

تحلیل دینامیکی هواپیمای انعطاف‌پذیر در اغتشاشات جوی

جواد مسرور، سید حسین ساداتی*، مرتضی شهری

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

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۶/۰۹/۲۷
بازنگری: ۱۳۹۷/۱۰/۰۳
پذیرش: ۱۳۹۷/۰۶/۱۶
ارائه آنلاین: ۱۳۹۷/۱۰/۱۱

کلمات کلیدی:

هواپیمای انعطاف‌پذیر
رفتار آیرولاستیک
تندباد، آیرودینامیک شبه‌پایا
پاسخ دینامیکی

خلاصه: انعطاف‌پذیری سازه هواپیما باعث بروز مسایل و مشکلات متعددی می‌گردد که این مشکلات بعضاً می‌توانند سلامت و ایمنی پرواز هواپیما را به مخاطره اندازند. این پدیده باعث تغییر در پاسخ دینامیکی هواپیما به سطوح کنترل و اغتشاشات جوی می‌گردد. همچنین این امر اثرات نامطلوبی در کنترل‌پذیری هواپیما توسط خلبان، و خوش‌دستی آن به همراه دارد. لذا بررسی اثرات انعطاف‌پذیری سازه روی پاسخ‌های پروازی هواپیما از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است که این امر مستلزم یکپارچه‌سازی معادلات حرکت و ارتعاشی هواپیما می‌باشد. دینامیک هواپیمای پهن‌پیکر با زیرسازه‌های بلند و انعطاف‌پذیر بر مبنای یک مدل شش درجه آزادی که ترکیب دو درجه آزادی صلب و چهار درجه آزادی انعطاف‌پذیر است، توسعه داده شده است. برای توصیف برهم‌کنش سیال با سازه از مدل آیرودینامیک شبه‌پایا استفاده شده است. توسعه مودهای انعطاف‌پذیر در مدل حاضر نسبت به مدل‌های قبلی موجود، با توجه به ساختار پیکربندی هواپیمای مورد نظر، موجب افزایش دقت و اعتبار پیش‌بینی رفتار دینامیکی، بویژه در شرایط پروازی خاص، از جمله پاسخ به تندبادهای گسسته شده است. ماهیت این دسته از تحریک‌های خارجی به گونه‌ای است که طیف گسترده‌تری از مودهای الاستیک تحریک شده و سهم انرژی کرنشی ناشی از انعطاف‌پذیری در دینامیک عمومی هواپیما افزایش می‌یابد. در شبیه‌سازی‌های انجام شده تأثیر عوامل مختلف از جمله پروفیل و طول موج تندباد بر روی رفتار دینامیکی بررسی شده است.

۱- مقدمه

از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است که این امر مستلزم یکپارچه‌سازی معادلات حرکت و ارتعاشی هواپیما می‌باشد. روند معمول در مطالعه دینامیک هواپیما مبتنی بر جداسازی مقیاس‌های زمانی بین مودهای الاستیک و بدنه صلب می‌باشد که باعث جداسازی تحلیل دینامیک پرواز و آیرولاستیسیته می‌شود. این روند معمولاً از واکنش‌های ساده بین این دو حوزه صرف‌نظر می‌کند. بهرحال، این روش استاندارد برای مدل‌سازی یک پرنده انعطاف‌پذیر مناسب نمی‌باشد و نیاز به توسعه روش‌های پیشرفته تحلیلی چندوجهی حوزه زمانی (سازه، آیرولاستیک، آیرودینامیک، جو، مواد، پیش‌رانه، کنترل و غیره) مناسب هواپیماهای دارای بدنه انعطاف‌پذیر و تغییرشکل‌پذیر می‌باشد که بتواند رفتار غیرخطی دینامیک هواپیما را بیان کند. ون شور و همکاران [۱] خصوصیات آیرولاستیک و کنترل یک هواپیمای بسیار انعطاف‌پذیر را مطالعه کردند. تأثیرات غیرخطی فقط در آیرولاستیسیته استاتیک در نظر گرفته شد و پاسخ دینامیکی هواپیما بر اساس مدل‌های خطی صورت گرفت. محاسبات پایداری هواپیما در شرایط مختلف پروازی نشان داد که تغییرشکل‌های بزرگ تأثیر مهمی در خصوصیات دینامیک پرواز هواپیما داشته‌اند. میروویچ و توزکو [۲]

انعطاف‌پذیری سازه هواپیما باعث بروز چالش‌های متعددی در دینامیک و کنترل پرواز می‌گردد که بعضاً می‌توانند سلامت و ایمنی پرواز هواپیما را به مخاطره اندازند. در برخی موارد نیز اگرچه اثرات انعطاف‌پذیری سازه مخاطره آمیز نمی‌باشد، اما بروز مشکلاتی مانند کاهش خوش‌دستی هواپیما و یا عدم دقت اتوپیلوت را سبب می‌گردد. انعطاف‌پذیری سازه باعث تغییر در پاسخ دینامیکی هواپیما به سطوح کنترل و باد می‌گردد. همچنین این امر اثرات نامطلوبی در کنترل‌پذیری هواپیما توسط خلبان، و خوش‌دستی آن به همراه دارد. کاهش وزن سازه، عدم پایداری استاتیکی و بکارگیری سیستم‌های کنترل پس‌خور بسیار پیچیده باعث کاهش میزان فاصله فرکانس‌های مودهای پروازی هواپیمای صلب و فرکانس مودهای ارتعاشی می‌گردد. به علاوه قابلیت بکارگیری سیستم‌های کنترل با قابلیت ایجاد تغییر شکل در سازه نیاز به مدل‌سازی دقیق وسیله پرنده با در نظر گرفتن انعطاف‌پذیری سازه دارد. لذا بررسی اثرات انعطاف‌پذیری سازه روی پاسخ‌های پروازی هواپیما

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



بنابراین تخمین رفتار آیروالاستیک و تضمین مرز فلاتر بال هواپیما در جریان تراکم ناپذیر مناسب نیست. در مرجع نامبرده از روابط لاگرانژ و انرژی جنبشی برای شبیه‌سازی رفتار آیروالاستیسیته بال استفاده شده است. تحلیل مقاطع و بررسی رفتار آیروالاستیک و ناپایداری فلاتر بال با استفاده از روش اجزای محدود با فرض جزء پوسته به همراه آثار غیرخطی ناشی از تغییر شکل‌های بزرگ هندسی در [۹] انجام شده است. از طرف دیگر شبیه‌سازی رفتار بال با استفاده از معادله تیر در پرنده‌ی کاملاً الاستیک در [۱۰] مورد بررسی واقع شده است. استفاده از برنامه‌هایی مشابه مرجع‌های [۹ و ۱۰] به دلیل زمان بر بودن برای تحلیل آیروالاستیک بال تنها مقرون به صرفه نبوده و نیاز به استفاده از الگوهای ساده‌تری به صورت بسیار محسوس حتی برای بال وجود دارد. چنانچه بدنه نیز به این تحلیل اضافه شود پیچیدگی مساله دوچندان خواهد شد. حدادپور و اشکتراب [۱۱] با استفاده از روش لاگرانژ و آیرودینامیک شبه‌پایا معادلات حاکم بر مساله به بررسی رفتار الاستیک بال هواپیما در شرایط پرواز پرداختند. این بررسی با تغییرات محل مرکز جرم هواپیما، مرکز جرم بال، سختی پیچشی و خمشی بال هواپیما صورت گرفته است که نتایج حاصل از آن بر سرعت و فرکانس فلاتر نشان داده شده است.

بررسی برهم‌کنش دینامیک صلب کل هواپیما و تغییر شکل‌های الاستیک زیرسازه‌های انعطاف‌پذیر با رویکرد جدید، تحلیل پاسخ هواپیما با ویژگی فوق به اثرات تندباد و تغییر در متغیرهای دینامیک پرواز هواپیمای الاستیک، توسعه مدل دینامیکی بال الاستیک با در نظر گرفتن درجات آزادی خمشی و پیچشی در نظر گرفتن اختلاف زمانی رسیدن تندباد به بال و دم هواپیما و تاثیر آن بر روی دینامیک کل هواپیما الاستیک، مواردی است که در مطالعه حاضر بدان پرداخته شده است. در ادامه مدل‌های تندباد و نحوه اعمال آن به هواپیما توضیح داده شده است. سپس مدل دینامیکی مربوطه توسعه داده شده است و در بخش آخر نتایج شبیه‌سازی مدل توسعه داده شده مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.

۲- توسعه مدل دینامیکی

اغتشاشات جوی تندباد نامیده می‌شود. تندباد در اثر اختلاف دما میان دو منطقه به وجود می‌آید. اگرچه اغتشاش یک پدیده پیچیده است ولی معمولاً برای طراحی به یکی از این دو صورت ایده‌ال دسته‌بندی می‌شود. الف) تندباد گسسته که سرعت تندباد به صورت مشخص تغییر می‌کند و دارای انواع مختلفی است. رایج‌ترین نوع آن در برخورد با هواپیماهای بال ثابت تند باد "۱-کسینوسی" است. این تندباد با رابطه زیر مدل می‌شود [۱۲].

به بررسی دینامیک و کنترل هواپیمای انعطاف‌پذیر در هنگام مانور پرداختند. آنها در این کار دینامیک سازه، آیرودینامیک و کنترل را بطور یکپارچه در نظر گرفتند. این فرمول یکپارچه شامل درجات آزادی بدنه صلب، تغییر شکل‌های الاستیک و نیروهای عمل‌کننده بر روی هواپیما بود که شامل نیروی جاذبه، پیشران، آیرودینامیک، نیروهای کنترلی و اغتشاشات جوی می‌شد. در [۳] نرم‌افزار اسوینگ را برای طراحی مقدماتی هواپیما ایجاد نمود. این نرم‌افزار یک ابزار شبیه‌سازی دینامیکی برای هواپیماهای بسیار انعطاف‌پذیر است که شامل چهار زیرسیستم کوپل شده سازه، آیرودینامیک، دینامیک پرواز و کنترل می‌باشد. سازه شامل یک سری تیرهای غیرخطی متصل به هم است که می‌تواند جابجایی زیادی داشته باشد. مدل آیرودینامیک براساس شبکه/گردابه‌ای تراکم‌پذیر می‌باشد. بالدای و همکاران [۴] یک فرمولاسیون معرفی کردند که تاثیر آیروالاستیسیته را برای مدل‌های صلب چرخشی و انتقالی هواپیما بررسی می‌کرد. کارهای اخیر در زمینه مدل‌سازی دینامیک هواپیمای انعطاف‌پذیر شامل کارهای نگوین [۵] است که اثر نیروی پیشراش را دخیل کرد و زائو و رن که بال را بصورت سیستم چندتکه در نظر گرفتند و مدل آیرودینامیک دوبعدی را استفاده کردند. گروه‌هایی در جریاتک با هاجز، پتیل و همکاران [۶] و دانشگاه میشیگان که بوسیله سزینک هدایت می‌شدند، پرکارترین افراد در زمینه مدل‌سازی هواپیمای هیل بوده‌اند. در بیشتر کارهای انجام شده، روش براساس ترکیب مدل‌های هندسی-دقیق تیر کامپوزیت و آیرودینامیک دوبعدی حالت محدود بوده است. مشخصات کامل یک هواپیمای خیلی انعطاف‌پذیر با پیکربندی معمول بدنه - دم بررسی شده است. نتایج عددی بسیار زیاد بدست آمده اهمیت مدل‌سازی غیرخطی سازه را در مقابل تحلیل‌های سازه‌ای خطی شده نشان می‌دهد. آقای اسکار گزنالس [۷] به بررسی آیرودینامیک و تحلیل پایداری یک پهپاد انعطاف‌پذیر پرداخت. تحلیل آیرودینامیک و سازه توسط کد اسوینگ انجام گرفته است. این کد یک نرم افزار برای آنالیز آیرودینامیک، سازه و پاسخ کنترلی هواپیماهایی است که دارای اجزاء انعطاف‌پذیر می‌باشند. نتایج آیرودینامیکی با اطلاعات بدست آمده از کدهای مهندسی و تحلیلی دیگر مقایسه شده است و همخوانی خوبی در ضرایب پایداری طولی دیده می‌شود، اما برای ضرایب عرضی-سمتی همخوانی کمی وجود دارد. شبه‌پایا می‌تواند در بعضی موارد دربرگیرنده خطای بسیار زیادی در تخمین ناپایداری آیروالاستیک باشد. رفتار آیروالاستیک و ناپایداری فلاتر بال هواپیما در جریان تراکم ناپذیر در [۸] مورد مطالعه واقع شده و بیان شده است که فرض آیرودینامیک شبه‌پایا، اگر چه برای حالت‌هایی از جریان فراصوتی نتایج قابل قبولی ارائه می‌دهد، اما در رژیم جریان فروصوتی استفاده از این فرض با خطای بالایی همراه است و

$$\vec{\omega} = \dot{\theta} \vec{j} \quad (7)$$

$$\vec{r}_0 = x \vec{i} + z \vec{k} \quad (8)$$

$$\vec{V} = \vec{r}' = (u + \dot{\theta} z) \vec{i} + (w - \dot{\theta} x) \vec{k} \quad (9)$$

$$\vec{\omega} \times \vec{r}_0 = \dot{\theta} z \vec{i} - \dot{\theta} x \vec{k} \quad (10)$$

در نهایت سرعت مورد نظر برای هر نقطه با جایگذاری روابط فوق مطابق با رابطه (۱۰) بدست می‌آید.

$$\begin{aligned} \vec{V} \vec{V}' &= (u + \dot{\theta} z)^2 + (w - \dot{\theta} x)^2 \\ &= u^2 + z^2 \dot{\theta}^2 + 2u\dot{\theta} + w^2 + \dot{\theta}^2 - 2wx\dot{\theta} \\ &= (u^2 + w^2) + (x^2 + z^2) \dot{\theta}^2 + 2uz\dot{\theta} - 2wx\dot{\theta} \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \int (\vec{V} \vec{V}') dM = \frac{1}{2} \int (u^2 + w^2) dM + \frac{1}{2} \int (u^2 + w^2) dM \\ &= \frac{1}{2} \int (x^2 + z^2) \dot{\theta}^2 dM + \frac{1}{2} \times (2u\dot{\theta} \int z dM + 2wx\dot{\theta} \int x dM) \end{aligned} \quad (12)$$

و x و z در حقیقت همان \vec{r}_0 در بدنه صلب هستند و از آنجایی که \vec{r}_0 نسبت به مرکز جرم سنجیده می‌شود لذا دو ترم معادله آخر برابر صفر خواهد بود و معادله انرژی جنبشی بدنه صلب هواپیما به شکل زیر محاسبه خواهد شد.

$$\begin{aligned} T_f &= \frac{1}{2} \int (u^2 + w^2) dM + \frac{1}{2} \int (x^2 + z^2) \dot{\theta}^2 dM \\ &= \frac{1}{2} (u^2 + w^2) + \frac{1}{2} I \dot{\theta}^2 \end{aligned} \quad (13)$$

محاسبه انرژی جنبشی در بال الاستیک مطابق با رابطه (۵) در قسمت قبل با در نظر گرفتن بردار جابجایی الاستیسته بال \vec{e} ، و سرعت در هر نقطه محاسبه شده است.

$$\vec{V}' = \vec{r}' = \vec{v}_{CG} + (\vec{\omega} \times \vec{r}_0) + \vec{e}' + \vec{\omega} \times \vec{e} \quad (14)$$

در رابطه فوق عبارت اول همان سرعت مرکز جرم هواپیما در دستگاه بدنی و عبارت بعدی سرعت بدنه در نقطه اتصال به بال است. همچنین پارامتر \vec{e} معادل با l_w فاصله مرکز آیرودینامیکی بال تا مرکز جرم هواپیما می‌باشد.

$$\vec{v}_{CG} = u \vec{i} + w \vec{k} \quad (15)$$

$$\vec{e} = (x' \cos \alpha) \vec{i} + (h + x' \sin \alpha) \vec{k} = x' \vec{i}' + (h + x' \alpha') \vec{k}' \quad (16)$$

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

که t زمان بر حسب ثانیه، 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 تعادل هواپیما بر حسب متر بر ثانیه است. در این مدل طول موج تندباد برابر ۲۵ برابر وتر متوسط آیرودینامیکی فرض می‌شود [۱۲]. عدد ۲۵ از آنجا بدست آمده است که مطالعات نشان داده است با بیشترین ضریب بار القایی ارتباط دارد.

$$L = 25 \bar{C} \quad (3)$$

ب) تندباد پیوسته که در آن سرعت تندباد بصورت تصادفی تغییر می‌کند، و مدل‌های مختلفی دارد که از جمله مدل فون کارمن و مدل درایدن است. در اینجا مدل تندباد در نظر گرفته شده از نوع تندباد گسسته است و بصورت نیروی خارجی در معادلات در نظر گرفته می‌شود و باعث ایجاد نیروی برآ می‌گردد.

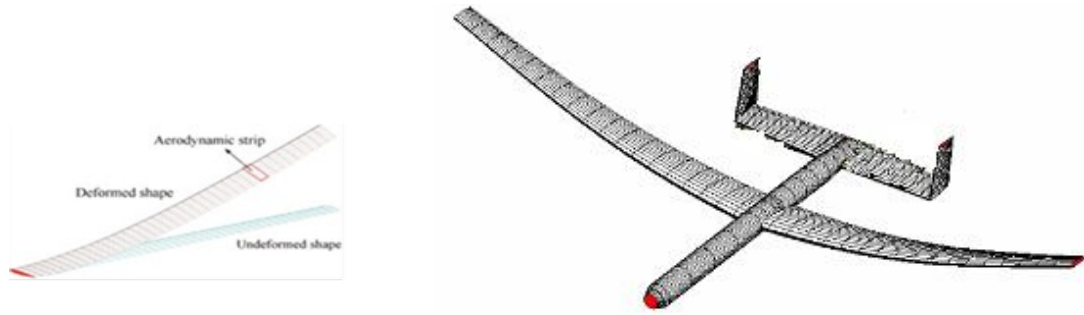
$$f = \Delta L = .5 \rho u^2 \frac{w_g}{u} \quad (4)$$

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 شده است. روابط به دست آمده در این قسمت بر اساس الگوی شبه‌پایا نوشته شده است [۱۱]. برای محاسبه انرژی جنبشی باید سرعت هر نقطه از بدنه را حساب نمود. بردار موقعیت هر نقطه از پرند نسبت به مرکز جرم بر اساس رابطه (۵) بدست می‌آید. در رابطه فوق به علت الاستیک نبودن بدنه در ادامه برای محاسبه سرعت در بدنه صلب، بردار الاستیسیته \vec{e} در نظر گرفته نشده است.

در رابطه (۵) سرعت مرکز جرم پرند در دستگاه بدنی، موقعیت هر نقطه روی بدنه نسبت به مرکز جرم و $\vec{\omega}$ سرعت زاویه‌ای پیچش هواپیما است.

$$\vec{r}' = \vec{v}_{CG} + (\vec{\omega} \times \vec{r}_0) \quad (5)$$

$$\vec{v}_{CG} = u \vec{i}' + w \vec{k}' \quad (6)$$



شکل ۱: تغییر شکل الاستیک بال

Fig. 1. Elastic deformation of the wing

که η_i و ϕ_i محورهای مختصات عمومی برای بیان خمش و پیچش می‌باشند. پارامترهای Ψ_i و Θ_i شکل مودهای خمش و پیچش هستند که به صورت رابطه (۲۴) تعریف می‌گردد:

$$\begin{aligned} \Theta_i &= \sqrt{2} \sin(\gamma_i y) \\ \Psi_i &= \cosh(\alpha_i y) - \cos(\alpha_i y) - \beta_i [\sinh(\alpha_i y) - \sin(\alpha_i y)] \end{aligned} \quad (24)$$

مقادیر $\alpha_i l, \beta_i$ و γ_i تیر یک سرگیردار برای $i \leq 6$ را می‌توان از جدول ۱ استخراج کرد:

برای $i \geq 6$ مقادیر $\alpha_i l, \beta_i$ و γ_i را می‌توان از رابطه (۲۵) بدست آورد.

$$\begin{aligned} \alpha_i l &= (2i-1)\pi/2 \\ \gamma_i &= \alpha_i \\ \beta_i &= \frac{\cosh(\alpha_i l) + \cos(\alpha_i l)}{\sinh(\alpha_i l) + \sin(\alpha_i l)} \end{aligned} \quad (25)$$

مطابق رابطه (۲۳)، مقادیر مربوط به انرژی جنبشی و انرژی کرنشی برای

Table 1. Values of $\alpha_i l, \beta_i, \gamma_i$ for $(i \leq 6)$ for clamped-free beam [13]

جدول ۱: مقادیر $\alpha_i l, \beta_i, \gamma_i$ برای تیر یک سرگیردار برای $i \leq 6$ [۱۳]

۱	۲	۳	۴	۵	i
۱/۸۷۵۱۰	۴/۶۹۴۰۹	۷/۸۵۴۷۶	۱۰/۹۹۶۶	۱۴/۱۳۷۲	$\alpha_i l$
۱/۵۷۰۸۰	۴/۷۱۲۳۹	۷/۸۵۳۹۸	۱۰/۹۹۵۶	۱۴/۱۳۷۲	γ_i
۰/۷۳۴۰۹۶	۱/۰۱۸۴۷	۰/۹۹۹۲۲۴	۱/۰۰۰۰۳	۰/۹۹۹۹۹۹	β_i

$$\vec{e} = (\dot{h} + x' \dot{\alpha}) \vec{k} \quad (17)$$

$$\omega = \dot{\theta} \vec{j} \quad (18)$$

پارامتر \vec{e} در رابطه (۱۶) جابجایی الاستیک بال می‌باشد.

$$\vec{\omega} \times \vec{r}_0 = -l_w \dot{\theta} \vec{k} \quad (19)$$

$$\vec{e} + \vec{\omega} \times \vec{e} = \dot{h} \vec{k} + x' \dot{\alpha} \vec{k} + x' \dot{\theta} \vec{k} \quad (20)$$

و با جاگذاری در رابطه (۱۴) خواهیم داشت:

$$\vec{V} = \vec{u}_i + (w - l_w \dot{\theta} + \dot{h} + x' \dot{\alpha} + x' \dot{\theta}) \vec{k} \quad (21)$$

در حالتی که بال بصورت تیر مدل شود (شکل ۱)، می‌توان با استفاده از روش لاگرانژ، معادلات انرژی جنبشی تیر را بدست آورد. فرض می‌شود که h جابجایی سطح مقطع در جهت z و α دوران حول محور y است (محور طولی بال). با توجه به این تعریف می‌توان سرعت هر نقطه از سطح مقطع را به صورت رابطه (۲۲) تعیین کرد:

$$V = z \frac{\partial \alpha}{\partial t} \vec{i} + \left(\frac{\partial h}{\partial t} - x \frac{\partial \alpha}{\partial t} \right) \vec{k} \quad (22)$$

برای بال مورد نظر مودهای ارتعاشات آزاد غیر کوپل رابطه (۲۳) برای پیچش و خمش فرض می‌گردد:

$$\begin{aligned} h(y, t) &= \sum_{i=1}^{N_w} \eta_i(t) \Psi_i(y) \\ \alpha(y, t) &= \sum_{i=1}^{N_w} \phi_i(t) \Theta_i(y) \end{aligned} \quad (23)$$

تیر به صورت رابطه (۲۶) بازنویسی می‌شود:

$$T_i = \frac{1}{2} m_i (u^2 + w^2) + \frac{1}{2} m_i (l_i^2 \dot{\theta}^2 + 2wl_i \dot{\theta}) + m_i b_i x_{\alpha_i} (w \dot{\theta} + l_i \dot{\theta}) + \frac{1}{2} I_i \dot{\theta}^2 \quad (31)$$

در معادله بالا فاصله محور الاستیک دم از مرکز جرم هواپیما است. دم انرژی جنبشی کل هواپیما شامل مجموع انرژی جنبشی مربوط به بدنه صلب، بال الاستیک و دم افقی است که با رابطه (۳۲) بیان می‌گردد.

$$T = T_f + T_w + T_i \quad (32)$$

برای یک تیر با سختی خمشی EI و سختی پیچشی GJ ، انرژی کرنشی (انرژی پتانسیل) را می‌توان به صورت رابطه (۳۳) محاسبه کرد.

$$U = \frac{1}{2} \int_0^l \left[EI \left(\frac{\partial^2 h}{\partial y} \right)^2 + GJ \left(\frac{\partial \alpha}{\partial y} \right)^2 \right] dy \quad (33)$$

برای محاسبه نیروهای تعمیم یافته الاستیک Q_z و Q_h از رابطه لاگرانژ (۳۴) استفاده می‌گردد.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial \bar{U}}{\partial q_i} = Q_i, \quad (34)$$

$$, i = 1, 2, 3, 4 \quad q_1 = z, \quad q_2 = \theta, \quad q_3 = h, \quad q_4 = \alpha$$

روابط لاگرانژ (۳۵) و (۳۶) برای محاسبه نیروهای ناشی از دینامیک پرواز پرنده Q_z و Q_θ ، بکار گرفته می‌شود.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\theta}} \right) = Q_\theta \quad (35)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{w}} \right) - \dot{\theta} \frac{\partial T}{\partial w} = Q_z \quad (36)$$

$$\dot{z} = w \quad (37)$$

$$Q_z = (m_w + m_t + m_f) \ddot{z} + m_1 \ddot{\theta} + m_w \ddot{h} + m_2 \ddot{\alpha} - (m_w + m_t + m_f) \dot{\theta} \quad (38)$$

$$Q_\theta = m_1 \ddot{z} + m_3 \ddot{\theta} + m_4 \ddot{h} + m_5 \ddot{\alpha}$$

$$Q_h = m_w \ddot{z} + m_4 \ddot{\theta} + m_w \ddot{h} + m_2 \ddot{\alpha} + 2k_h h$$

$$Q_\alpha = m_2 \ddot{z} + m_5 \ddot{\theta} + m_2 \ddot{h} + m_2 \ddot{\alpha} + 2k_\alpha \alpha$$

$$T = \frac{\bar{m}l}{2} \left[\sum_{i=1}^{N_w} \eta_i^2 + b^2 r^2 \sum_{i=1}^{N_\theta} \phi_i^2 - 2bx_\theta \sum_{i=1}^{N_w} \sum_{i=1}^{N_\theta} A_{ij} \phi_i \dot{\eta}_i \right] \quad (26)$$

در معادله بالا b نصف متر تیر، x_θ فاصله مرکز جرم تیر تا محور الاستیک تیر است. A_{ij} در عبارت دوم به صورت رابطه (۲۷) محاسبه می‌گردد:

$$A_{ij} = \frac{1}{l} \int_0^l \Theta_i \Psi_j dy, \quad i = 1, 2, \dots, N_\theta, \quad j = 1, 2, \dots, N_w \quad (27)$$

با در نظر گرفتن $m_w = \int \mu dx'$ ، $m_w b_w x_{aw} = \int x' \mu dx'$ و $I_w = \int x'^2 \mu dx'$ مقدار انرژی جنبشی بال با در نظر گرفتن مودهای صلب انتقالی پرنده و درجات آزادی و با جایگزینی α, h از رابطه (۲۳) به صورت رابطه (۲۸) محاسبه می‌گردد. m_w جرم بال، b_w نصف وتر بال، I_w ممان اینرسی حول مرکز جرم بال و x_{aw} فاصله بدون بعد مرکز جرم از محور الاستیک بال است.

$$T_w = \frac{1}{2} m_w (u^2 + w^2) + \frac{1}{2} m_w (l_w^2 \dot{\theta}^2 + \dot{h}^2 - 2wl_w \dot{\theta} + 2wh \dot{\theta} - 2l_w \dot{\theta} \dot{h}) + m_w b_w x_{\alpha_w} (w \dot{\alpha} + w \dot{\theta} - l_w \dot{\alpha} \dot{\theta} - l_w \dot{\theta}^2 - \dot{h} \dot{\alpha} + \dot{h} \dot{\theta}) + \frac{1}{2} (\dot{\alpha}^2 + \dot{\theta}^2 + 2\dot{\alpha} \dot{\theta}) \quad (28)$$

اگر با در نظر گرفتن انرژی جنبشی برای دم افقی، روابط (۲۹) و (۳۰) را تشکیل می‌دهیم:

$$\bar{V} = u\bar{i} + (w + l_t \dot{\theta} + x' \dot{\theta}) \bar{k} \quad (29)$$

$$T_t = \frac{1}{2} \int |\bar{V}|^2 dm = \frac{1}{2} \int |\bar{V}|^2 \mu dx' \quad (30)$$

در این جا نیز همانند بال با در نظر گرفتن، $m_t = \int \mu dx'$ و $m_t b_t x_{at} = \int x' \mu dx'$ مقدار انرژی جنبشی دم به صورت رابطه (۳۱) محاسبه می‌شود. m_t جرم بال، b_t نصف وتر بال و I_t ممان اینرسی حول مرکز جرم بال است.

$$\begin{aligned}
 M_{E.A} &= \frac{1}{2} \rho U^2 c^2 C_{M_{LE}} \\
 &= \frac{1}{2} \rho U^2 (2b_w)^2 \frac{a_w}{2} \\
 &\times \left\{ -\frac{b_w a^2}{U} (\dot{\alpha} + \dot{\theta}) + \left(a + \frac{1}{2} \right) \left(\alpha + \theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{h}}{U} - \frac{l_w \dot{\theta}}{U} \right) \right\} \\
 &= \frac{1}{2} \rho U^2 b_w a_w S_w \\
 &\times \left\{ -\frac{b_w a^2}{U} (\dot{\alpha} + \dot{\theta}) + \left(a + \frac{1}{2} \right) \left(\alpha + \theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{h}}{U} - \frac{l_w \dot{\theta}}{U} \right) \right\} \\
 &= \frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w \\
 &\times \left\{ -\frac{b_w^2 a^2}{U} (\dot{\alpha} + \dot{\theta}) + b_w \left(a + \frac{1}{2} \right) \left(\alpha + \theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{h}}{U} - \frac{l_w \dot{\theta}}{U} \right) \right\}
 \end{aligned} \quad (45)$$

در نهایت با برابر قرار دادن Q_i های بدست آمده و مرتب نمودن روابط مربوط به نیروهای آیرودینامیکی و سازه‌ای، ماتریس ضرایب را می‌توان مطابق رابطه (۴۶) تشکیل داد.

$$\begin{aligned}
 (M_s + M_a) \ddot{q} + (C_s + C_a) \dot{q} + (K_s + K_a) q &= F \\
 q_1 = z, \quad q_2 = \theta, \quad q_3 = \eta_1 \\
 q_4 = \eta_2, \quad q_5 = \phi_1, q_6 = \phi_2
 \end{aligned} \quad (46)$$

که در عبارت بالا z و مودهای صلب، η_1 و η_2 دو مود خمشی بال و ϕ_1 و ϕ_2 دو مود پیچشی بال هستند.

$$M_s = \begin{bmatrix} m_w + m_i + m_f & m_1 & m_w & m_w & m_2 & m_2 \\ m_i & m_3 & m_4 & m_4 & m_5 & m_5 \\ m_w & m_4 & m_w & 0 & A_{11} \times m_2 & A_{12} \times m_2 \\ m_w & m_4 & 0 & m_w & A_{21} \times m_2 & A_{22} \times m_2 \\ m_2 & m_5 & A_{11} \times m_2 & A_{12} \times m_2 & A_{11} \times I_w & A_{12} \times I_w \\ m_2 & m_5 & A_{21} \times m_2 & A_{22} \times m_2 & A_{21} \times I_w & A_{22} \times I_w \end{bmatrix} \quad (47)$$

$$M_a = [0] \quad (48)$$

مقدار m و A قبل از روابط (۳۹) و (۲۷) تعریف شده است.

$$C_s = [0] \quad (49)$$

$$C_a = \begin{bmatrix} c_1 & c_2 & c_3 & c_3 & c_4 & c_4 \\ c_5 & c_6 & c_7 & c_7 & c_8 & c_8 \\ c_9 & c_{10} & c_9 & 0 & A_{11} \times c_4 & A_{12} \times c_4 \\ c_9 & c_{10} & 0 & c_9 & A_{21} \times c_4 & A_{22} \times c_4 \\ c_{11} & c_{12} & A_{11} \times c_{11} & A_{12} \times c_{11} & A_{11} \times c_{13} & A_{12} \times c_{13} \\ c_{11} & c_{12} & A_{21} \times c_{11} & A_{22} \times c_{11} & A_{21} \times c_{13} & A_{22} \times c_{13} \end{bmatrix} \quad (50)$$

$$\begin{aligned}
 m_1 &= -m_w l_w + m_w b_w x_{\alpha_w} + m_i l_i + m_i b_i x_{\alpha_i} \\
 m_2 &= m_w b_w x_{\alpha_w} \\
 m_3 &= -m_w l_w^2 - 2m_w b_w x_{\alpha_w} l_w + m_i l_i^2 \\
 &\quad + 2m_i b_i x_{\alpha_i} l_i + I_w + I_i + I \\
 m_4 &= -m_w l_w + m_w b_w x_{\alpha_w} \\
 m_5 &= m_w b_w x_{\alpha_w} l_w + I_w
 \end{aligned} \quad (39)$$

نیروهای تعمیم یافته Q_i را می‌توان با استفاده از رابطه کار مجازی (۴۰) بدست آورد.

$$\begin{aligned}
 \delta W &= L_w [-\delta z - \delta h + \ell_w \delta \theta] + M_{E.A} (\delta \theta + \delta \alpha) \\
 &\quad + W \delta z + L_T [-\delta z - \ell_T \delta \theta] \\
 &= Q_z \delta z + Q_\theta \delta \theta + Q_h \delta h + Q_\alpha \delta \alpha
 \end{aligned} \quad (40)$$

که L_w و L_T بترتیب نیروی برای بال و دم، ℓ_w و ℓ_T فاصله مرکز جرم بال و دم از مرکز جرم هواپیما، و $M_{E.A}$ ممان حول محور الاستیک بال می‌باشد.

$$\begin{aligned}
 Q_z &= -L_w + W - L_T \\
 Q_\theta &= \ell_w L_w + M_{E.A} - \ell_T L_T \\
 Q_h &= -L_w \\
 Q_\alpha &= M_{E.A}
 \end{aligned} \quad (41)$$

نیروهای برای بال، دم افقی و گشتاور حول محور الاستیک بال با استفاده از روابط (۴۲) تا (۴۵) قابل محاسبه است. a_w شیب ضریب برآ، S_w مساحت بال، ρ چگالی هوا و U سرعت است [۱۱].

$$\begin{aligned}
 L_w &= \left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right) S_w a_w \\
 &\quad \times \left(\alpha + \theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{h}}{U} - \frac{l_w \dot{\theta}}{U} + b_w \left(\frac{1}{2} - a \right) \left(\frac{\dot{\theta} + \dot{\alpha}}{U} \right) \right)
 \end{aligned} \quad (42)$$

$$\begin{aligned}
 L_T &= \left(\frac{1}{2} \rho U^2 \right) a_T S_T \\
 &\quad \times \left[\theta + \frac{\dot{z}}{U} + \frac{\dot{\theta} \ell_T}{U} + b_i \left(\frac{1}{2} - a_i \right) \frac{\dot{\theta}}{U} \right]
 \end{aligned} \quad (43)$$

$$\begin{aligned}
 C_{M_{E.A}} &= C_{M_{LE}} + \frac{(1+a)}{2} C_L \\
 &= -\frac{c a_w}{16} \frac{(\dot{\theta} + \dot{\alpha})}{U} + \frac{1}{4} C_L (1 + 2a)
 \end{aligned} \quad (44)$$

$$\begin{aligned}
 k_1 &= \frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w \\
 kk_1 &= \frac{1}{2} \rho U^2 (a_w S_w + a_i (1 - k_\epsilon) S_i) \\
 k_2 &= -\frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w \ell_w - \frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w b_w \left(a + \frac{1}{2} \right) \\
 kk_2 &= -\frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w \ell_w - \frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w b_w \left(a + \frac{1}{2} \right) \\
 &\quad + \frac{1}{2} \rho U^2 a_i (1 - k_\epsilon) S_i l_i \\
 k_3 &= -\frac{1}{2} \rho U^2 a_w S_w b_w \left(a + \frac{1}{2} \right)
 \end{aligned} \tag{۵۳}$$

و K_s را می‌توان به صورت رابطه (۵۴) بیان کرد.

$$K_s = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \frac{EI}{l^3} B_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2 \frac{EI}{l^3} B_{22} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2 \frac{GJ}{l} T_{11} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2 \frac{GJ}{l} T_{22} \end{bmatrix} \tag{۵۴}$$

که EI و GJ سختی پیچشی و خمشی بال و l طول بال است.

نیروهای ناشی از تندباد را می‌توان به صورت رابطه (۵۷) بیان کرد [۱۱].

$$B_{jj} = (\alpha_j l)^4, \quad (j = 1, 2, \dots, N_w) \tag{۵۵}$$

$$T_{ii} = (\gamma_i l)^2, \quad (i = 1, 2, \dots, N_\theta) \tag{۵۶}$$

با جاگذاری شکل مودها و انتگرال‌گیری از رابطه (۵۶)، خواهیم داشت:

$$Q_{w_i} = \rho U a_w b_w w_g \left[\frac{\sinh(\alpha_i l) - \sin(\alpha_i l) - \beta_i [\cosh(\alpha_i l) + \sin(\alpha_i l)]}{\alpha_i} \right] \tag{۵۷}$$

, $(i = 1..N_w)$

$$Q_{\theta_i} = \rho U a_w b_w^2 \left(\frac{1}{2} + a \right) w_g \left[\frac{\sqrt{2}(1 - \cos(\gamma_i l))}{\gamma_i} \right] \tag{۵۸}$$

, $(i = 1..N_\theta)$

و در نهایت نیروهای تند باد به صورت رابطه (۵۸) قابل محاسبه است.

w_g سرعت عمودی تندباد است که در رابطه (۱) تعریف آن آمده بود. باتوجه

به تاخیر زمانی رسیدن تندباد به دم از عبارت $(t - \frac{l}{u})$ استفاده شده است تا این

اثر در دینامیک پرنده لحاظ گردد.

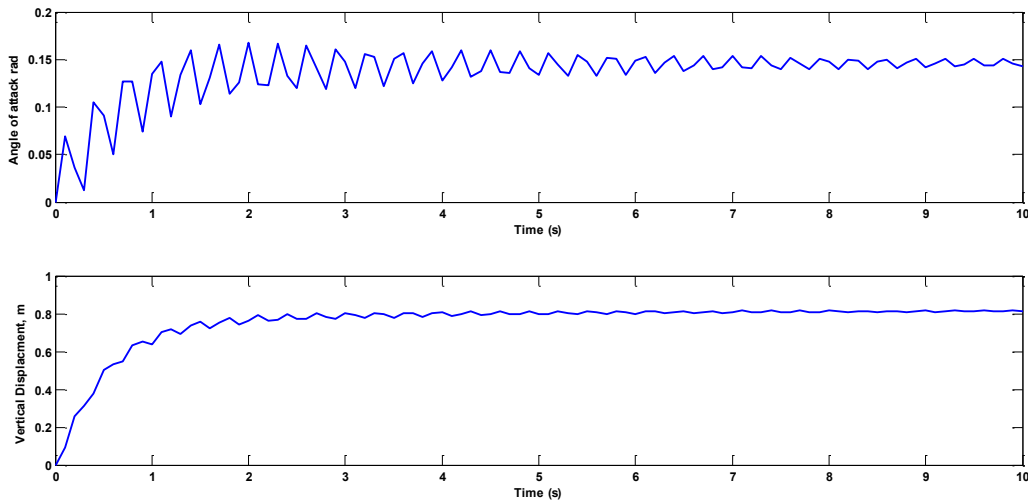
که در رابطه (۵۰) c_i , $i = 1, \dots, 13$ به صورت رابطه (۵۱) بیان می‌شود.

$$\begin{aligned}
 c_1 &= \frac{1}{2} \rho U a_w S_w + \frac{1}{2} \rho U a_i (1 - k_\epsilon) S_i \\
 c_2 &= -(m_w + m_t + m_f) U - \frac{1}{2} \rho U a_w S_w l_w \\
 &\quad + \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w \left(\frac{1}{2} - a \right) \\
 &\quad + \frac{1}{2} \rho U a_i (1 - k_\epsilon) S_i \left[b_i \left(\frac{1}{2} - a \right) + l_i \right] \\
 c_3 &= \frac{1}{2} \rho U a_w S_w \\
 c_4 &= \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w \left(\frac{1}{2} - a \right) \\
 c_5 &= -\frac{1}{2} \rho U a_w S_w l_w \\
 &\quad + \frac{1}{2} \rho U a_i S_i l_i - \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w \left(\frac{1}{2} + a \right) \\
 c_6 &= -\frac{1}{2} \rho U a_w S_w l_w^2 - \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w l_w \left(\frac{1}{2} - a \right) \\
 &\quad + \frac{1}{2} \rho U a_i S_i l_i^2 + \frac{1}{2} \rho U a_w S_w a^2 b_w^2 \\
 &\quad + \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w l_w \left(\frac{1}{2} - a \right) + \frac{1}{2} \rho U a_i S_i b_i l_i \\
 c_7 &= -\frac{1}{2} \rho U a_w S_w l_w - \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w \left(\frac{1}{2} + a \right) \\
 c_8 &= -\frac{1}{2} \rho U a_w S_w l_w - \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w \left(\frac{1}{2} + a \right) \\
 c_9 &= \frac{1}{2} \rho U a_w S_w \\
 c_{10} &= -\frac{1}{2} \rho U a_w S_w l_w + \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w \left(\frac{1}{2} - a \right) \\
 c_{11} &= -\frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w \left(\frac{1}{2} - a \right) \\
 c_{12} &= \frac{1}{2} \rho U a_w S_w a^2 b_w^2 + \frac{1}{2} \rho U a_w S_w b_w l_w \left(\frac{1}{2} + a \right) \\
 c_{13} &= \frac{1}{2} \rho U a_w S_w a^2 b_w^2
 \end{aligned} \tag{۵۱}$$

و K_a ضرایب سختی سازه‌ای از رابطه (۵۲) بدست می‌آید.

$$K_a = \begin{bmatrix} 0 & kk_1 & 0 & 0 & k_1 & k_1 \\ 0 & kk_2 & 0 & 0 & k_2 & k_2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A_{11} \times k_1 & A_{12} \times k_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & A_{21} \times k_1 & A_{22} \times k_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & k_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \tag{۵۲}$$

که



شکل ۲: زاویه پیچ (زاویه حمله) و تغییر مکان نوک بال (شکل پایین) در اثر تندباد پله در سرعت ۹۹ درصد سرعت فلاتر

Fig. 2. Pitch angle variation (upper figure), and vertical displacement of wing tip (lower figure), time due to sharp edge gust when $U_{\infty} = 0.99U_f$

۹۹ درصد سرعت فلاتر است. نتایج پیچش و سرعت عمودی ایرفویل در شکل ۲ مشاهده می‌شود.

در ادامه با استفاده از روش لاگرانژ و معادلات آیرودینامیک شبه‌پایه، اثرات تندباد بر روی دینامیک پرواز پرنده مورد بحث و بررسی قرار خواهد گرفت. بدین منظور در نرم‌افزار متلب با رابطه‌های بیان شده در بخش‌های

$$f = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\rho u^2 \left(S_w a_w \frac{wg}{u} + S_r a_r \frac{wg}{u} \left(t - \frac{l}{u} \right) \right) \\ -\frac{1}{2}\rho u^2 \left(S_w a_w l_w \frac{wg}{u} - S_r a_r l_r \left(t - \frac{l}{u} \right) \right) \frac{wg}{u} \\ Q_{w_1} \\ Q_{w_2} \\ Q_{\theta} \\ Q_{\theta_2} \end{bmatrix} \quad (58)$$

Table 3. parameters of typical Aircraft used in simulation

جدول ۳: کمیت‌های در نظر گرفته شده برای شبیه‌سازی هواپیمای نمونه [۱۱]

مقدار (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
۲m	طول وتر بال c
-۰/۲۵	فاصله محور الاستیک بال تا وسط وتر مقطع بال a
۰/۶m	فاصله محور الاستیک بال تا مرکز جرم هواپیما l_w
۷ m	فاصله مرکز آیرودینامیکی دم تا مرکز جرم هواپیما l_f
۰/۳۷۵	فاصله محور الاستیک بال تا مرکز جرم بال bx_a
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
144000 kgm^2	ممان اینرسی پیچش هواپیما $I_{c.g}^f$
1330 kgm^2	ممان اینرسی پیچش بال هواپیما I_w
$3/83 \times 10^7 \text{ N.m}^2$	سختی پیچشی GJ
$4/32 \times 10^8 \text{ N.m}^2$	سختی خمشی EI
۷/۵ m	طول بال l

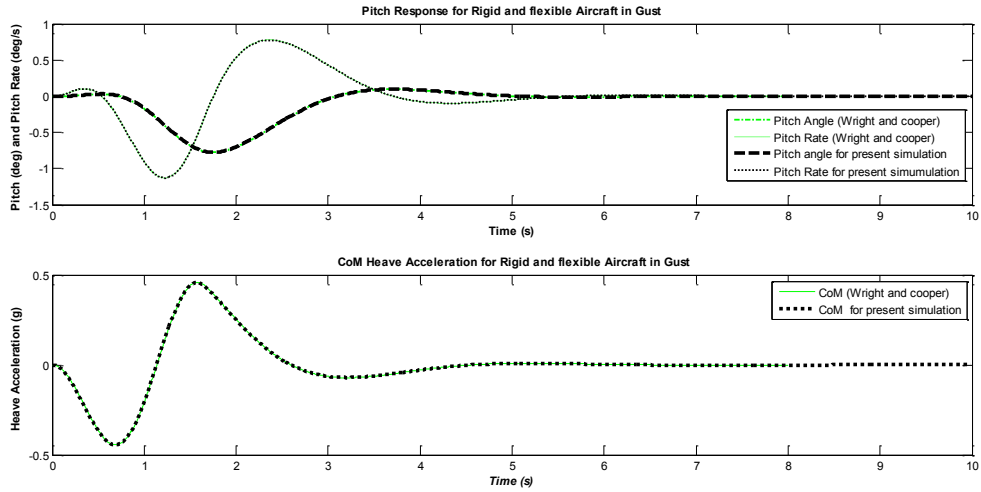
۳- شبیه‌سازی عددی

ابتدا مقایسه‌ای با نتایج مرجع [۱۴] به عمل آمده است که سازگاری خوبی با نتایج آن مرجع دیده می‌شود. تندباد پله با سرعت عمودی ۲ متر بر ثانیه به مدت ده ثانیه بر بالی با مشخصات جدول ۲ اعمال شده است. سرعت هوا برابر

Table 2. Wing specifications used in simulation

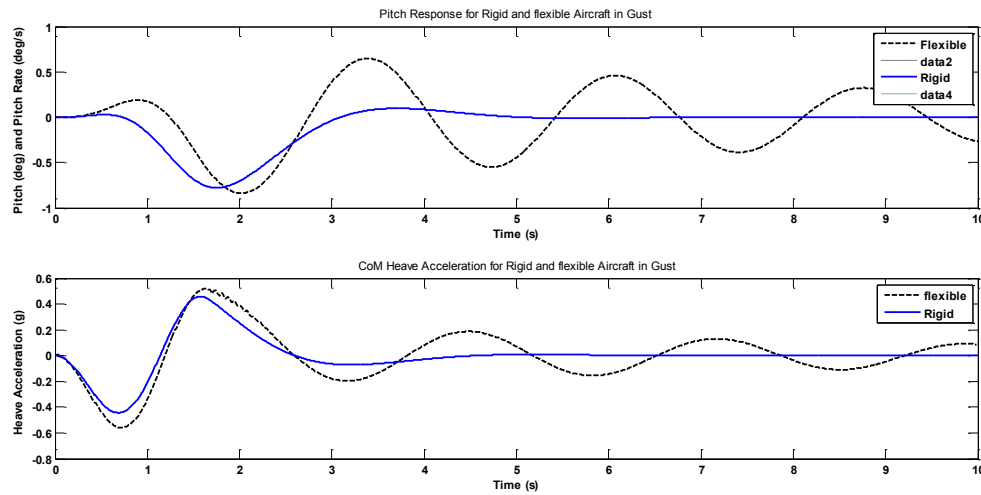
جدول ۲: مشخصات بال مورد استفاده در شبیه‌سازی

مقدار	مشخصه
$m = 19/6 \text{ kg}$	جرم ایرفویل
$C = 1/83 \text{ m}$	طول وتر
$I = 0/1236 \text{ kg}$	ممان اینرسی حول مرکز جرم
$a = -0/2$	فاصله بی بعد بین محور الاستیک و وسط وتر
$x_{\theta} = 0/4$	فاصله بی بعد بین محور الاستیک و مرکز جرم
$EI = 159 \text{ N.m}^2$	سختی خمشی
$GI = 1039 \text{ N.m}^2$	سختی پیچشی
$N_w = N_{\theta} = 1$	تعداد شکل موده‌های خمشی و پیچشی



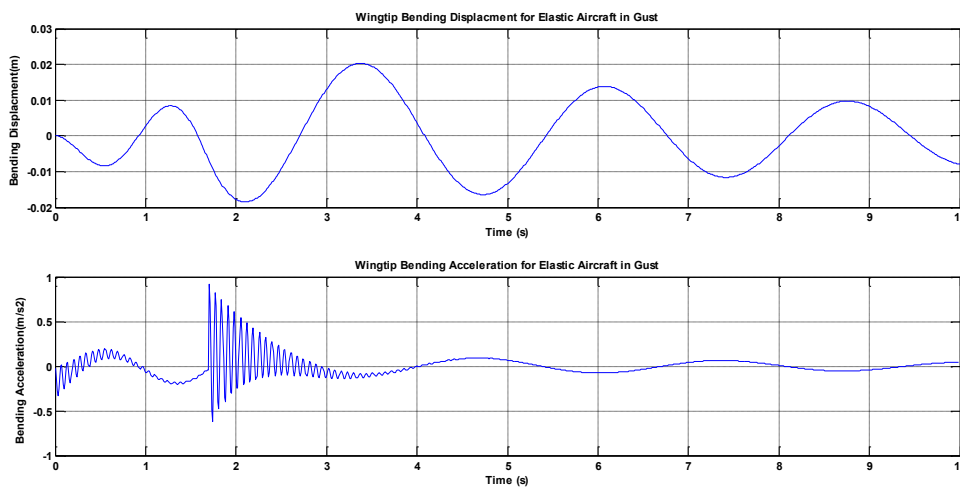
شکل ۳: مقایسه نتایج پاسخ به تندباد هواپیما بین مدل حاضر و نتایج مرجع [۱۴]

Fig. 3. Comparison of dynamic response of the aircraft to gust present and Ref [14]



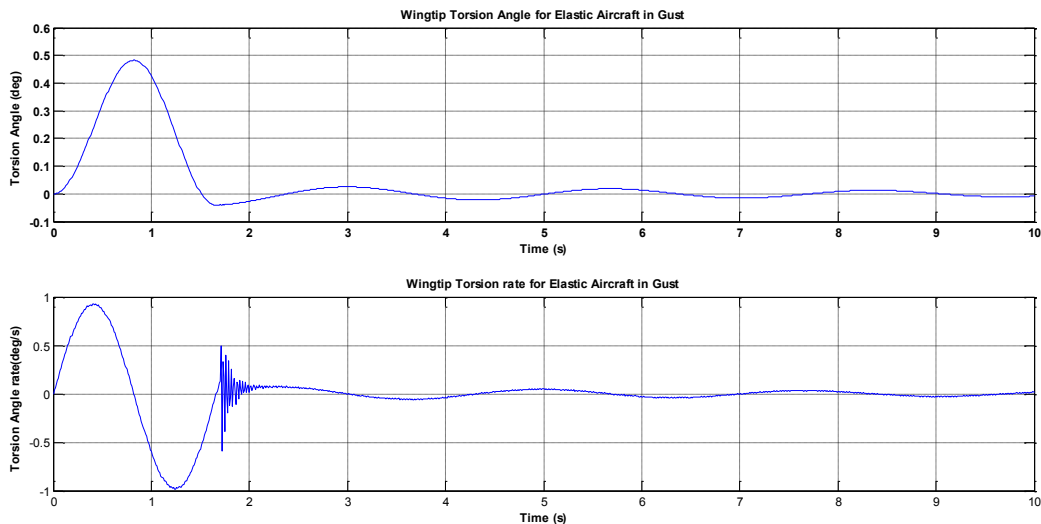
شکل ۴: مقایسه نتایج پاسخ به تندباد هواپیما بین مدل صلب و انعطاف پذیر [۱۴]

Fig. 4. Comparison of dynamic response of the aircraft to gust between rigid and flexible aircraft [14]



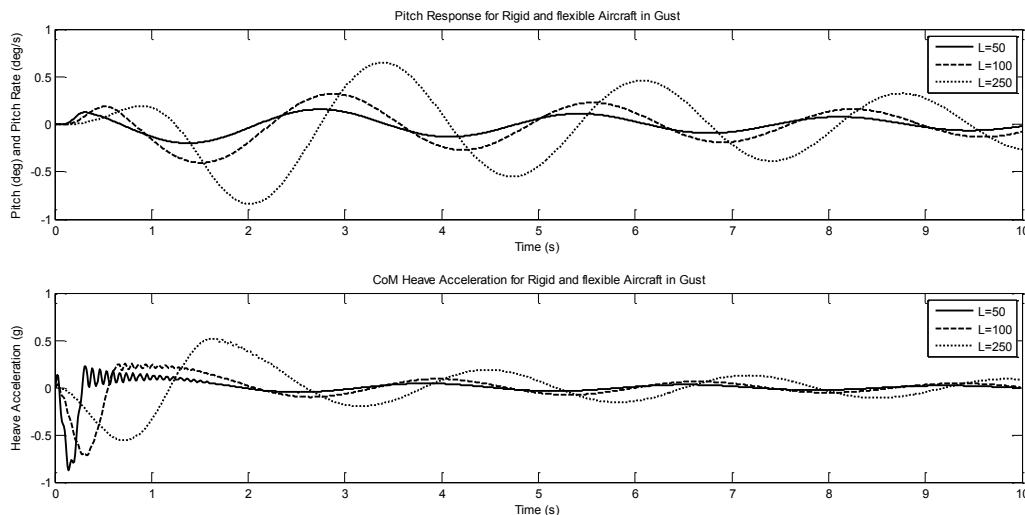
شکل ۵: نتایج پاسخ مود انعطاف پذیر خمشی به تندباد

Fig. 5. Dynamic response of torsional mode to gust



شکل ۶: نتایج پاسخ مود انعطاف پذیر پیچشی به تندباد

Fig. 6. Dynamic response of bending mode to gust

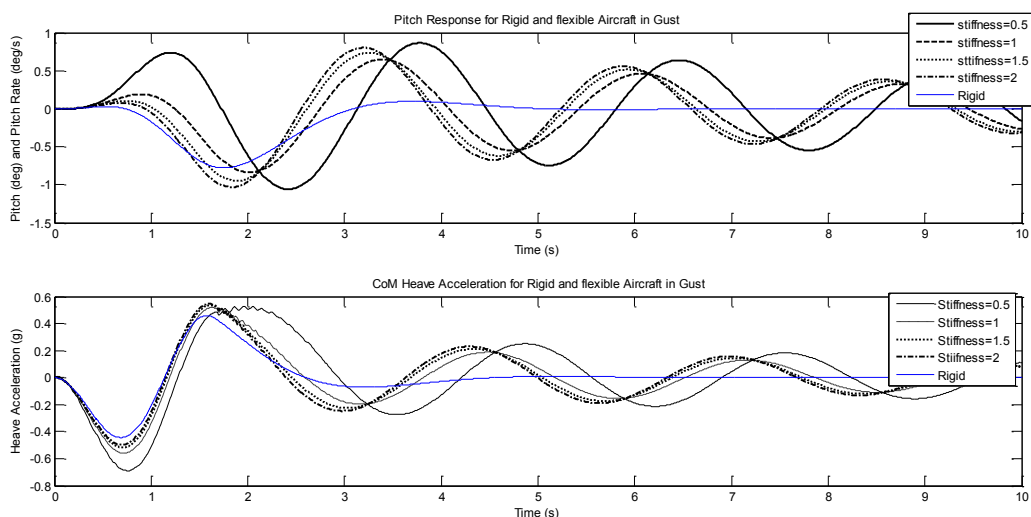


شکل ۷: تاثیر طول موج تندباد بر روی هواپیما

Fig. 7. Gust length effect on aircraft response

افزایش نیروی برای دم، دماغه هواپیما به سمت بالا می‌رود. و در نهایت هواپیما به صورت مستقیم در می‌آید. در نمودار پایین شکل ۳ دیده می‌شود که مرکز جرم هواپیما ابتدا در بدو ورود به تندباد یک جهش منفی دارد (به سمت بالا) و سپس تحت تاثیر پایین رفتن دماغه هواپیما به مقدار حداکثر مثبت می‌رسد. در ادامه پاسخ دینامیک به تندباد برای مدل صلب و مدل انعطاف‌پذیر در شکل ۴ مقایسه گردیده است. همان طور که در شکل ۴ دیده می‌شود دینامیک انعطاف‌پذیر هواپیما به شدت بر روی همگرا شدن زاویه پیچ تاثیر گذاشته و موجب ایجاد نوسانات زیاد در پاسخ هواپیما نسبت به مدل صلب شده است. شکل‌های ۵ و ۶ نیز میزان تغییر شکل‌های سازه بال و تاثیر انرژی کرنشی

قبل، مدل‌سازی پرنده بر اساس مشخصات جدول ۳ صورت گرفت. ابتدا پاسخ هواپیمای صلب به تندباد کسینوسی شبیه‌سازی شده است. در ابتدا، بر پرنده‌ای که با سرعت ۱۵۰ متر بر ثانیه در حال حرکت است تندباد کسینوسی با طول موج ۲۵۰ متر با سرعت عمودی ۲/۵ متر بر ثانیه اعمال گردید. پاسخ پرنده به مدت ۱۰ ثانیه رسم گردیده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی مدل حاضر با نتایج حاصل از مرجع [۱۵] مقایسه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود نتایج این دو مدل‌سازی با یکدیگر هماهنگی خیلی خوبی دارد (شکل ۳). مطابق شکل در لحظه برخورد تندباد، ابتدا دماغه هواپیما به آهستگی به سمت بالا رفته، و همزمان با رسیدن تندباد به دم دماغه هواپیما به سمت پایین آمده، سپس با



شکل ۸: تاثیر انعطاف‌پذیری روی پاسخ دینامیکی هواپیما

Fig. 8. Stiffness effect on aircraft dynamic response

آزادی است که شامل دو مود صلب و چهار درجه آزادی مود انعطاف‌پذیر است (دو مود خمشی و دو مود پیچشی بال). همبستگی مودهای انعطاف‌پذیر خمشی و پیچشی و اثر آن بر روی دینامیک کلی هواپیما در شرایط تندباد پله و ۱-کسینوسی نشان داده شد. برطبق نتایج حاصل برهم‌کنش دینامیک صلب و انعطاف‌پذیر در هواپیماهای پهن‌پیکر و انعطاف‌پذیر به گونه‌ای است که صرف نظر از سهم انرژی کرنشی سازه در دینامیک پرواز هواپیما به ویژه در حالت‌های خاص پروازی موجب بروز رفتار پیش‌بینی نشده و مشکل در فرآیندهای کنترلی مبتنی بر دینامیک جسم صلب می‌گردد. همچنین در شرایطی که اثر عوامل خارجی شامل تندبادهای گسسته حاکم است. تعداد مودهای انعطاف‌پذیر بیشتری تحریک شده و توسعه مدل برای لحاظ نمودن سهم انرژی کرنشی ناشی از مودهای الاستیک بالاتر ضروری است. این چالش در رفتار حلقه بسته نمود بیشتری می‌یابد.

منابع

- [1] M.C. Van Schoor, A.H. von Flotow, Aeroelastic characteristics of a highly flexible aircraft, *Journal of Aircraft*, 27(10) (1990) 901-908.
- [2] L. Meirovitch, I. Tuzcu, Unified theory for the dynamics and control of maneuvering flexible aircraft, *AIAA journal*, 42(4) (2004) 714-727.
- [3] M. Drela, ASWING 5.99 Technical Description—

حاصل از آن را بر روی دینامیک کل هواپیما نشان می‌دهد. همان طور که دیده می‌شود مقدار این تغییر شکل‌ها با توجه به ساختار و پیکربندی هواپیما قابل توجه و بویژه در دینامیک حلقه بسته و کنترل هواپیما غیر قابل صرف‌نظر کردن است.

در شکل ۷ اثر طول موج تندباد بر روی پاسخ هواپیما بررسی شده است. طول موج‌های در نظر گرفته شده ۵۰، ۱۰۰ و ۲۵۰ متر است. با توجه شکل دیده می‌شود که اگرچه بیشترین میزان تغییر زاویه پیچ در طول موج ۲۵۰ متر بوده است ولی حداکثر شتاب در طول موج ۵۰ متر اتفاق افتاده است و با افزایش طول موج از شدت شتاب کاسته شده است.

در شکل ۸ مطالعه‌ای بر روی تاثیر انعطاف‌پذیری روی پاسخ دینامیکی هواپیما به تندباد صورت گرفته است. لذا سختی سازه‌ای به میزان ۰/۵، یک ۱/۵ و دو برابر در یک نمودار شبیه سازی شده و با حرکت هواپیمای صلب مقایسه شده است. در شکل بالا رفتار پیچ مود صلب هواپیما نشان داده شده است. همان طور که ملاحظه می‌گردد با افزایش سختی رفتار به مود صلب نزدیک‌تر می‌گردد. همچنین با افزایش سختی شتاب وارده بر هواپیما کاهش یافته و به شتاب هواپیمای صلب نزدیک‌تر می‌شود.

۴- نتیجه گیری

در این تحقیق با استفاده از روش لاگرانژ و معادلات آیرودینامیک شبه‌پایا، اثرات تندباد بر روی دینامیک پرواز پرنده مورد بحث و بررسی قرار گرفت. رفتار دینامیکی هواپیماهای انعطاف‌پذیر بر مبنای یک مدل پایه شش درجه

- in incompressible flow, in: 8th conference of fluid dynamics, tabriz, Iran, 1382. (In Persian)
- [9] I. Dehkordi, Shahverdi, H., Salehzade, A., Khalili, A., Numerical Investigation of Aeroelastic Unstability of Aircraft Wing by Finite Element and Unsteady Panel Method, *Mechanic and Aerospace Quarterly Journal*, 7(winter) (1390) 13 - 23. (In Persian)
- [10] I. Tuzcu, *Dynamics and control of flexible aircraft*, Virginia Tech, 2001.
- [11] H. Hadadpour, Ashkorab, M., *Wing Aeroelasticity with Considering Aircraft Flight Dynamics*, in: 14th aerospace conference of aerospace Society, Tehran, Iran, 1393. (In Persian)
- [12] M.H. Sadraee, *Stability and Flight Control*, Ayandeghan Publication, Tehran, Iran, 1379. (In Persian)
- [13] D.H. Hodges, G.A. Pierce, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge University Press, 2011.
- [14] J.R. Wright, J.E. Cooper, *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*, John Wiley & Sons, 2008.
- Steady Formulation, Massachusetts Inst. of Technology, Cambridge, MA, (2015).
- [4] D.H. Baldelli, P.C. Chen, J. Panza, Unified aeroelastic and flight dynamic formulation via rational function approximations, *Journal of Aircraft*, 43(3) (2006) 763-772.
- [5] N. Nguyen, Integrated flight dynamic modeling of flexible aircraft with inertial force-propulsion-aeroelastic coupling, in: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008, pp. 194.
- [6] M. Patil, D. Hodges, C. Cesnik, Nonlinear aeroelastic analysis of aircraft with high-aspect-ratio wings, in: 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, 1998, pp. 1955.
- [7] O. González, P. Boschetti, E. Cárdenas, A. Amerio, Static-stability analysis of an unmanned airplane as a flexible-body, in: AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2010, pp. 8230.
- [8] H. Hadadpour, Comparison of unsteady and quazi steady aerodynamics in calculation of aeroelastic unstability