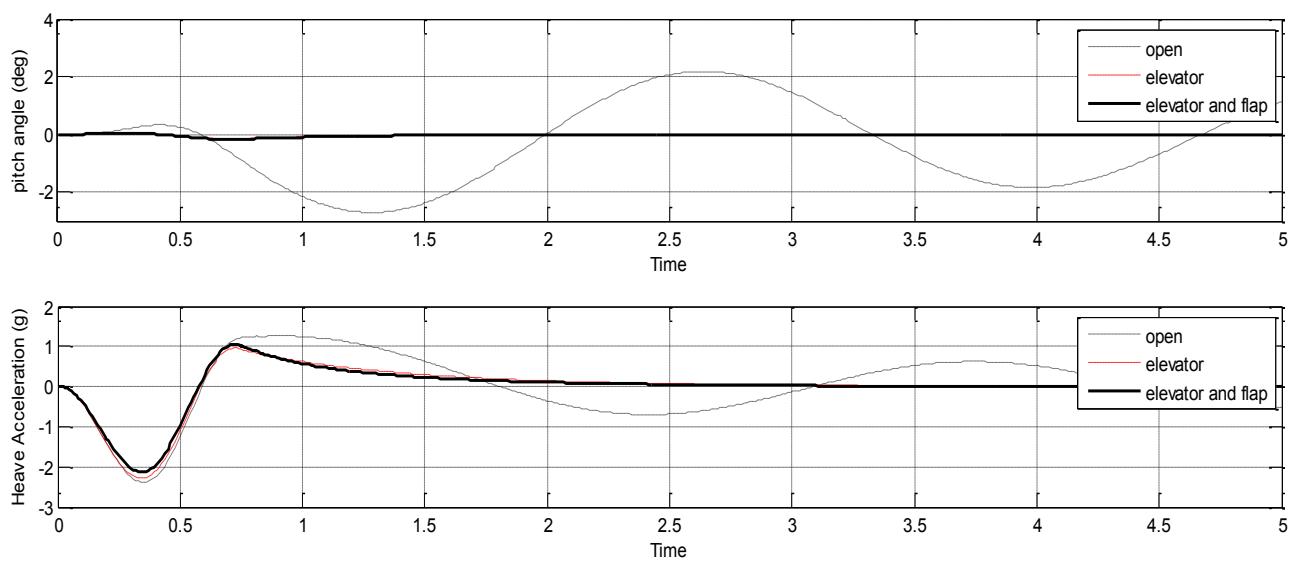
شکل ۵. مقایسه مود انعطاف‌پذیر هواپیما به تنبداد در حالت حلقه بسته و حلقه باز

Fig. 5. Comparison of flexible mode of aircraft in closed and open loop



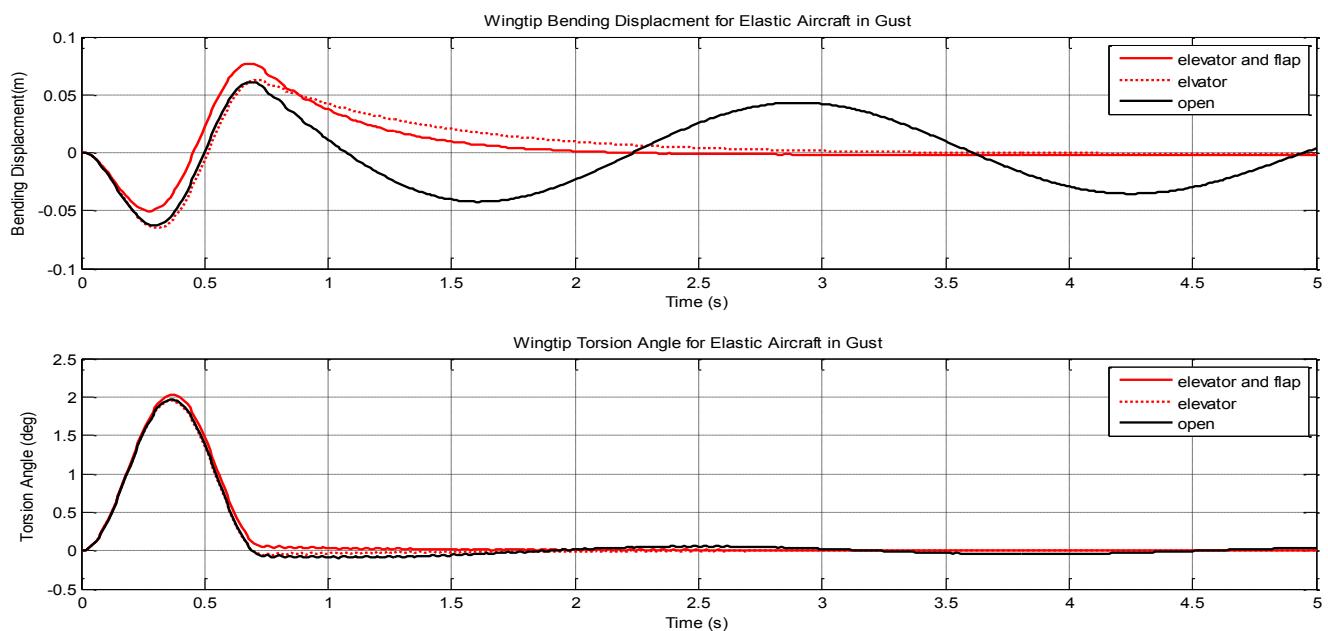
شکل ۶. تغییرات الوبیتور بر حسب زمان برای کنترل بارهای ناشی از تنبداد

Fig. 6. Elevator changes versus time to alleviate gust load



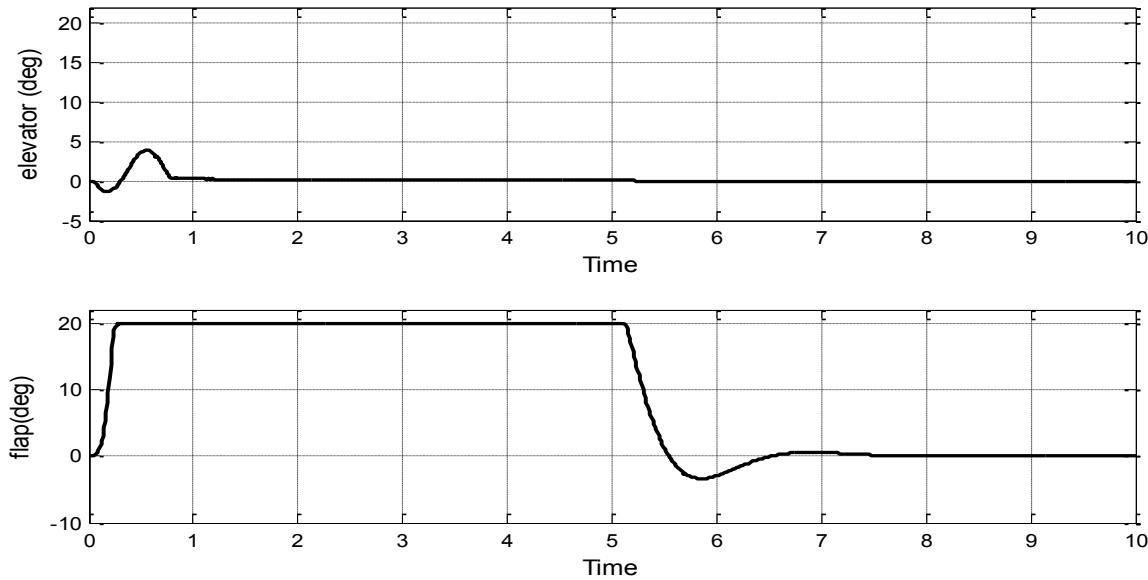
شکل ۷. تغییرات مود صلب هواپیما با تندباد در حالت حلقه بسته و حلقه باز

Fig. 7. Comparison of rigid mode of aircraft in closed and open loop



شکل ۸. مقایسه مود انعطاف‌پذیر هواپیما به تندباد در حالت حلقه بسته و حلقه باز

Fig. 8. Comparison of flexible mode of aircraft in closed and open loop



شکل ۹. نوسانات الوبیتور و فلپرون برای کنترل بارهای ناشی از تنبداد

Fig. 9. Elevator and flapreon rotation for elevating gust loads

جدول ۱. کمیت‌های در نظر گرفته شده برای هواپیمای نمونه [۱۱]

Table 1. Aircraft Parameters [11]

مقادیر (واحد)	پارامترها
۳۰۰۰ kg	جرم بال هواپیما m_w
۷۰۰۰ kg	جرم بدنه هواپیما m_f
۱/۲۲۵ kg/m ^۳	چگالی هوا ρ
۲m	طول وتر بال c
-۰/۲۵	فاصله محور الاستیک بال تا وسط وتر مقطع m_w
۰/۶m	فاصله محور الاستیک بال تا مرکز جرم هواپیما I_w
۷m	فاصله مرکز آبرودینامیکی دم تا مرکز جرم هواپیما I_t
۰/۳۷۵m	فاصله محور الاستیک بال تا مرکز جرم بال bv_a
۳۰ m ^۲	مساحت بال هواپیما S_w
۷/۵ m ^۲	مساحت دم هواپیما S_t
۴/۵ rad ^{-۱}	شیب منحنی لیفت بال هواپیما a_w
۲/۲ rad ^{-۱}	شیب منحنی لیفت دم هواپیما a_t
۱/۵ rad ^{-۱}	شیب منحنی لیفت الوبیتور a_e
۲ rad ^{-۱}	شیب منحنی لیفت فلپرون a_l
۲ m ^۲	مساحت الران S_l
۱۴۴۰۰۰ kg/m ^۳	ممان اینرسی پیچش هواپیما I
۱۳۳۰ kg/m ^۳	ممان اینرسی پیچش بال هواپیما $I_{w\parallel}$
۷۷۰۰۰ N.m ^۲	سختی پیچشی GJ
۴۹۰۰۰۰ N.m ^۲	سختی خمشی EI

$$\ddot{x} = f(x, \dot{x}, \delta) \quad (39)$$

کنترل مجازی ۷ که ارتباط دینامیکی بین آن و حالت سیستم خطی را
بیان می‌کند، به فرم زیر تعریف می‌شود:

$$\ddot{x} = v \quad (40)$$

که

$$v = f(x, \dot{x}, \delta) \quad (41)$$

به طور مطلوب، کنترل واقعی δ با معکوس کردن معادله (۴۱) به دست
می‌آید. از آنجا که تابع $f(x, \dot{x}, \delta)$ دقیقاً شناخته شده نیست، تخمینی به
شکل زیر تعریف می‌شود:

$$v = \hat{f}(x, \dot{x}, \delta) \quad (42)$$

که در نتیجه خواهیم داشت:

$$\ddot{x} = v + \Delta(x, \dot{x}, \delta) \quad (43)$$

در معادله (۴۳)، خطای مدل‌سازی با معادله زیر بیان می‌شود:

$$\Delta(x, \dot{x}, \delta) = f(x, \dot{x}, \delta) - \hat{f}(x, \dot{x}, \delta) \quad (44)$$

تخمین \hat{f} ، طوری انتخاب می‌شود که معکوس مربوط به δ قابل
محاسبه باشد. در نتیجه، فرمان عملگر به شکل زیر ساخته می‌شود:

$$\delta_{cmd} = \hat{f}^{-1}(x, \dot{x}, v) \quad (45)$$

تخمین معکوس دینامیک، خطای معکوس مدل را ایجاد می‌کند که
با به کارگیری شبکه عصبی همزمان به طور تطبیقی جبران خواهد شد. کل

است. برای استفاده از این روش لازم است که طراحی سیستم کنترل بر
اساس مدل غیرخطی انجام گیرد و نتایج طراحی برای یک هواپیما با تغییرات
جزئی قبل اعمال به هواپیماهای دیگر نیز است. هدف از وارون دینامیک،
بسط قانون کنترل پسخور است که پاسخ سیستم به دستور را خطی کند.
به طور کلی دینامیک غیرخطی هواپیما می‌تواند به فرم زیر نوشته شود [۲۰] و [۲۱].

$$\dot{x} = f(x, u), \quad y = Cx \quad (34)$$

از خروجی تا آنجا مشتق گرفته می‌شود که ترم u در آن ظاهر شود.
معادلات خروجی به شکل زیر نوشته می‌شود:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x)u \quad (35)$$

به عبارت دیگر، معادله کنترل کننده به صورت زیر است:

$$u = G(x)^{-1}[v - h(x)] \quad (36)$$

که در آن ۷ دینامیک مطلوب سیستم حلقه بسته است. با استفاده از این
کنترل کننده می‌توان نوشت:

$$y^{(d)} = h(x) + G(x) \left\{ G(x)^{-1}[v - h(x)] \right\} = v \quad (37)$$

بدین ترتیب نرخ تغییرات خروجی $y^{(d)}$ به دلخواه خودمان با انتخاب
۷ تعیین می‌شود که ۷ به صورت زیر انتخاب شده و k . نیز می‌تواند یک
بهره ثابت باشد:

$$v = \dot{x} = k_0(x_c - x) \quad (38)$$

سیستم کنترل پیشنهادی، بر اساس خطی‌سازی پسخور و کنترل تطبیقی
مدل مرجع بنا شده است. طرح شامل سیستم تخمین معکوس دینامیک،
جبران کننده خطی و شبکه عصبی همزمان است. در اینجا فرض می‌کنیم
که سیستم دارای درجه نسبی کامل است، یعنی هر متغیر کنترل شده دارای
درجه نسبی دو است.

سیگنال مجازی را می‌توان به‌فرم ذیل انتخاب کرد:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K_P & -K_D \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \quad (51)$$

$$v = v_{rm} + v_{pd} - v_{ad} \quad (56)$$

و برهه‌های کنترل تناسبی-مشتقی بصورت ذیل بدست می‌آید [۲۲]:

$$K_D = 2\zeta\omega_n, \quad K_p = \omega_n^2,$$

که ζ نسبت میرائی و ω_n فرکانس طبیعی است. برای جبران خطای معکوس از شبکه عصبی چند لایه مخفی غیرخطی به‌خارطه ویژگی تخمین عمومی انتخاب شده است. خروجی شبکه عصبی چند لایه از طریق رابطه (۵۱) بدست می‌آید [۲۳]:

$$v_{ad} = W^T \sigma(V^T \bar{x}) \quad (52)$$

$$v_{pd} = [K_P \quad K_D] e \quad (57)$$

خطای تعقیب نیز با معادله (۴۸) تعریف می‌شود:

$$e = \begin{bmatrix} x_{rm} - x \\ \dot{x}_{rm} - \dot{x} \end{bmatrix} \quad (58)$$

که x, V, W به ترتیب ماتریس‌های وزن ورودی و خروجی و σ تابع فعل ساز سیگموئیدی است. و قوانین تنظیم وزن‌های شبکه عصبی به‌صورت ذیل است.

$$\dot{W} = -\Gamma_w [\hat{\sigma} - \hat{\sigma}' \hat{V}^T \bar{x}] \eta + k_w \|e\| \hat{W} \quad (53)$$

و

$$\dot{\hat{V}} = -\Gamma_v [\bar{x} \eta \hat{W}^T \hat{\sigma}' + k_v \|e\| \hat{V}] \quad (54)$$

که x_{rm} موقعیت و سرعت فرمان هاست. ماتریس بهره جبران ساز $K_P, K_D \in R^{n \times n}$ بهره کنترل تناسبی و مشتقی طوری طراحی می‌شوند که سیستم معادله (۴۳) با ویژگی‌های عملکردی (زمان نشست، فراجهش و غیره) برای $\Delta = 0$ پایدار باشد. با توجه به ساختار کنترل بیان شده و با به کار بردن معادله (۴۶) در (۴۳) دینامیک خطای به‌فرم (۴۹) تبدیل می‌شود:

$$\ddot{\tilde{X}} + K_D \dot{\tilde{X}} + K_P \tilde{X} = v_{ad} - \Delta \quad (49)$$

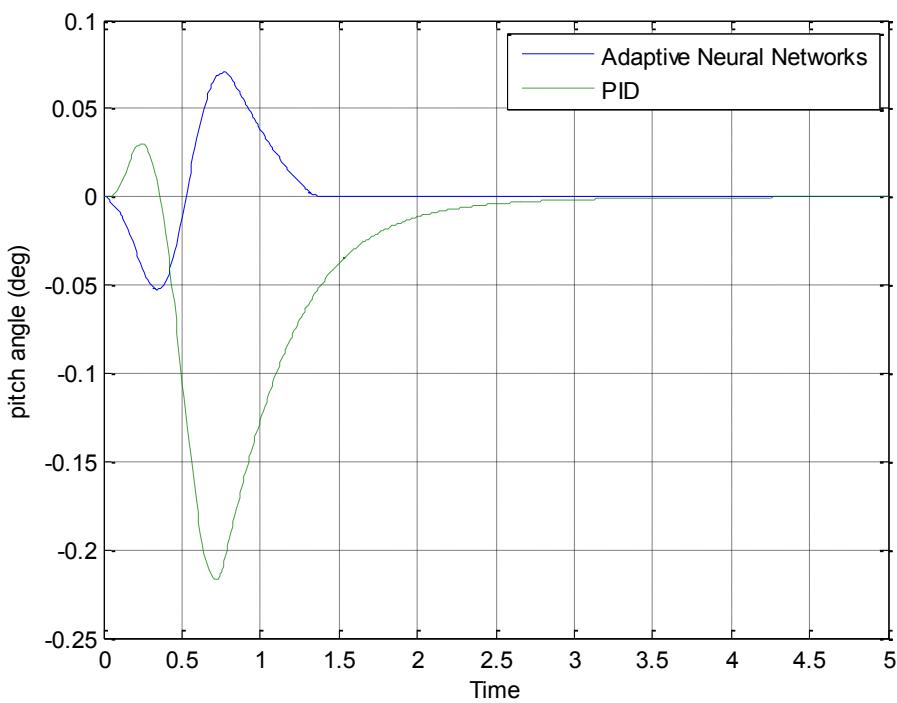
که $\tilde{X} = X_{rm} - X$. واضح است که جبران ساز دینامیک باید برای پایدارسازی معادله (۴۹) طراحی شود و نقش v_{ad} به منظور حذف Δ است. در فرم فضای حالت داریم:

$$\eta = e^T PB \quad (55)$$

$$\dot{e} = A e + B [v_{ad} - \Delta] \quad (50)$$

در اینجا، P مثبت معین بوده و از معادله لیپانوف برای هر مثبت Q می‌آید.

$$\text{که } e^T = \begin{bmatrix} \tilde{X} & \dot{\tilde{X}} \end{bmatrix}$$



شکل ۱۰. تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان

Fig. 10. Pitch angle versus time

ثانیه کمتر شده است.

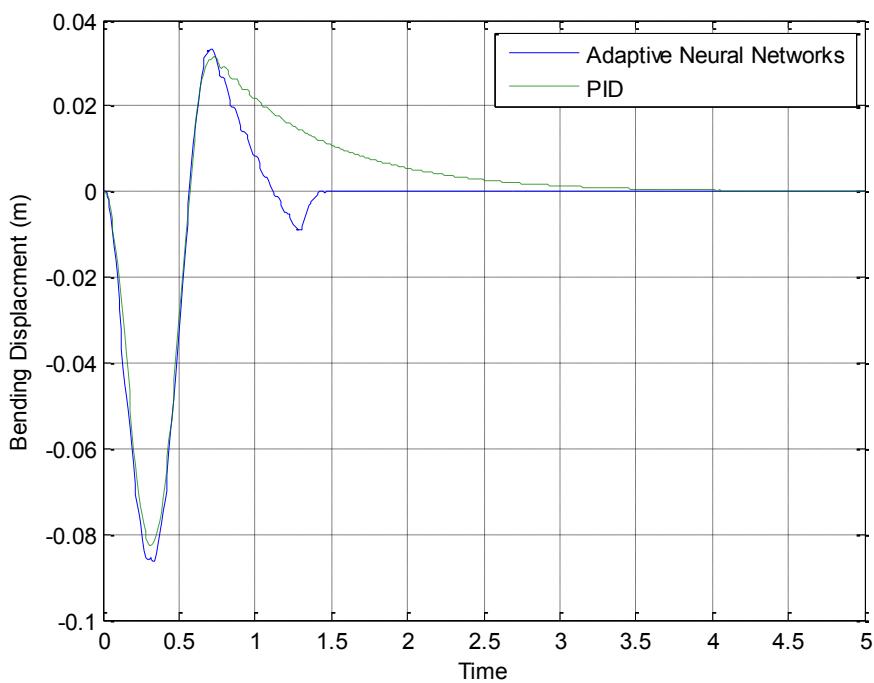
شکل ۱۲ نحوه رفتار شتاب عمودی را با دو روش کنترلی نشان می‌دهد. حداکثر شتاب منفی در دو روش تقریباً یکی است ولی حداکثر شتاب مثبت در روش تناسبی مشتقی انتگرالی بیشتر بوده و همچنین در روش عصبی‌تطبیقی بیش از $1/5$ ثانیه سریعتر میرا می‌شود. شکل ۱۳ تغییر مکان در راستای عمودی را نشان می‌دهد. همان طور که از شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، در روش تناسبی مشتقی انتگرالی تغییر مکان عمودی ناشی از تنباده به حدود ۵ متر می‌رسد، ولی در روش عصبی‌تطبیقی کمتر از $3/3$ متر جابجایی مشاهده می‌شود.

در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که در هر دو روش زاویه پیچش بال تقریباً مساوی است. شکل ۱۵ حرکت الوتور برای مقابله با تنباده نشان داده شده است. بنظر می‌رسد که حرکت الوتور روند مشابهی داشته است ولی در انتهای دوره حرکت الوتور نوسانات ریز بیشتری داشته است تا بتواند هواپیما را به حالت تعادل برگرداند.

$$A^T P + PA + Q = 0 \quad (56)$$

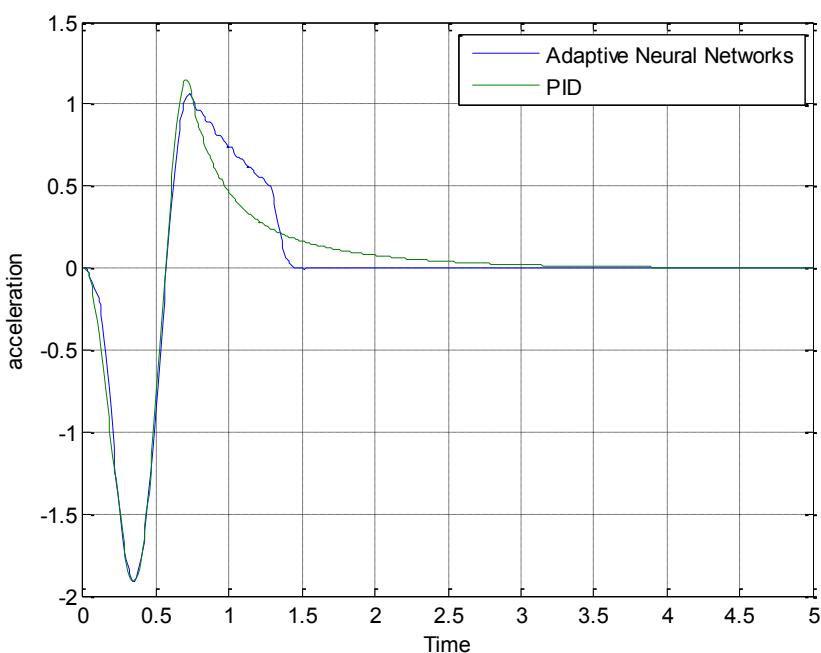
در معادلات فوق، ماتریس‌های A و B دینامیک‌های خطای تعقیب هستند که در معادله (۴۰) تعریف شده‌اند.

در ادامه نتایج برای مدل حلقه بسته با استفاده از کنترلر تطبیقی عصبی بر اساس وارون دینامیک و کنترل کننده تناسبی مشتقی انتگرالی برای تنباده با طول موج ۱۱۰ متر آمده است. شکل ۱۰ تا ۱۶ نتایج پاسخ به تنباده ۱-کسینوسی با طول موج ۱۱۰ متر نشان می‌دهد. در شکل ۱۰ مقایسه‌ای بین کنترلر شبکه‌عصبی تطبیقی و روش کنترل کننده تناسبی مشتقی انتگرالی را نشان می‌دهد. همانطور که از شکل ۱۰ پیداست، کنترلر عصبی تطبیقی در کنترل زاویه پیچ بهتر عمل کرده است، همچنین نوسانات را محدودتر کرده و زمان رسیدن به حالت تعادل را کمتر کرده است. بنظر می‌رسد کاهش سریعتر نوسانات پیچ باعث بیشتر شدن حداکثر خم ش بال به مقدار جزئی شده است (شکل ۱۱) ولی زمان میرایی نوسان بال در روش عصبی تطبیقی بیش از $2/5$



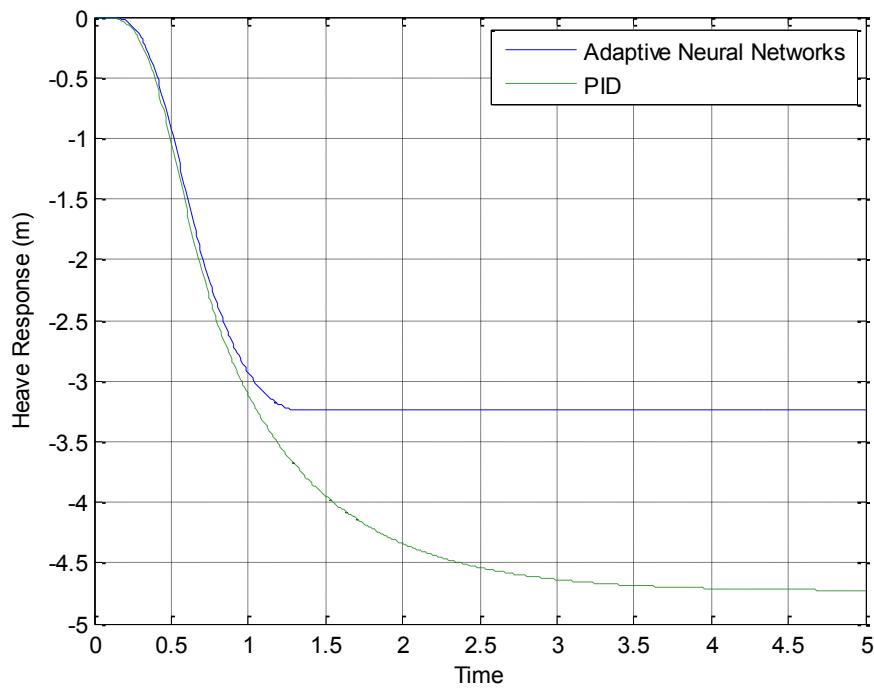
شکل ۱۱. تغییرات خمش بر حسب زمان

Fig. 11. Wing bending versus time



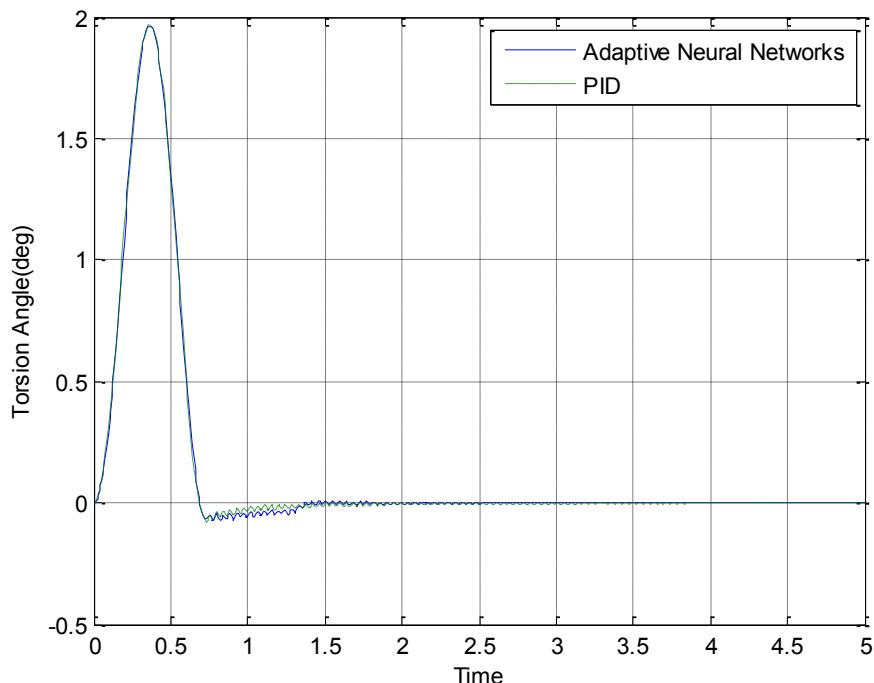
شکل ۱۲. تغییرات شتاب بر حسب زمان

Fig. 12. Heave acceleration versus time



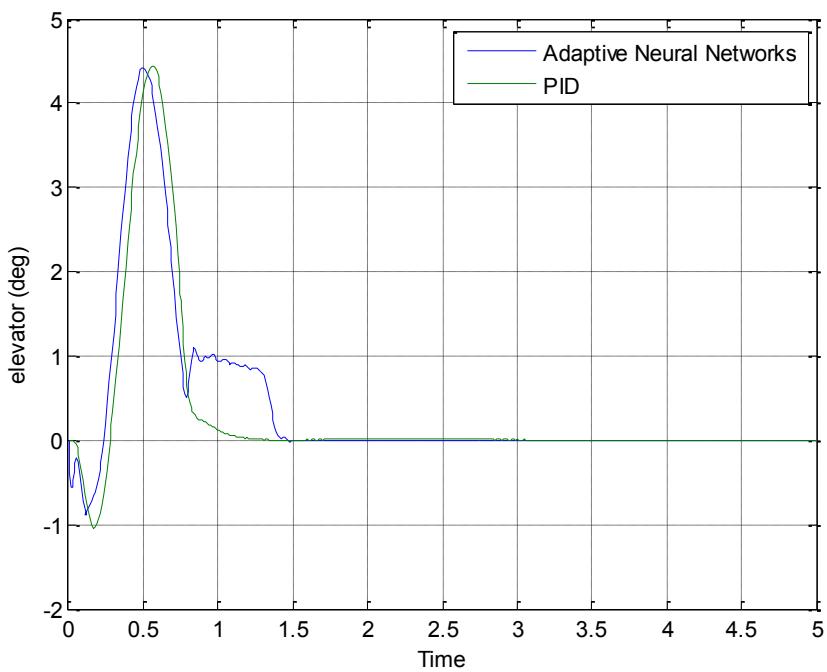
شکل ۱۳. تغییر مکان در راستای عمودی بر حسب زمان

Fig. 13. Heave displacement versus time



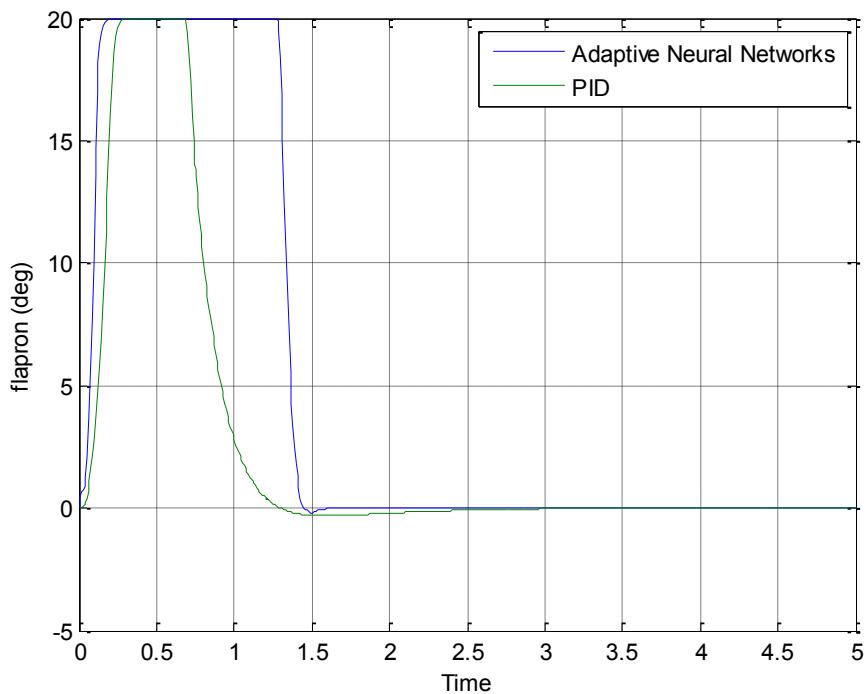
شکل ۱۴. تغییرات پیچش بال بر حسب زمان

Fig. 14. Wing torsion versus time



شکل ۱۵. تغییرات سطح کنترلی الوبیور بر حسب زمان

Fig. 15. Elevator angular motion versus time



شکل ۱۶. تغییرات زاویه فلپرون بر حسب زمان

Fig. 16. Flapron angular changes versus time

جدول ۲. مقایسه حداکثر شتاب عمودی واردہ به هواپیما

Table 2. Maximum heave acceleration of aircraft

طول موج شتاب حلقه باز (متر)	حداکثر شتاب حلقه بسته (بر حسب شتاب جاذبه)	درصد بهبود کاهش شتاب	حداکثر شتاب حلقه بسته (بر حسب شتاب جاذبه)	حداکثر شتاب وارون دینامیک انتگرالی	تناسی مشتقی انتگرالی	تناسی مشتقی عصبی تطبیقی	وارون دینامیک عصبی تطبیقی	دراصد بهبود کاهش شتاب
-۷/۵	۰/۳۱	-۵	۳/۴۴	۳/۱۹	۳/۲۰	۳/۲۰	۳/۲۰	۱۰
-۴/۲۳	۲/۲۶	۰/۶۵	۳/۲۰	۲/۹۷	۳/۰۷	۳/۰۷	۳/۰۷	۲۰
-۰/۳۹	۹/۵۴	۱/۹۰	۲/۶۳	۲/۳۷	۲/۶۲	۲/۶۲	۲/۶۲	۳۰
۲/۲۲	۱۴/۸۱	۲/۹۶	۲/۶۴	۲/۳۰	۲/۷۰	۲/۷۰	۲/۷۰	۴۰
۴/۶۲	۱۴/۲۳	۲/۰۸	۲/۴۸	۲/۲۳	۲/۶۰	۲/۶۰	۲/۶۰	۵۰
۷/۷۲	۱۹/۳۱	۵/۷۹	۲/۳۹	۲/۰۹	۲/۵۹	۲/۵۹	۲/۵۹	۶۰
۸/۶۶	۸/۱۱	۶/۶۹	۲/۳۲	۲/۰۸	۲/۵۴	۲/۵۴	۲/۵۴	۷۰
۱۰/۴۰	۸/۸۰	۷/۶	۲/۲۴	۲/۰۳	۲/۵۰	۲/۵۰	۲/۵۰	۸۰
۱۰/۵۲	۲۰/۲۴	۸/۹	۲/۲۱	۱/۹۷	۲/۴۷	۲/۴۷	۲/۴۷	۹۰
۱۱/۱۵	۲۰/۲۵	۱۰/۳۳	۲/۱۵	۱/۹۳	۲/۴۲	۲/۴۲	۲/۴۲	۱۰۰
۱۱/۳۴	۱۹/۷۴	۱۱/۷۶	۲/۱۱	۱/۹۱	۲/۳۸	۲/۳۸	۲/۳۸	۱۱۰

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله رفتار دینامیکی هواپیماهای انعطاف‌پذیر بر مبنای یک مدل همگیر صلب-انعطاف‌پذیر مورد بررسی قرار گرفت. همبستگی مودهای انعطاف‌پذیر خمی و پیچشی و اثر آن بر روی دینامیک کلی هواپیما در شرایط تندباد ۱-کسینووسی نشان داده شد. سپس با استفاده از کنترلر عصبی تطبیقی با بارهای ناشی از تندباد مقابله شده است. کنترل الوبیور بخوبی با نوسانات پیچ ناشی از تندباد مقابله کرده و در کمتر از یک سیکل هواپیما را به حالت تعادل بر می‌گرداند ولی نمی‌تواند شتاب‌های ناشی از تندباد را به خوبی دفع کند. بدین منظور از فلپرون برای کنترل شتاب‌های عمودی ناشی از تندباد استفاده شد. همچنین مقایسه‌ای بین کنترل شبکه عصبی تطبیقی با کنترلر تناسی مشتقی انتگرالی به عمل آمد که نشان دهنده عملکرد بهتر کنترلر شبکه عصبی در کنترل تندباد است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که در طول موج‌های مختلف تندباد عملکرد کنترل شبکه عصبی تطبیقی بهتر از کنترلر دینامیک وارون و کنترلر تناسی مشتقی انتگرالی می‌باشد.

شکل ۱۶ مقایسه انحراف فلپرون را در دو کنترلر نشان می‌دهد. همانطور که از شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، حرکت فلپرون در روش تطبیقی عصبی بیشتر بوده است.

حداکثر شتاب عمودی مودهای تندباد با طول موج‌های مختلف و در حالت حلقه بسته و حلقه باز در جدول ۲ نشان داده شده است. همان‌طور که از این جدول دیده می‌شود حداکثر میزان شتاب عمودی بر مودهای شبکه عصبی تطبیقی، کنترل وارون دینامیک و کنترل کنترلر تناسی مشتقی انتگرالی در طول موج‌های مختلف تندباد مشاهده می‌شود که در همه طول موج‌ها عملکرد کنترل شبکه عصبی بهتر بوده است. همچنین درصد کاهش شتاب عمودی به نسبت حلقه باز نیز در جدول ۲ نشان داده شده است. همان‌طور که در جدول ۲ آمده است، در طول موج ۱۰ متر روش عصبی تطبیقی در کاهش شتاب تاثیری بیشتری نسبت به روش‌های تناسی مشتقی انتگرالی و وارون دینامیک داشته است. روش کنترل کلاسیک حتی به میزان جزیی حداکثر شتاب را افزایش داده است.

۶- علائم و اختصارات

منابع

- [1] Y. Wang, A. Da Ronch, M. Ghandchi Tehrani, Adaptive feedforward control for gust-induced aeroelastic vibrations, *Aerospace*, 5(3) (2018) 86.
- [2] W. Su, *Coupled Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of Fully Flexible Aircraft*, (2008).
- [3] D. Balatti, H. Haddad Khodaparast, M.I. Friswell, M. Manolesos, M. Amoozgar, The effect of folding wingtips on the worst-case gust loads of a simplified aircraft model, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, (2021) 09544100211010915.
- [4] Y. Bi, C. Xie, C. An, C. Yang, Gust load alleviation wind tunnel tests of a large-aspect-ratio flexible wing with piezoelectric control, *Chinese Journal of Aeronautics*, 30(1) (2017) 292-309.
- [5] D. McLean, Gust-alleviation control systems for aircraft, in: *Proceedings of the Institution of Electrical Engineers, IET*, 1978, pp. 675-685.
- [6] M. Dillsaver, C. Cesnik, I. Kolmanovsky, Gust load alleviation control for very flexible aircraft, in: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2011, pp. 6368.
- [7] S. Frost, B. Taylor, M. Bodson, Investigation of optimal control allocation for gust load alleviation in flight control, in: *AIAA atmospheric flight mechanics conference*, 2012, pp. 4858.
- [8] R.G. Cook, R. Palacios, P. Goulart, Robust gust alleviation and stabilization of very flexible aircraft, *AIAA journal*, 51(2) (2013) 330-340.
- [9] S. Haghigat, H.H. Liu, J.R. Martins, Model-predictive gust load alleviation controller for a highly flexible aircraft, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 35(6) (2012) 1751-1766.
- [10] Z. Wu, Y. Cao, M. Ismail, Gust loads on aircraft, *The Aeronautical Journal*, 123(1266) (2019) 1216-1274.
- [11] Y. Li, N. Qin, Gust Load Alleviation by Normal Microjet,

نصف طول وتر بر حسب متر	b_w
ضریب پیچ	C_m
دوره زمانی تندباد	T
سرعت هوایپیما (m/s)	u
حرکت هوایپیما در جهت پلانج	z
حرکت بال در جهت پلانج	h
حرکت زاویه‌ای بال در جهت پیچ	α
حرکت زاویه‌ای هوایپیما در جهت پیچ	θ
سرعت تندباد (m/s)	w_g
جرک بال هوایپیما	m_w
جرم بدنه هوایپیما	m_f
چگالی هوا	ρ
فاصله بین محور الاستیک بال و وسط وتر بال	a
فاصله بین محور الاستیک بال و مرکز جرم هوایپیما	l_w
فاصله بین محور الاستیک بال و مرکز جرم بال	bx_a
مساحت بال هوایپیما	S_w
مساحت دم هوایپیما	S_t
شیب ضریب برآ بال	a_w
شیب ضریب برآ دم	a_t
ضریب ممان پیچشی هوایپیما	I_{cg}^f
ضریب ممان پیچشی بال	I_a
سختی خمشیج بال	EI
سختی پیچشی بال	GJ

- [18] J.R. Wright, J.E. Cooper, Introduction to aircraft aeroelasticity and loads, John Wiley & Sons, 2008.
- [19] Gust and Turbulence Loads, in: O.o.t.F.R. National Archives and Records Administration (Ed.) Part 25.341, 2003.
- [20] S. SNELL, W. GARRARD, D. ENNS, Nonlinear control of a supermaneuverable aircraft, in: Guidance, Navigation and Control Conference, 1989, pp. 3486.
- [21] S.H. Sadati, M.B. Menhaj, M. Sabzeparvar, NONLINEARADAPTIVE FLIGHT CONTROL USING BACKSTEPPING AND NEURAL NETWORKS, Civil Engineering, (No . 38, Electrical Engineering & Computer Science) (2007) 51-58.
- [22] S.H. Sadati, Aircraft control augmentation system Design Using Dynamic Inversion and Neural Network, Journal of Aeronautical Engineering, 18(2) (2016) 85-97.
- [23] B.S. Kim, A.J. Calise, Nonlinear flight control using neural networks, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 20(1) (1997) 26-33.
- Aerospace Science and Technology, (2021) 106919.
- [12] A. Khalil, N. Fezans, Gust load alleviation for flexible aircraft using discrete-time preview control, The Aeronautical Journal, 125(1284) (2021) 341-364.
- [13] J. Masrour, S.H. Sadati, M. Shahravi, Gust Response Analysis of Flexible Aircraft Amirkabir J. Mech. Eng.,, 52(1) (2020) 97-108.
- [14] M.H. Sadraee, Stability and Flight Controll, Ayandeghan Publication, Tehran, Iran, 1379.
- [15] D.H. Hodges, G.A. Pierce, Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity, Cambridge University Press, 2011.
- [16] D.H. Hodges, G.A. Pierce, Introduction to structural dynamics and aeroelasticity, cambridge university press, 2011.
- [17] H. Haddadpour, S. Shams, M. Kheiri, Sharp edge gust effects on aeroelastic behavior of a flexible wing with high aspect ratio, in: 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005, pp. 838.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

J. Masrour, S. H. Sadati , M. Shahravi, Gust Load Alleviation of Flexible Aircraft, Amirkabir J. Mech Eng., 54(2) (2022) 289-308.

DOI: [10.22060/mej.2022.19869.7136](https://doi.org/10.22060/mej.2022.19869.7136)

