



کنترل و کاهش بارهای ناشی از تندباد در هواپیمای انعطاف پذیر

جواد مسرور، سید حسین ساداتی*، مرتضی شهری

مجتمع دانشگاهی هوافضا، 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 انعطاف پذیر
رفتار آیرولاستیک
تندباد
آیرودینامیک شبه پایا
کنترل

خلاصه: وظیفه سیستم‌های کاهش بارهای تندباد کم کردن بارهای وارد بر بدنه 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 انعطاف پذیر به تندباد با در نظر گرفتن یک مدل همگیر توسعه یافته به کمک روش لاگرانژ و آیرودینامیک شبه پایا مورد بررسی قرار گرفته است. بال بصورت انعطاف پذیر و بقیه هواپیما صلب در نظر گرفته می‌شود. مدل توسعه یافته به عنوان یک مدل پایه شامل دو مود جسم صلب و بال انعطاف پذیر مدل شده بصورت تیر با مودهای خمشی و پیچشی در نظر گرفته شده و پاسخ به الگوهای مختلف تندباد گسسته مورد بررسی قرار گرفته است. برای کاهش بارهای ناشی از تندباد از الویتور و فلپرون استفاده شده است و با استفاده از کنترل تطبیقی عصبی بر اساس وارون دینامیک سعی در کنترل نوسانات پیچ و شتاب وارده بر هواپیما شده است. پاسخ هواپیما به تندباد در حالت حلقه باز و حلقه بسته مقایسه شده است.

۱- مقدمه

پاسخ هواپیما به تندباد یکی از مواردی بوده است که همواره باعث نگرانی طراحان هواپیما بوده است. تندباد می‌تواند یکی از بارهای بحرانی وارده به هواپیما 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 وارده بر نقاط خاص هواپیما کاهش می‌یابد. ۲- گشتاور خمشی در ریشه بال کاهش می‌یابد. ۳- باعث بهبود خوشدستی 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 بر روی کنترل پسخور برای کنترل بارهای ناشی از تندباد شده است. اصول کار بر این اساس بود که یکسری شتاب سنج بر روی نقای مختلف سازه نصب شده

بود و براساس پسخور 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 انعطاف پذیری، 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 پیژوالکتریک بارهای ناشی از تندباد را بر روی یک بال با نسبت منطری 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. دیلساود و همکاران [۶] با استفاده از روش کاهش بار تندباد بر اساس کنترل فیدبک خروجی بهینه^۱ بار روی بال یک

1 Linear Quadratic Gaussian (LQG)

*نویسنده عهده‌دار مکاتبات: hsadati@mut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان 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 فرمایید.



ابتدا مدل تندباد گسسته معرفی شده، سپس مدل توسعه یافته شرح داده شده سپس اثر تندباد 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 تندباد با طول موج‌های مختلف در حالت حلقه بسته و حلقه باز مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد

۲- توسعه مدل دینامیکی

اغتتشاشات جوی که بوسیله حرکت توده‌های هوا بوجود می‌آیند روی کارایی و خوشدستی هواپیما تأثیر می‌گذارد. همچنین تندبادها، 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 ایده‌ال دسته بندی می‌شود. الف) تندباد گسسته که سرعت تندباد به صورت مشخص تغییر می‌کند و دارای انواع مختلفی است. معروف‌ترین و محتمل‌ترین نوع آن در برخورد با هواپیماهای بال ثابت تند باد به تندباد ۱-کسینوس معروف است و با رابطه زیر مدل می‌شود [۱۴].

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

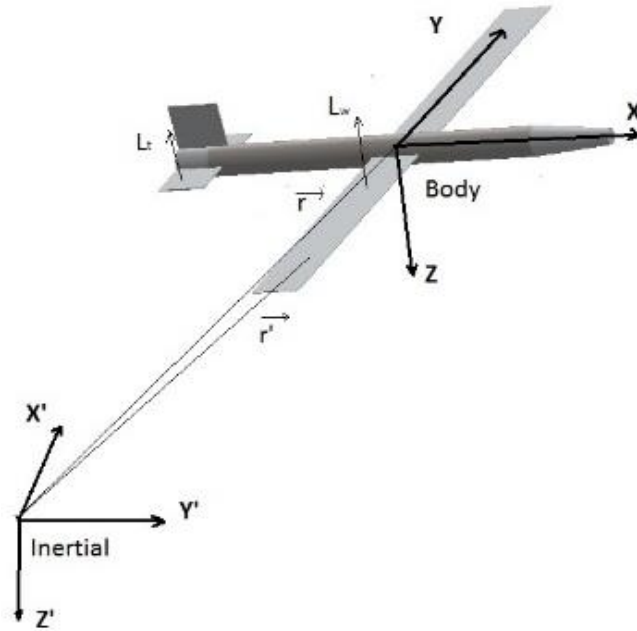
که t زمان بر حسب ثانیه، w_{g0} سرعت تندباد و T زمان تناوب تندباد است که برابر است با

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

در اینجا L طول موج تندباد بر حسب متر و U_0 سرعت هواپیما بر حسب متر بر ثانیه است.

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

هواپیمای انعطاف‌پذیر را کاهش دادند و بدین وسیله تغییر شکل نوک بال را تا ۴۷ درصد کاهش دادند 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 بردند تا اثر تندباد را بر روی آن کاهش دهند. کوک و همکاران [۸] کنترل مقاوم بارهای تندباد و تحلیل پایداری بال انعطاف‌پذیر را انجام دادند آنها پاسخ‌های حلقه باز و حلقه بسته را برای سیستم‌های خطی و غیرخطی را برای تندباد گسسته 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 تندباد گسسته و پیوسته شده بود را بررسی کردند. وو و همکاران [۱۰] مروری بر کارهای انجام شده در زمینه محاسبه و مدل‌سازی نیروهای تندباد انجام داده‌اند و روش‌های بکار گرفته شده برای کنترل کاهش نیروهای تندباد 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 هواپیماها و مکانیزم‌های کنترل بار تندباد را شرح داده‌اند. لی و کین [۱۱] بر روی کنترل بارهای ناشی از تندباد با استفاده از میکروجت مطالعه نموده‌اند. نتایج مطالعه آنها نشان داد که این روش آینده خوبی در حوزه کنترل بارهای ناشی از تندباد دارد و از مزایای آن پاسخ فرکانسی بالا است و می‌تواند در شرایط تندباد و با استفاده از کنترل تطبیقی نیروی برآی نسبتاً ثابتی را در شرایط تندباد بوجود آورد. خلیل و فزانس [۱۲] روشی پیشنهاد کردند که پیش‌خورد/پس‌خورد بود، بدین صورت که با استفاده از رادار لیدار داپلر پروفیل تندباد 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 تندباد محاسبه شود حرکت سطوح فرامین با سرعت کمتری انجام می‌گیرد و علاوه بر آن خستگی سازه و بارهای دینامیکی وارد به سازه کمتر می‌شود. بلاتی و همکاران [۳] برای کاهش بارهای ناشی از تندباد 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 فنر لولای آن را بهینه‌سازی کردند تا بهترین بهره‌وری را در کاهش بارهای ناشی از تندباد 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 تندباد وارده بر هواپیما کمتر شود. در بخش بعد



شکل ۱. هواپیمای با بال انعطاف پذیر

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:

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

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

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_g 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 و θ ، جابجایی و پیچش الاستیک بال h و α نسبت به بدنه بررسی خواهد شد. روابط به دست آمده در این قسمت بر اساس الگوی شبه پایا نوشته شده است. دینامیک هواپیما با در نظر گرفتن بال بصورت انعطاف پذیر و بدنه و دم بصورت صلب شبیه سازی می‌شود. فرض می‌شود بال بصورت تیر یک سر گیردار با درجات آزادی پیچش و خمش، و مودهای صلب پیچ و پلانچ 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 ، 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].

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

مقادیر $\alpha_i l$ ، β_i و γ_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 (۱۴) بدست آورد.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

برای محاسبه نیروهای تعمیم یافته الاستیک می‌توان از رابطه لاگرانژ (۱۱) استفاده کرد.

که L_w و L_t بترتیب نیروی برای بال و دم، l_w و l_t فاصله جرم بال و دم از مرکز جرم هواپیما، و $M_{E.A}$ ممان حول محور الاستیک بال می‌باشد. الگوی استفاده شده در اینجا مدل آیرودینامیک شبه پایا می‌باشد.

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

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial \bar{U}}{\partial q_i} &= Q_i, \quad i = 1, 2, 3, 4 \\ q_1 &= z, \quad q_2 = \theta, \quad q_3 = h, \quad q_4 = \alpha \end{aligned} \quad (11)$$

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

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

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

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

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

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

$$Q_{w_i} = \rho U a_w b_w w_g \times \quad (26)$$

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

(i = 1..N_w)

$$Q_{\theta_i} = \rho U a_w b_w^2 \left(\frac{1}{2} + a \right) w_g \left[\frac{\sqrt{2}(1 - \cos(\gamma_i l))}{\gamma_i} \right], \quad (28)$$

(i = 1..N_\theta)

۳- طراحی کنترل کننده

در این مقاله از دو نوع کنترل کننده خطی کنترل تناسبی- 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 خطا و بهره کنترلی k_i بازخورد کنترلی به مجموع مقادیر خطاست که در ورودی کنترلی لحاظ شده اند. برای کنترل پیچ و حداکثر شتاب از دو ورودی کنترلی $u(2)$ ، $u(1)$ استفاده شده است که بترتیب الویتور و فلپرون است. برای حل معادله

$$M_{EA} = \frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w \times \left\{ -\frac{b_w^2 a^2}{U} (\dot{\alpha} + \dot{\theta}) + b_w \left(a + \frac{1}{2} \right) \times \left(\alpha + \theta + \frac{z}{U} + \frac{\dot{h}}{U} - \frac{l_w \dot{\theta}}{U} \right) \right\} \quad (29)$$

در معادله های (۱۹) و (۲۰) نصف وتر 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 M, C_s, C_a, k_s, k_a بترتیب ماتریس جرم، میرایی سازه، میرایی آیرودینامیک، سختی سازه ای و سختی آیرودینامیک می باشند که در مرجع [۱۳] تعریف آنها آمده است. w_g سرعت عمودی تندباد است که در رابطه (۱) تعریف آن آمده بود. باتوجه به تأخیر زمانی رسیدن تندباد به دم از عبارت $\left(t - \frac{l}{u} \right)$ استفاده شده است تا این اثر در دینامیک پرنده لحاظ گردد.

$$F_{Gust} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \rho u^2 \left(S_w a_w \frac{w_g}{u} + S_t a_t \frac{w_g}{u} \left(t - \frac{l}{u} \right) \right) \\ -\frac{1}{2} \rho u^2 \left(S_w a_w l_w \frac{w_g}{u} - S_t a_t l_t \frac{w_g}{u} \left(t - \frac{l}{u} \right) \right) \\ Q_{w_1} \\ \vdots \\ Q_{\theta_i} \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (23)$$

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

کنترلی معادلات به فضای حالت برده می‌شود.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + BU \\ Y &= CX + DU \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} \dot{X}_1 &= X_2 \\ (M_s + M_a)\dot{X}_2 + (C_s + C_a)X_2 + \\ (K_s + K_a)X &= F \end{aligned}$$

که در آن، بردار X متغیرهای حالت، \dot{X} مشتق زمانی بردار حالت، بردار ورودی یا کنترل، Y بردار خروجی، A ماتریس سیستم، C ماتریس خروجی و D ماتریس پیش‌خور است. لذا معادله (۲۲) به صورت زیر می‌توان نوشت:

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

که در آن ماتریس کنترلی B به صورت زیر است:

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

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

جهت کنترل کانال پیچ از الویتور استفاده می‌شود بدین صورت که نرخ پیچ به عنوان پس‌خور به سیستم داده می‌شود و برای کنترل حرکت عمودی و شتاب عمودی هواپیما سرعت عمودی هواپیما به عنوان پس‌خور به فلپرون 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 وارده بر هواپیمای 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، هواپیما باید بتواند در حداکثر سرعت کروز تندباد کسینوسی با سرعت U_{ds} را تحمل کند (معادله (۳۳)).

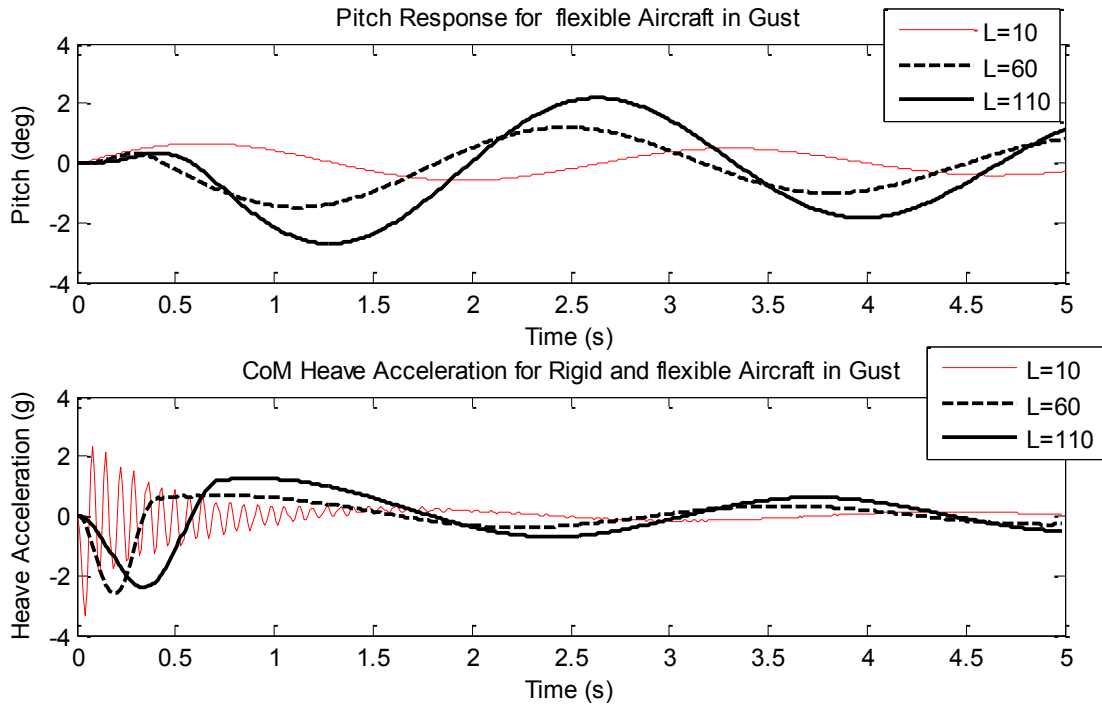
$$U_{ds} = U_{ref} f_g \left(\frac{H}{107} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (33)$$

در معادله (۳۳)، H ارتفاع پروازی، f_g پارامتری است که مربوط به شرایط وزنی پهباد بوده و U_{ref} سرعت مرجع است که برای سرعت کروز برابر ۲۰ متر بر ثانیه است [۱۹]. بر این اساس تند باد گسسته‌ای با طول موج بین ۳۰ فوت تا ۳۰۰ فوت (حدود ۹ تا ۱۱۰ متر) بر هواپیما اعمال شده است. کمیت‌های در نظر گرفته شده برای هواپیمای نمونه (با مشخصات ذکر شده در جدول ۱) در شکل ۲ پاسخ مودصلب پیچ هواپیما 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 پیچ بیشتر می‌گردد و همچنین میزان حداکثر شتاب وارده بر هواپیما در طول موج ۱۰ متر اتفاق می‌افتد و نوسانات آن دیرتر میرا می‌گردد. همین اتفاق در مود خمش 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.

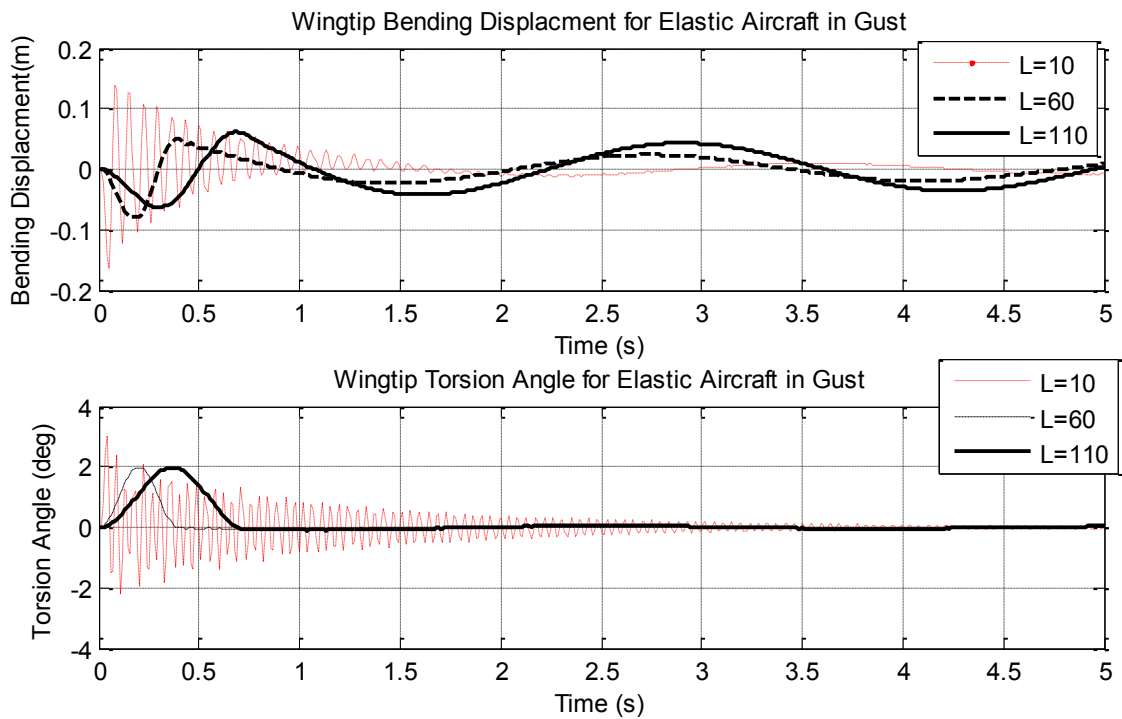
در ادامه با استفاده از کنترل‌کننده پس‌خور سعی شده تا نیروهای ناشی از تندباد کنترل شود. بدین منظور با استفاده از الویتور که روی دم افقی نصب شده است این نیروها به حداقل برسد. کنترل‌کننده تناسبی مشتقی انتگرالی^۱ بر روی کانال پیچ قرار داده شده و در شکل ۴ پاسخ مود صلب در کانال پیچ

1 Proportional Integral Derivative (PID)



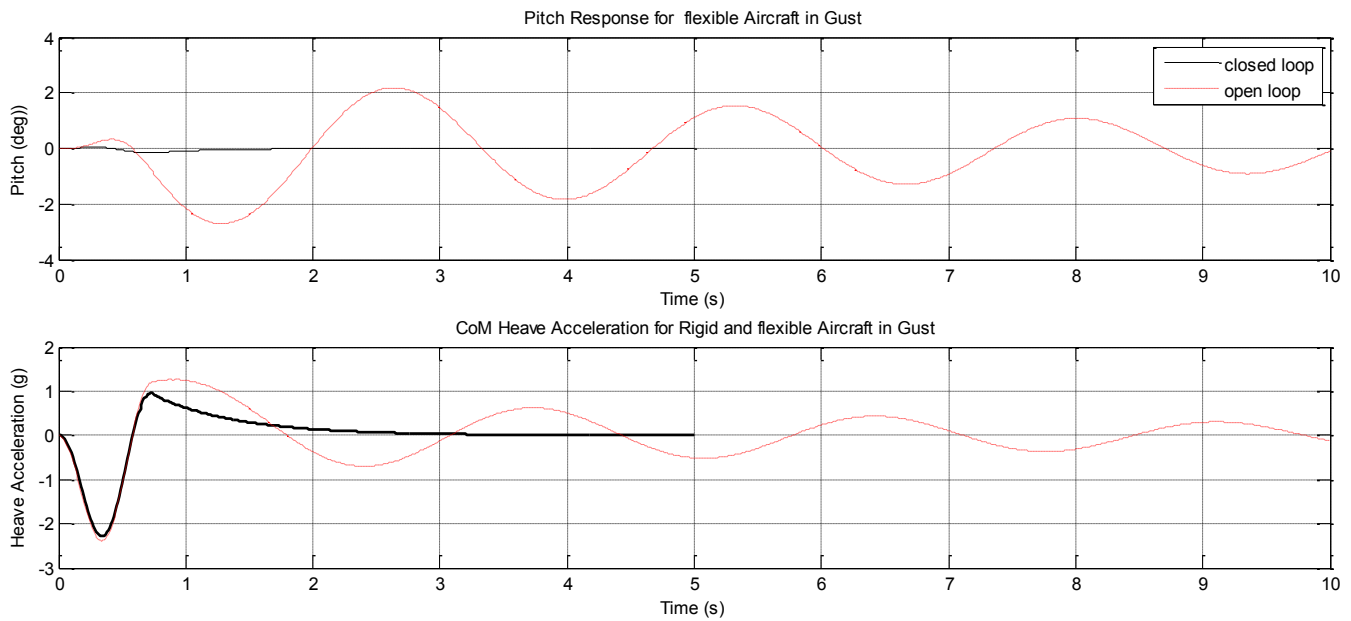
شکل ۲. پاسخ درجات آزادی صلب هواپیما به تندباد با طول موج های مختلف

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



شکل ۳. پاسخ مود انعطاف پذیر 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 وارده به هواپیما تا حدود زیادی کنترل شده است و همچنین نوسانات پیچ هم نسبت به حالت الویتور 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 خمش 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 الویتور و فلپرون نشان داده شده است. انحراف الویتور کمتر از ۵ درجه و فلپرون در ۲۰ درجه محدود شده است.

۴- طراحی کنترل‌کننده تطبیقی عصبی بر اساس وارون دینامیک

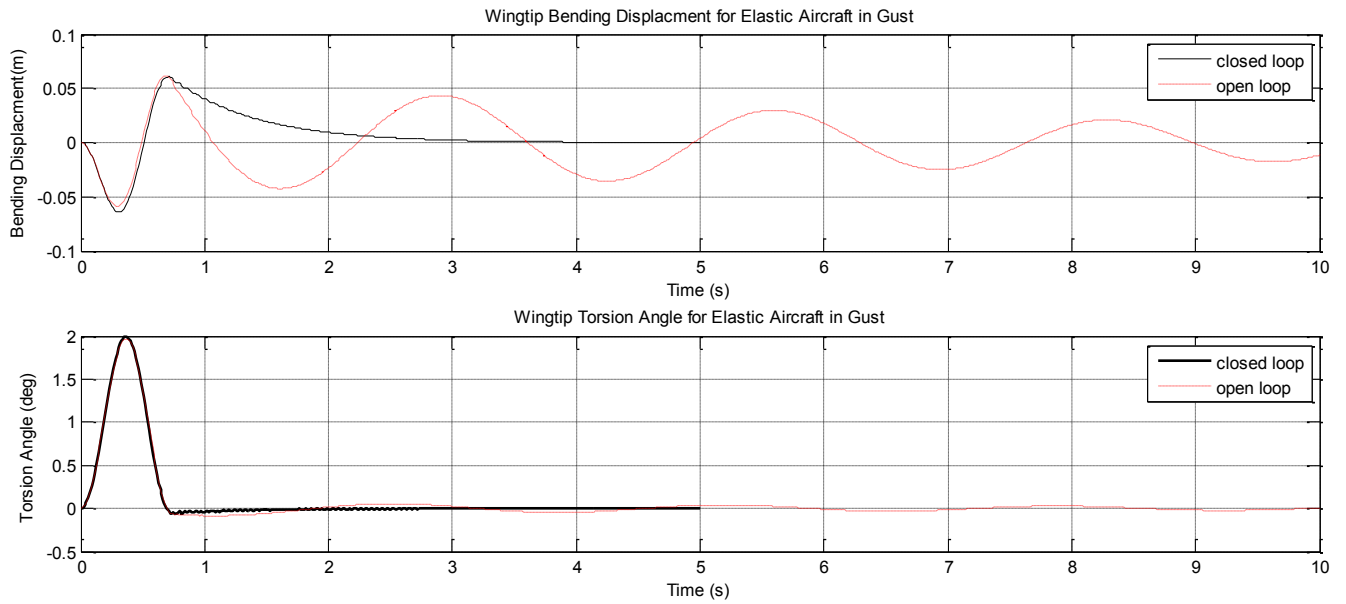
با توجه به پیچیدگی‌های طراحی کنترل‌کننده برای هواپیماها، یکی از روش‌های مورد استفاده برای طراحی سیستم کنترل، روش وارون دینامیک

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 وارده به هواپیما تغییر محسوسی مشاهده نمی‌گردد، اگر چه با کنترل نوسانات پیچ، نوسانات شتاب وارده به هواپیما سریعاً میرا می‌گردد.

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

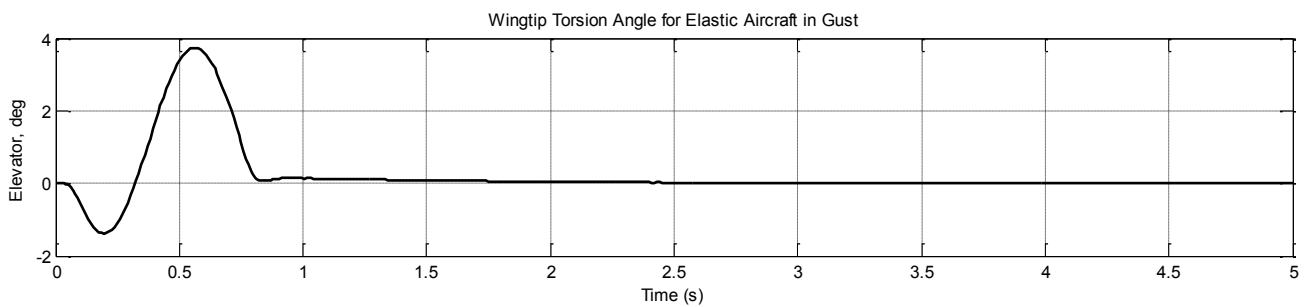
در شکل ۶ میزان انحراف الویتور برای میرا کردن و کنترل تندباد دیده می‌شود. همان طور که مشاهده می‌شود انحراف الویتور کمتر از چهار درجه می‌باشد که در محدوده خطی می‌باشد و نگرانی از وجود پدیده‌های غیر خطی مانند معکوس شدن الویتور و یا غیر خطی شدن ضرایب آیرودینامیکی وجود ندارد.

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 الویتور و فلپرون باهم و با حالت الویتور



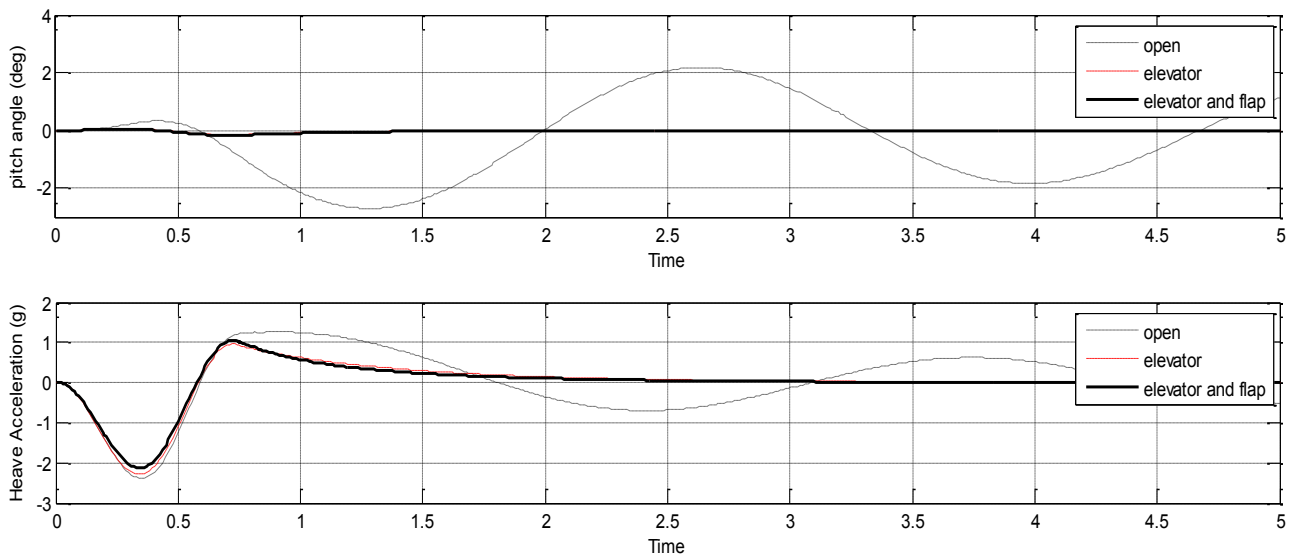
شکل ۵. مقایسه مود انعطاف‌پذیر هواپیما به تندباد در حالت حلقه بسته و حلقه باز

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



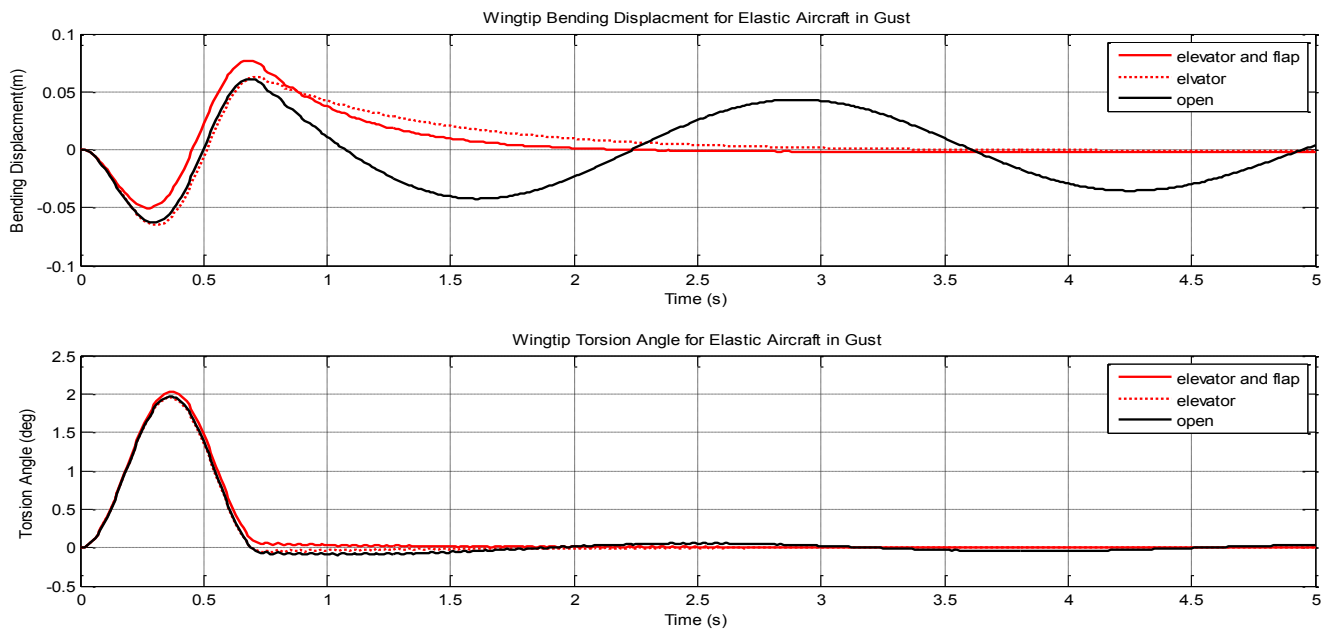
شکل ۶. تغییرات الوتور بر حسب زمان برای کنترل بارهای ناشی از تندباد

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



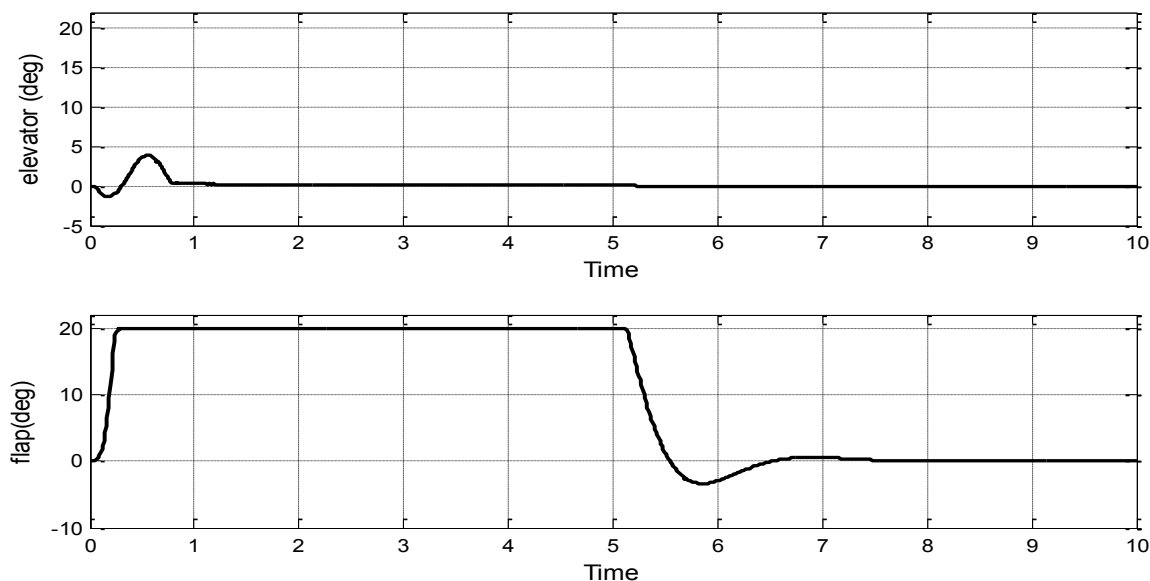
شکل ۷. تغییرات مود صلب هواپیما با تندباد در حالت حلقه بسته و حلقه باز

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



شکل ۸. مقایسه مود انعطاف پذیر 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 الویتور و فلپرون برای کنترل بارهای ناشی از تندباد

Fig. 9. Elevator and flap 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
$1/225 \text{ kg/m}^3$	چگالی هوا ρ
۲ m	طول وتر بال c
-۰/۲۵	فاصله محور الاستیک بال تا وسط وتر مقطع m_w
۰/۶ m	فاصله محور الاستیک بال تا مرکز جرم هواپیما I_w
۷ m	فاصله مرکز آیرودینامیکی دم تا مرکز جرم هواپیما I_f
۰/۳۷۵ m	فاصله محور الاستیک بال تا مرکز جرم بال bx_α
30 m^2	مساحت بال هواپیما S_w
$7/5 \text{ m}^2$	مساحت دم هواپیما S_f
$4/5 \text{ rad}^{-1}$	شیب منحنی لیفت بال هواپیما a_w
$3/2 \text{ rad}^{-1}$	شیب منحنی لیفت دم هواپیما a_f
$1/5 \text{ rad}^{-1}$	شیب منحنی لیفت الویتور a_e
2 rad^{-1}	شیب منحنی لیفت فلپرون a_l
2 m^2	مساحت الران S_l
144000 kg/m^2	ممان اینرسی پیچش هواپیما I
1330 kg/m^2	ممان اینرسی پیچش بال هواپیما I_w
770000 N.m^2	سختی پیچشی GJ
4900000 N.m^2	سختی خمشی EI

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

کنترل مجازی v 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 مدل سازی 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 قابل 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 v دینامیک مطلوب سیستم حلقه بسته است. با استفاده از این کنترل کننده می‌توان نوشت:

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

بدین ترتیب نرخ تغییرات خروجی $y^{(d)}$ به دلخواه خودمان با انتخاب v تعیین می‌شود که v 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 خطی سازی 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 به فرم ذیل انتخاب کرد:

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

$$v = v_{rm} + v_{pd} - v_{ad} \quad (46)$$

و بهره‌های 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 به‌خاطر ویژگی تخمین عمومی انتخاب شده است. خروجی شبکه عصبی چند لایه از طریق رابطه (۵۱) به دست می‌آید [۲۳]:

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

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

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

و

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

که Γ_w, Γ_v ماتریس‌های نرخ یادگیری و مثبت معین هستند، σ' مشتق جزئی سیگموئید σ مربوط به ورودی‌های شبکه‌ی عصبی \bar{x} و κ پارامتر اصلاح شده خطا می‌باشد و η نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\eta = e^T P B \quad (55)$$

در اینجا، $P > 0$ مثبت معین بوده و از معادله لیاپانوف برای هر مثبت معین $Q > 0$ به دست می‌آید.

که v_{rm} عنصر کنترل مجازی به وسیله مدل مرجع، v_{pd} خروجی جبران‌ساز خطی برای استفاده در شکل پاسخ سیستم، و v_{ad} با المان تطبیقی برای جبران مدل خطای معکوس تولید می‌شود. جبران‌ساز را می‌توان با معادله (۴۷) بیان کرد:

$$v_{pd} = [K_P \quad K_D] e \quad (47)$$

خطای تعقیب نیز با معادله (۴۸) تعریف می‌شود:

$$e = \begin{bmatrix} x_{rm} - x \\ \dot{x}_{rm} - \dot{x} \end{bmatrix} \quad (48)$$

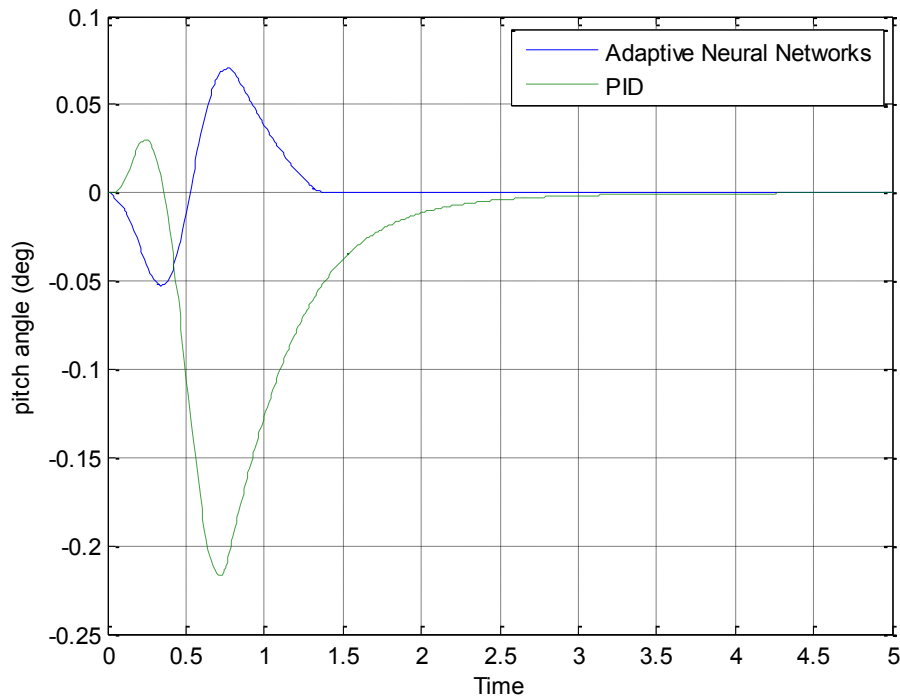
که \dot{x}_{rm}, x_{rm} موقعیت و سرعت فرمان هاست. ماتریس بهره جبران‌ساز $K_P, K_D \in R^{2 \times 2}$ بهره کنترل تناسبی و مشتقی طوری طراحی می‌شوند که سیستم معادله (۴۳) با ویژگی‌های عملکردی (زمان نشست، فراجهدش و غیره) برای $\Delta = 0$ پایدار باشد. با توجه به ساختار کنترل بیان شده و با به کار بردن معادله (۴۶) در (۴۳) دینامیک خطا به فرم (۴۹) تبدیل می‌شود:

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

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

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

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



شکل ۱۰. تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان

Fig. 10. Pitch angle versus time

ثانیه کمتر شده است.

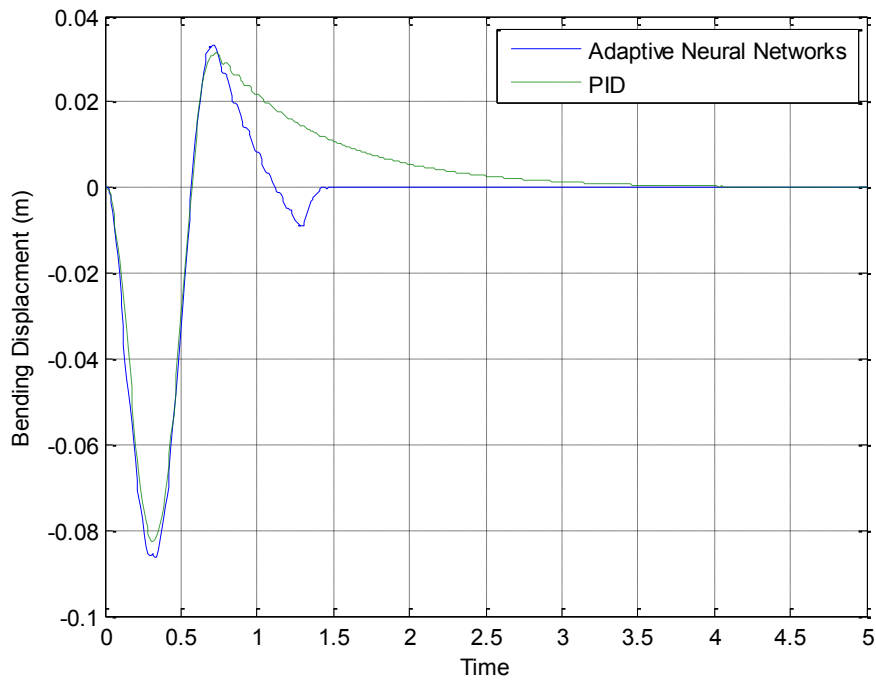
شکل ۱۲ نحوه رفتار شتاب عمودی را با دو روش کنترلی نشان می‌دهد. حداکثر شتاب منفی در دو روش تقریباً یکی است ولی حداکثر شتاب مثبت در روش تناسبی مشتقی انتگرالی بیشتر بوده و همچنین در روش عصبی تطبیقی بیش از ۱/۵ ثانیه سریعتر میرا می‌شود. شکل ۱۳ تغییر مکان در راستای عمودی را نشان می‌دهد. همان طور که از شکل ۱۳ مشاهده می‌شود، در روش تناسبی مشتقی انتگرالی تغییر مکان عمودی ناشی از تندباد به حدود ۵ متر می‌رسد، ولی در روش عصبی تطبیقی کمتر از ۳/۳ متر جابجایی مشاهده می‌شود.

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

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

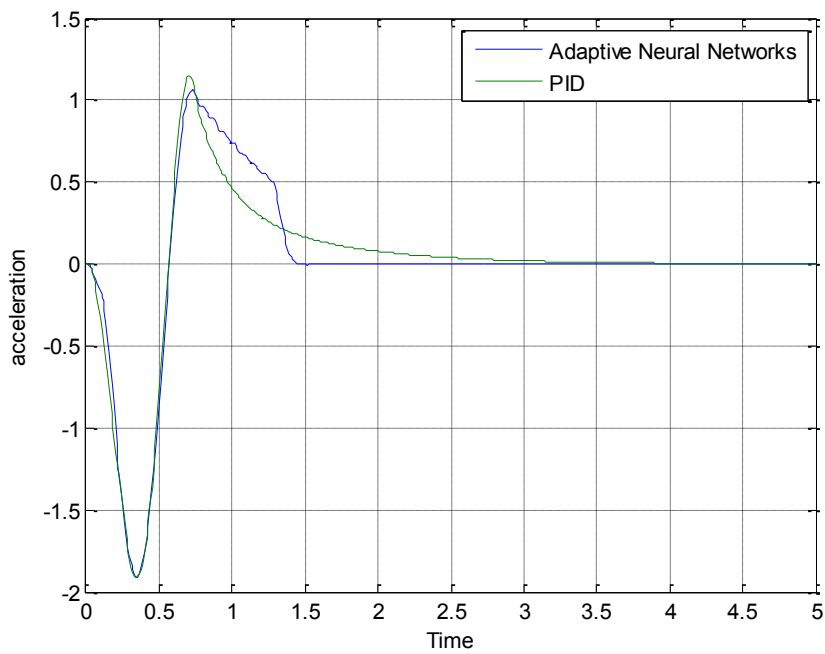
در معادلات فوق، ماتریس‌های A و B دینامیک‌های خطای تعقیب هستند که در معادله (۴۰) تعریف شده‌اند.

در ادامه نتایج برای مدل حلقه بسته با استفاده از کنترلر تطبیقی عصبی بر اساس وارون دینامیک و کنترل‌کننده تناسبی مشتقی انتگرالی برای تندباد با طول موج ۱۱۰ متر آمده است. شکل ۱۰ تا ۱۶ نتایج پاسخ به تندباد ۱- کسینوسی با طول موج ۱۱۰ متر نشان می‌دهد. در شکل ۱۰ مقایسه‌ای بین کنترلر شبکه عصبی تطبیقی و روش کنترل‌کننده 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 خمش بال به مقدار جزئی شده است (شکل ۱۱) ولی زمان میرایی نوسان بال در روش عصبی تطبیقی بیش از ۲/۵



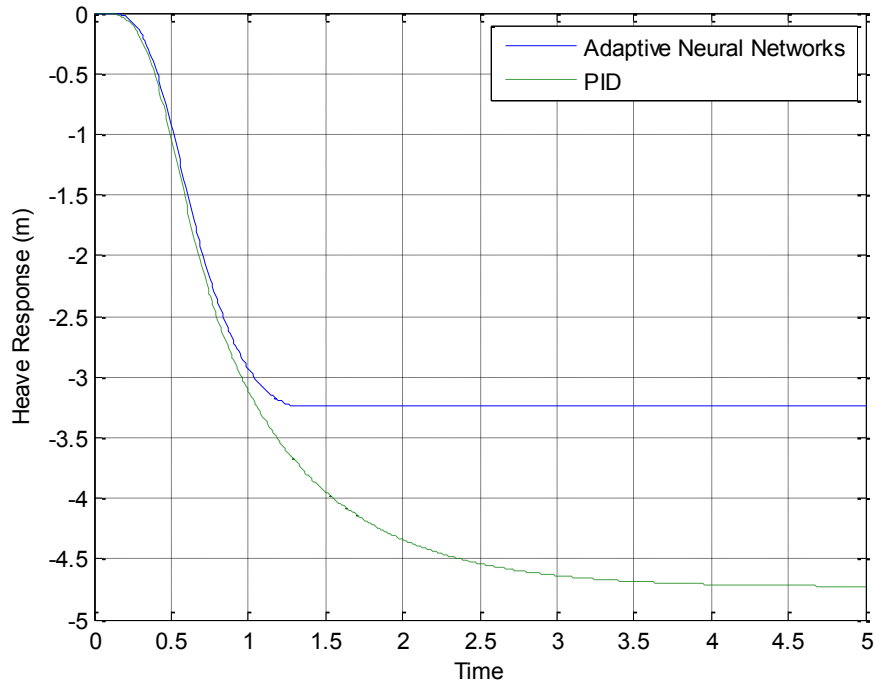
شکل ۱۱. تغییرات خمش بر حسب زمان

Fig. 11. Wing bending versus time



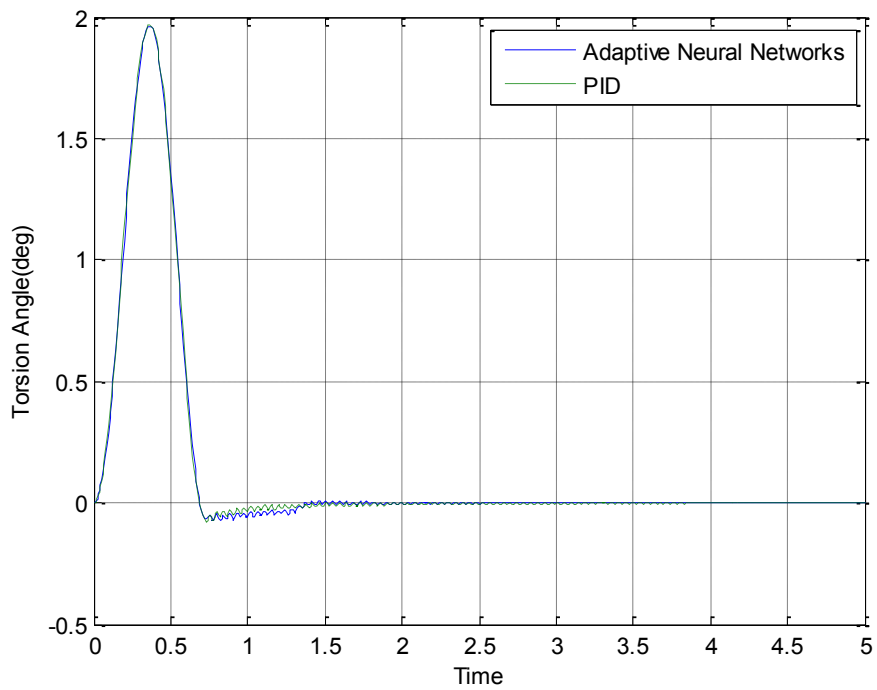
شکل ۱۲. تغییرات شتاب بر حسب زمان

Fig. 12. Heave acceleration versus time



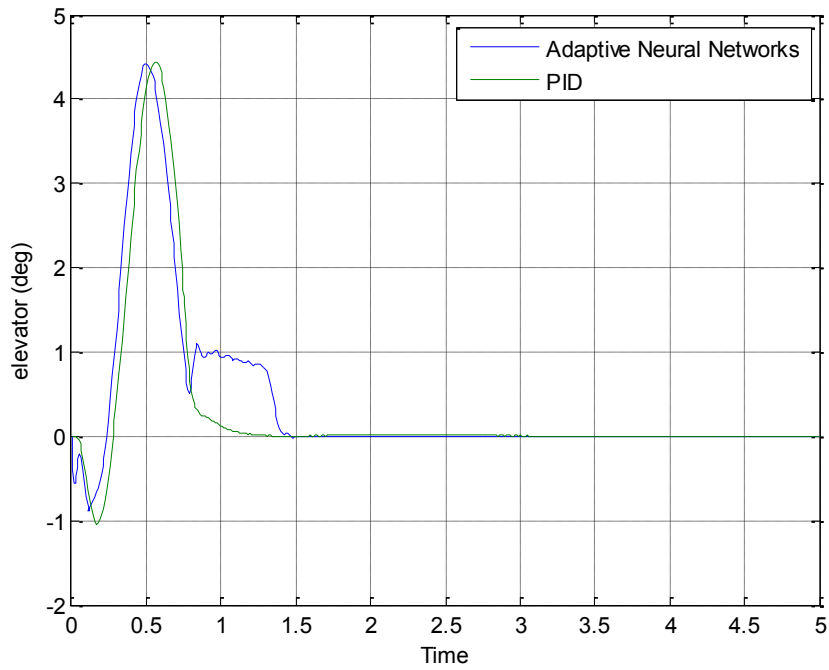
شکل ۱۳. تغییر مکان در راستای عمودی بر حسب زمان

Fig. 13. Heave displacement versus time



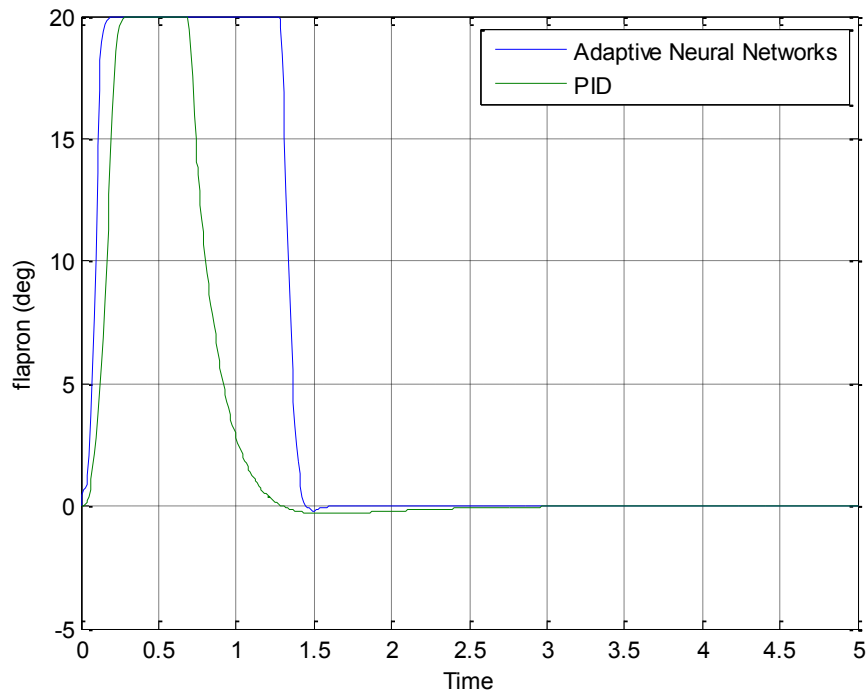
شکل ۱۴. تغییرات پیچش بال بر حسب زمان

Fig. 14. Wing torsion versus time



شکل ۱۵. تغییرات سطح کنترلی الوتور 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 وارده به هواپیما

Table 2. Maximum heave acceleration of aircraft

طول موج (متر)	حداکثر شتاب حلقه بسته (بر حسب شتاب جاذبه)	درصد بهبود کاهش شتاب			حداکثر شتاب حلقه باز	طول موج (متر)
		وارون دینامیک	عصبی تطبیقی	تناسبی مشتقی		
۱۰	۳/۲۰	۳/۲۰	۳/۱۹	۳/۴۴	۳/۲۰	۱۰
۲۰	۳/۰۷	۳/۰۷	۲/۹۷	۳/۲۰	۳/۰۷	۲۰
۳۰	۲/۶۲	۲/۶۲	۲/۳۷	۲/۶۳	۲/۶۲	۳۰
۴۰	۲/۷۰	۲/۷۰	۲/۳۰	۲/۶۴	۲/۷۰	۴۰
۵۰	۲/۶۰	۲/۶۰	۲/۲۳	۲/۴۸	۲/۶۰	۵۰
۶۰	۲/۵۹	۲/۵۹	۲/۰۹	۲/۳۹	۲/۵۹	۶۰
۷۰	۲/۵۴	۲/۵۴	۲/۰۸	۲/۳۲	۲/۵۴	۷۰
۸۰	۲/۵۰	۲/۵۰	۲/۰۳	۲/۲۴	۲/۵۰	۸۰
۹۰	۲/۴۷	۲/۴۷	۱/۹۷	۲/۲۱	۲/۴۷	۹۰
۱۰۰	۲/۴۲	۲/۴۲	۱/۹۳	۲/۱۵	۲/۴۲	۱۰۰
۱۱۰	۲/۳۸	۲/۳۸	۱/۹۱	۲/۱۱	۲/۳۸	۱۱۰

۵- نتیجه گیری

در این مقاله رفتار دینامیکی هواپیماهای انعطاف پذیر بر مبنای یک مدل همگیر صلب-انعطاف پذیر مورد بررسی قرار گرفت. همبستگی موده‌های انعطاف پذیر خمشی و پیچشی و اثر آن بر روی دینامیک کلی هواپیما در شرایط تندباد ۱-کسینوسی نشان داده شد. سپس با استفاده از کنترلر عصبی تطبیقی با بارهای ناشی از تندباد مقابله شده است. کنترلر الویتور بخوبی با نوسانات پیچ ناشی از تندباد مقابله کرده و در کمتر از یک سیکل هواپیما را به حالت تعادل بر می گرداند ولی نمی تواند 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 کنترلر شبکه عصبی تطبیقی با کنترلر تناسبی مشتقی انتگرالی به عمل آمد که نشان دهنده عملکرد بهتر کنترلر شبکه عصبی در کنترل تندباد است. نتایج شبیه سازی نشان می دهد که در طول موج‌های مختلف تندباد عملکرد کنترلر شبکه عصبی تطبیقی بهتر از کنترلر دینامیک وارون و کنترلر تناسبی مشتقی انتگرالی می باشد.

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

حداکثر شتاب عمودی مود صلب هواپیما به تندباد با طول موج‌های مختلف و در حالت حلقه بسته و حلقه باز در جدول ۲ نشان داده شده است. همان طور که از این جدول دیده می شود حداکثر میزان شتاب وارده بر مود صلب هواپیما در طول موج ده متر مشاهده می گردد که با افزایش طول موج روند کاهش دارد. در مقایسه بین حداکثر شتاب عمودی با کنترلر شبکه عصبی تطبیقی، کنترلر وارون دینامیک و کنترلر تناسبی مشتقی انتگرالی در طول موج‌های مختلف تندباد مشاهده می شود که در همه طول موج‌ها عملکرد کنترلر شبکه عصبی بهتر بوده است. همچنین درصد کاهش شتاب عمودی به نسبت حلقه باز نیز در جدول ۲ نشان داده شده است. همان طور که در جدول ۲ آمده است، در طول موج ۱۰ متر روش عصبی تطبیقی در کاهش شتاب تأثیری بیشتری نسبت به روش‌های تناسبی مشتقی انتگرالی و وارون دینامیک داشته است. روش کنترلر کلاسیک حتی به میزان جزئی 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. Haghghat, 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 هواپیما (m/s) u

حرکت هواپیما در جهت پلانچ z

حرکت بال در جهت پلانچ h

حرکت زاویه‌ای بال در جهت پیچ α

حرکت زاویه‌ای هواپیما در جهت پیچ θ

سرعت تندباد (m/s) w_g

جرک بال هواپیما m_w

جرم بدنه هواپیما m_f

چگالی هوا ρ

فاصله بین محور الاستیک بال و وسط وتر بال a

فاصله بین محور الاستیک بال و مرکز جرم هواپیما ℓ_w

فاصله بین محور الاستیک بال و مرکز جرم بال bx_α

مساحت بال هواپیما S_w

مساحت دم هواپیما S_t

شیب ضریب برآ بال a_w

شیب ضریب برآ دم a_t

ضریب ممان پیچشی هواپیما $I_{c.g}^f$

ضریب ممان پیچشی بال I_α

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, NONLINEAR ADAPTIVE 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. Masrou, 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 Control, 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. Masrou, 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

