

بررسی عوامل تاثیرگذار در ناپایداری آیرولاستیک غیرخطی بال با وجود سطح کنترل

سید حسین مروج برزانی^۱، مهدی مرتضوی^{۲*}، حسین شاهوردی^۳

۱- گروه مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران ma.mortazavi@eng.ui.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

*نویسنده مخاطب

چکیده

در تحقیق حاضر بررسی آثار ناشی از سطح کنترل بر ناپایداری دینامیکی بال با استفاده از معادلات هندسه دقیق کاملاً ذاتی هدف گذاری شده است. از جنبه های نوآوری مقاله حاضر، ارائه نحوه تاثیر سطح کنترل بر ناپایداری آیرولاستیک بال با توجه به مشتقات پایداری و با استفاده از معادلات هندسه دقیق کاملاً ذاتی است. از مزایای مهم معادلات هندسه دقیق کاملاً ذاتی مدل سازی کامل و بدون فرض ساده کننده در لحاظ کردن آثار غیرخطی بزرگ، درجه غیرخطی کم تر معادلات حاکم و در نتیجه پیچیدگی کم تر است که آن ها را از سایر معادلات سازه ای متمایز می کند. در این تحقیق، بارهای آیرودینامیکی وارد بر بال هواپیما در رژیم جریان تراکم ناپذیر توسط مدل آیرودینامیکی ناپایای پیترز در معادلات آیرولاستیک جایگزین شده اند. حل معادلات با خطی سازی حول حالت پایا انجام شده و این معادلات خطی شده به عنوان یک مساله مقدار ویژه تعمیم یافته حل می شوند. ارزیابی و دقت نتایج به دست آمده، از طریق مقایسه با نتایج موجود در پیشینه تحقیقات مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه عوامل تاثیرگذار ناشی از وجود سطح کنترل همچون زاویه، محل قرارگیری و اندازه آن مورد مطالعه قرار داده شده اند. در انتها لزوم تحلیل آیرولاستیک با وجود سطح کنترل بررسی شده و نحوه اثرگذاری آن بر پاکت پروازی پرنده تعیین شده است.

واژه های کلیدی: ناپایداری آیرولاستیک، معادلات کاملاً ذاتی، سطح کنترل، پاکت پروازی.

مقدمه

در میان پدیده های آیرولاستیک، پدیده فلاتر به عنوان پدیده ای مهم در طراحی و تحلیل سازه های هوایی شناخته می شود. با فراهم شدن منبع انرژی از طریق سیال، دامنه ارتعاش سطح برآزا افزایش می یابد و این افزایش دامنه ارتعاشی می تواند موجب گسیختگی بال، شکسته شدن اتصالات موتور، ناکارآمدی هواپیما و به مخاطره افتادن جان مسافران شود. لذا بررسی ناپایداری فلاتر امری مهم و هدف از بررسی ناپایداری فلاتر، یافتن سرعت و فرکانس بحرانی فلاتر است.

علاوه بر مدل های تیر موجود که بیش تر بر حسب درجات آزادی جابجایی هستند می توان از تئوری تیرهای هندسه دقیق استفاده نمود و مجموعه معادلاتی را ارائه داد که حتی شامل تغییر مکان و دوران نیز نمی شوند و در غیر خطی های مرتبه بالا بدون هیچ مشکلی مساله را مدل سازی

می کنند. از این دسته از تئوری ها می توان از تئوری تیر هندسه دقیق کاملاً ذاتی نام برد.

با توجه به پیشینه معادلات سازه ای مورد استفاده برای تحلیل تیرها، شکل ذاتی و از لحاظ هندسی دقیق معادلات غیرخطی تعادل برای تیرها به کیرشلف و کلبش و قبل از ۱۹۴۴ باز می گردد [۱]. هگمیر و نیر در سال ۱۹۷۷ روابط ابتدایی به دست آمده برای معادلات کاملاً ذاتی را از لحاظ دینامیکی گسترش دادند. [۲] سپس بررسی اعوجاج به وسیله معادلات کاملاً ذاتی ضروری بود. بنابراین هاجز در سال ۱۹۹۰ فرمول بندی مخلوط تغییر پذیری را برای این معادلات ارائه داد. در تحقیق انجام شده توسط هاجز قانون الاستیسیته به صورت یک تابع انرژی کرنشی یک بعدی فرض شده است. [۳] همچنین هاجز، شانگ و سسنیک در سال ۱۹۹۶ به حل اجزای محدود معادلات کاملاً ذاتی برای تیرهای کامپوزیتی انحنا دار پرداختند. [۴] کارهای انجام شده تا این زمان را می توان منحصر به گسترش روابط معادلات کاملاً ذاتی دانست. از سال ۲۰۰۰ تحقیقات گسترده ای در ترکیب معادلات کاملاً ذاتی با آیرودینامیک خطی و غیرخطی (تحلیل آیرولاستیک) آغاز شد.

پتیل و همکارانش در سال ۲۰۰۰ به بررسی آیرولاستیسیته هواپیمای کامل در محدوده زیر صوت با استفاده از معادلات کاملاً ذاتی پرداختند. [۵] در سال ۲۰۰۳ هاجز با در نظر گرفتن تغییر شکل برشی همراه با خمش و پیچش اولیه، معادلات کاملاً ذاتی را برای ماده ای کاملاً غیر همسانگرد گسترش داد [۱]. این کار که بر اساس روش تفاضلات محدود انجام شد، در سال های ۲۰۰۸ [۶] و ۲۰۱۰ [۷] و به ترتیب توسط چانگ و همکاران و توسط ستوده و همکاران، برای تحلیل آیرولاستیک و دینامیک پرواز بال های ثابت مورد استفاده قرار گرفت.

در سال ۲۰۰۹ چانگ و هاجز ناپایداری و ارتعاشات آزاد تیرهای دارای انحناء را با استفاده از معادلات کاملاً ذاتی بررسی کردند [۸]. در همان سال ستوده و هاجز، تریم و پایداری آیرولاستیک هواپیمای هیل با استفاده از معادلات مذکور را مورد مطالعه قرار داده و آیرولاستیسیته بال های مفصلی را نیز بررسی کردند [۹]. در این تحقیق مدل آیرودینامیکی اعمال شده مدل پیترز است. در زمینه بال های مفصلی، می توان به کار پتیل در سال ۲۰۰۳ نیز اشاره کرد [۱۰].

در سال ۲۰۱۱ پتیل و التهف [۱۱] یک روش گلرکین که در آن چند جمله ای های لژاندر به عنوان توابع شکل در نظر گرفته شده اند، جهت تحلیل دینامیکی فرمول بندی کاملاً ذاتی ارائه کردند که این روش توسط پتیل و هاجز [۱۲]، با اعمال یک روش تفاضل محدود درجه متغیر، بیش تر توسعه پیدا کرد.

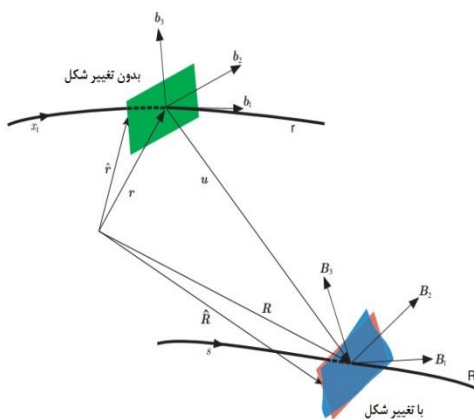
تیر به جای تغییر مکان و دوران توسط متغیرهای سرعت و سرعت زاویه‌ای توصیف می‌شود.

شکل ۱ تیری را در دو حالت بدون تغییر شکل و تغییر شکل یافته نشان می‌دهد. در این شکل $b(x_1)$ و $B(x_1, t)$ به ترتیب مربوط به دستگاه‌های مرجع تیر بدون تغییر شکل و تغییر شکل یافته هستند (که در آن x_1 مولفه محوری تیر و t نشان دهنده زمان است). همچنین Γ و R به ترتیب نشان‌گر بردارهای موقعیت بر مبنای \mathbf{b} و \mathbf{B} هستند.

معادلات کاملاً ذاتی برای تیری غیر یکنواخت، دارای پیچش، دارای انحنا، ناهمسانگرد و در حالتی کلی به صورت روابط (۱) هستند: [۹]

$$\begin{aligned} F'_B + \tilde{K}_B F_B + f_B &= \dot{P}_B + \tilde{\Omega}_B P_B \\ M'_B + \tilde{K}_B M_B + (\tilde{e}_1 + \tilde{\gamma}) \Omega_B + m_B \\ &= \dot{H}_B + \tilde{\Omega}_B H_B + \tilde{V}_B P_B \\ V'_B + \tilde{K}_B V_B + (\tilde{e}_1 + \tilde{\gamma}) \Omega_B &= \dot{\gamma} \\ \Omega'_B + \tilde{K}_B \Omega_B &= \dot{k} \end{aligned} \quad (1)$$

که در آن $(\cdot)'$ نشانگر مشتق جزئی نسبت به x_1 (محور مرجع تیر بدون تغییر شکل)، $(\dot{\cdot})$ نشانگر مشتق جزئی نسبت به t (زمان)، F_B و M_B نیروهای اینرسی، P_B و H_B اندازه حرکت خطی و زاویه‌ای، V_B و Ω_B سرعت خطی و زاویه‌ای، γ و κ کرنش در اثر نیرو و گشتاور، $K_B = k_b + \kappa$ بردار انحنا و k_b پیچش و خمیدگی اولیه تیر است. f_B و m_B شامل کلیه نیروها و گشتاورهای خارجی می‌شوند که در تحقیق حاضر تنها نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی مد نظر قرار گرفته شده‌اند.



شکل ۱- تیر در دو حالت بدون تغییر شکل و تغییر شکل یافته [۹]

معادلات متشکله و روابط سرعت - اندازه حرکت به منظور ایجاد ارتباط بین متغیرهای P_B ، H_B ، γ و κ با متغیرهای اولیه نیاز هستند.

معادلات متشکله به صورت زیر معرفی می‌شوند:

$$\begin{Bmatrix} \gamma \\ k \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} R & S \\ S^T & T \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} F_B \\ M_B \end{Bmatrix} \quad (2)$$

که در آن R ، S و T مربوط به انعطاف‌پذیری سطح مقطع هستند. رابطه سرعت - اندازه حرکت نیز به صورت زیر است:

در سال ۲۰۱۳ مردانیپور و همکارانش [۱۳] معادلات کاملاً ذاتی را جهت تحلیل محل قرارگیری موتور در بالی دارای زاویه پس‌گرایی استفاده کردند. تحقیق آن‌ها در سال ۲۰۱۷ نیز با بررسی آثار تندباد بر رفتار دینامیکی ادامه یافت [۱۴]. مروج و همکارانش [۱۵] در سال ۲۰۱۶ پایداری آیروالاستیک بال‌های دارای زاویه پس‌گرایی را با به‌کارگیری معادلات کاملاً ذاتی تحت تاثیر پارامترهای مختلف مطالعه کردند و نشان دادند که استفاده از این معادلات سبب نتایجی دقیق‌تر خواهد شد. آموزگار و همکارانش [۱۶] نیز در سال ۲۰۱۹ آثار کوپلینگ خمش و پیچش را بر پایداری آیروالاستیک بالی با زاویه پیچش اولیه بررسی کردند و قدرت معادلات هندسه دقیق کاملاً ذاتی را به تصویر کشیدند. مروج و همکاران [۱۷] نیز در سال ۲۰۲۲ به بررسی آثار غیرخطی با استفاده از معادلات کاملاً ذاتی پرداخته و لزوم استفاده از این معادلات را در روند افزایش طول مرفینگ اثبات کردند.

در ارتباط با نحوه اثرگذاری زوایای سطوح کنترل تحقیقات مختلفی انجام شده است. از جمله افرادی که در این زمینه تحقیق کرده‌اند، فرامپتون و همکاران [۱۸] در سال ۲۰۰۰ هستند. آن‌ها به صورت تجربی و با استفاده از سطح کنترل فلپ، به بررسی نوسانات با دامنه محدود بال پرداختند. برگلاند و همکاران [۱۹] در سال ۲۰۰۲ و با استفاده از معادلات خطی، نحوه تعویق فلاتر را با استفاده از سطح کنترل فلپ مورد مطالعه قرار دادند؛ در این تحقیق بر بررسی مسیرهای پایداری تاکید شده است. از تحقیقات جدیدتر می‌توان به کار مظفری و همکاران [۲۰] در سال ۲۰۱۵ اشاره کرد؛ آن‌ها با تعریف خواص سازه‌های فلپ در معادلات خطی، آثار ناشی از تغییر خواص را مطالعه کردند. گائو و همکارانش [۲۱] در سال ۲۰۱۸ نحوه تاثیر تغییرات سطح کنترل را بر ناپایداری آیروالاستیک دنبال کردند؛ این مورد از طریق ایجاد یک منبع انرژی غیرخطی در سطح کنترل (ایجاد فنریت و لقی در سطح کنترل) و بررسی آثار ناشی از آن انجام شده است. از تحقیقاتی که در سال ۲۰۲۲ انجام شده، می‌توان به تحقیق وایتز [۲۲] اشاره کرد؛ در این تحقیق با تحلیل نرم‌افزاری خطی، کنترل فلاتر بال‌های انعطاف‌پذیر با استفاده از چند سطح کنترل (فلپ) مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. این تحقیق نشان داد که در صورت انتخاب صحیح توابع انتقال، کنترل ناپایداری به خوبی اجرا می‌شود؛ لازم به ذکر است که آثار غیرخطی در این تحقیق لحاظ نشده‌اند.

مطابق با تاریخچه تحقیقاتی بررسی شده در رابطه با نحوه تاثیر سطح کنترل بر ناپایداری بال با توجه به مشتقات پایداری، تاکنون از معادلات هندسه دقیق کاملاً ذاتی استفاده نشده است. به همین جهت در این تحقیق از معادلات مذکور جهت تحلیل آیروالاستیسیته بال‌های دارای سطح کنترل استفاده شده است. از مزایای مهم معادلات هندسه دقیق کاملاً ذاتی مدل‌سازی کامل و بدون فرض ساده‌کننده در لحاظ کردن آثار غیرخطی بزرگ، درجه غیرخطی کم‌تر معادلات حاکم و در نتیجه پیچیدگی کم‌تر است که آن‌ها را از سایر معادلات سازه‌ای متمایز می‌کند.

معادلات کاملاً ذاتی

معادلات تیر هندسه دقیق کاملاً ذاتی دارای غیرخطی تنها تا مرتبه دو هستند و به همین دلیل از پیچیدگی کم‌تری نسبت به دیگر معادلات هندسه دقیق برخوردارند. سطوح برآزای پرنده به عنوان تیرهایی با تغییر مکان یا دوران زیاد تعریف می‌شوند. در معادلات کاملاً ذاتی، سینماتیک

با در نظر گرفتن آثار ناشی از دنباله و آثار ناشی از جرم ظاهری روابط (۸) به شکل روابط (۹) ظاهر می‌شوند:

$$\begin{aligned} f_{a1}^n &= 0 \\ f_{a2}^n &= -(C_{l_0}^n + C_{l_\beta}^n \beta^n) V_T^n V_{a3}^n + C_{l_\alpha}^n (V_{a3}^n + \lambda_0^n)^2 - C_{d_0}^n V_T^n V_{a2}^n \\ f_{a3}^n &= (C_{l_0}^n + C_{l_\beta}^n \beta^n) V_T^n V_{a3}^n - C_{l_\alpha}^n V_{a3}^n b / 2 - \\ &\quad - C_{l_\alpha}^n V_{a2}^n (V_{a3}^n + \lambda_0^n - \Omega_{a1}^n b^n / 2) - C_{d_0}^n V_T^n V_{a3}^n \end{aligned}$$

$$m_{a1}^n = (C_{m_0}^n + C_{m_\beta}^n \beta^n) V_T^{n^2} - C_{m_\alpha}^n V_T^n V_{a3}^n - b^n C_{l_\alpha}^n / 8 V_{a2}^n \Omega_{a1}^n - b^{n^2} C_{l_\alpha}^n \Omega_{a1}^n / 32 + b^n C_{l_\alpha}^n V_{a3}^n$$

$$\begin{aligned} m_{a2}^n &= 0 \\ m_{a3}^n &= 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \lambda_0^n &= \frac{1}{2} \{b_{inf\ low}^n\}^T \{\lambda^n\} \\ [A_{inf}] \{\lambda^n\} + \left(\frac{V_T^n}{b^n} \right) \{\lambda^n\} &= \\ \left(-\dot{V}_{a3}^n + \frac{b^n}{2} \dot{\Omega}_{a1}^n \right) \{c_{inf}\} & \end{aligned} \quad (9)$$

لازم به ذکر است که λ^n بردار متغیرهای آیرودینامیکی بوده و $[A_{inf}]$ ، $\{c_{inf}\}$ و $\{b_{inf\ low}^n\}$ ماتریس‌های ثابت ارایه شده در مرجع [۲۳] هستند.

روند گسسته سازی و حل معادلات

مجموعه معادلات (۱) شامل ۱۲ معادله دیفرانسیل جزئی می‌شود. حل این معادلات با خطی‌سازی حول حالت پایا انجام می‌شود. این معادلات خطی شده به عنوان یک مساله مقدار ویژه تعمیم یافته حل خواهند شد. با ایجاد ارتباط بین معادلات سازه و آیرودینامیک، سیستم آیروالاستیک تشکیل می‌شود. معادلات حاصل را می‌توان به شکل رابطه (۱۰) نوشت:

$$[A] \{\dot{x}\} + \{B(x)\} = 0 \quad (10)$$

که در آن $\{X\}$ برداری است که حاوی کلیه متغیرهای سازه‌ای و آیرودینامیکی است.

اعتبارسنجی

جهت اعتبارسنجی کد، سرعت و فرکانس فلاتر بالی با مشخصات ارایه شده در جدول ۱ مورد بررسی قرار می‌گیرند. شایان ذکر است که در مراجع مورد استفاده جهت اعتبارسنجی از معادلات تیر هندسه دقیق کاملاً ذاتی مخلوط استفاده شده است که یک نوع فرمول‌بندی دقیق و ذاتی برای تیرهای دارای پیچش و انحنا اولیه است.

$$\begin{Bmatrix} P_B \\ H_B \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mu \Delta & -\mu \tilde{\xi} \\ \mu \tilde{\xi} & I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} V_B \\ \Omega_B \end{Bmatrix} \quad (3)$$

که در آن μ جرم بر واحد طول، Δ ماتریس هماتی، $\tilde{\xi}$ فاصله مرکز جرم از دستگاه مختصات و I ماتریس اینرسی بر واحد طول است.

معادلات آیرودینامیکی

براهای آیرودینامیکی ارایه شده بر مبنای تئوری آیرودینامیک دو بعدی هستند. سرعت‌های دستگاه آیرودینامیکی در میانه وتر به صورت رابطه (۴) بیان می‌شوند:

$$\begin{aligned} \bar{V}_a^n &= C_a^n T \bar{V}^n - \tilde{y}_{mc}^n C_a^n T \bar{\Omega}^n \\ \bar{\Omega}_a^n &= C_a^n T \bar{\Omega}^n \end{aligned} \quad (4)$$

که در آن y_{mc}^n برداری از محور تیر مرجع به میانه وتر است و می‌تواند بر حسب محل قرارگیری مرکز آیرودینامیکی نوشته شود:

$$y_{mc}^n = [0 \quad \bar{y}_{ac}^n - \frac{b^n}{2} \quad 0] \quad (5)$$

\bar{y}_{ac}^n فاصله مرکز آیرودینامیکی تا دستگاه مختصات مرجع است. که در $\lambda < 0$ نشان‌گر زاویه پس‌گرایی است. لازم به ذکر است که این ماتریس برای بالی بدون زاویه پس‌گرایی برابر ماتریس واحد است. نیروهای برآ، پسا و گشتاور پیچ در یک‌چهارم وتر به صورت روابط (۶) نوشته می‌شوند:

$$\begin{aligned} L_{aero}^n &= \rho b^n V_T^{n^2} (C_{l_0}^n + C_{l_\alpha}^n \sin \alpha^n + C_{l_\beta}^n \beta^n) + \\ &\quad + \rho b^n V_T^n V_{a2}^n C_{l_\alpha}^n \alpha_{root}^n \cos \alpha^n \\ D_{aero}^n &= \rho b^n V_T^{n^2} C_{d_0}^n + \rho b^n V_T^n V_{a2}^n C_{l_\alpha}^n \alpha_{root}^n \sin \alpha^n \\ M_{aero}^n &= 2 \rho b^n V_T^{n^2} (C_{m_0}^n + C_{m_\alpha}^n \sin \alpha^n + C_{m_\beta}^n \beta^n) + \\ &\quad + \rho b^n V_T^n V_{a2}^n C_{l_\alpha}^n \alpha_{root}^n / 2 \end{aligned} \quad (6)$$

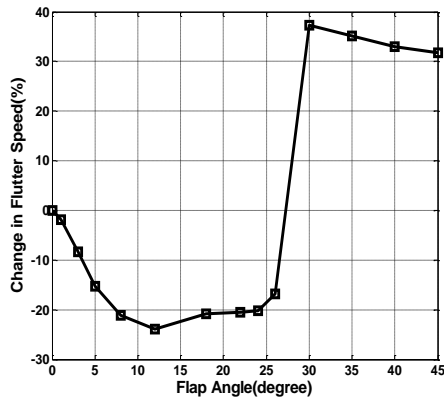
که در آن

$$\begin{aligned} V_T^n &= \sqrt{V_{a2}^{n^2} + V_{a3}^{n^2}} \\ \sin \alpha^n &= \frac{-V_{a3}^n}{V_T^n} \\ \alpha_{root}^n &= \frac{\Omega_{a1}^n b^n / 2}{V_T^n} \end{aligned} \quad (7)$$

و V_{a3}^n و V_{a2}^n معرف مولفه‌های سرعت هستند.

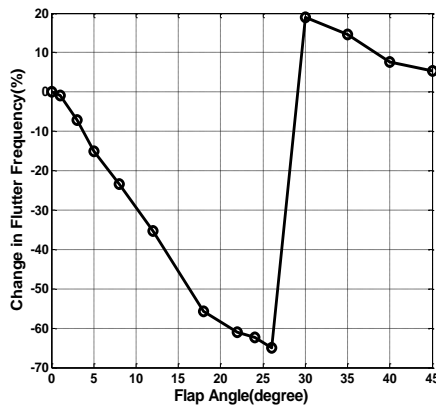
با توجه به روابط (۶)، مولفه‌های دو بردار نیرو و گشتاور در مدل دو بعدی پیترز به صورت (۸) نوشته می‌شوند:

$$\begin{aligned} f_a^n &= \rho b^n \begin{Bmatrix} f_{a1}^n \\ f_{a2}^n \\ f_{a3}^n \end{Bmatrix} \\ m_a^n &= 2 \rho b^n \begin{Bmatrix} m_{a1}^n \\ m_{a2}^n \\ m_{a3}^n \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$



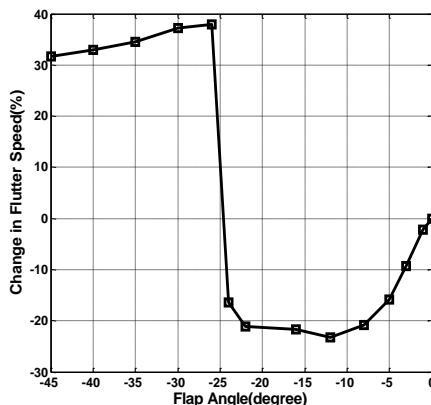
شکل ۲- تغییرات سرعت فلاپ با تغییر زاویه فلپ مثبت

با توجه به شکل ۳ مشاهده می‌شود که روند کاهشی فرکانس‌ها هم‌زمان با افزایش زاویه فلپ ادامه داشته و شامل تغییری ناگهانی به دلیل تغییر مود فلاپ خواهد شد.



شکل ۳- تغییرات فرکانس فلاپ با تغییر زاویه فلپ مثبت

لازم به ذکر است که شکل‌های ۴ و ۵ نیز روندی مشابه از سرعت و فرکانس فلاپ را برای زوایای منفی نشان می‌دهند. تفاوت اصلی در آستانه تغییر مود (در محدوده ۲۲ درجه) بوده و تفاوت در مقادیر در حدود ۳ درصد است.



شکل ۴- تغییرات سرعت فلاپ با تغییر زاویه فلپ منفی

جدول ۱- مشخصات بال مورد تحلیل [۲۴]

| | |
|---|-----------------------|
| پارامتر | اندازه |
| وتر (m) | ۱ |
| دهانه نیمه بال (m) | ۱۶ |
| جرم بر واحد طول (Kg/m) | ۰/۷۵ |
| گشتاور اینرسی بر واحد طول (Kg/m) | ۰/۱ |
| محور الاستیک | ۵۰٪ وتر (از لبه حمله) |
| مرکز جرم | ۵۰٪ وتر (از لبه حمله) |
| سفتی خمشی (Nm ^۲) | ۲×۱۰ ^۴ |
| سفتی پیچشی (Nm ^۲) | ۱۰ ^۴ |
| سفتی خمشی (در جهت لبه ((Nm ^۲) | ۴×۱۰ ^۶ |

جدول ۲- مقایسه مقادیر فلاپ برای بال مورد تحلیل

| تحلیل [۲۴، ۶] | تحلیل حاضر | درصد خطا | |
|-----------------------|------------|----------|------|
| سرعت فلاپ (m/sec) | ۳۲/۲۱ | ۳۲/۲ | ۰/۰۳ |
| فرکانس فلاپ (rad/sec) | ۲۲/۶۱ | ۲۲/۶ | ۰/۰۴ |

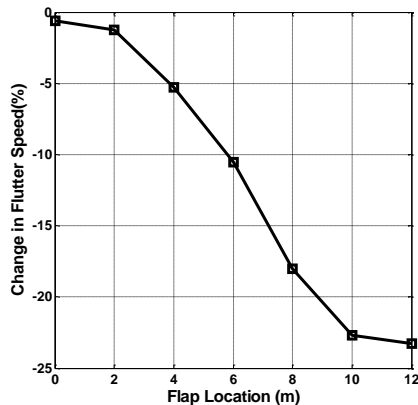
با توجه به نتایج ارائه شده در جدول ۲ می‌توان پی برد که کد تهیه شده از دقت لازم برخوردار است.

لازم به ذکر است که در ادامه مقادیر مربوط به سطح کنترل، $C_{l\beta} = 1$ و $C_{m\beta} = -0.25$ در نظر گرفته شده و سایر مقادیر برابر صفر خواهند بود.

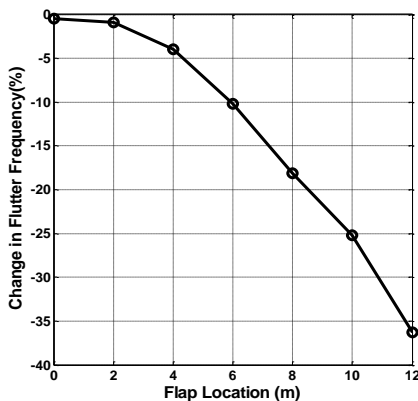
نتایج

در این بخش نتایج حاصل از معادلات ارائه شده در قبل مورد بررسی قرار می‌گیرند. ابتدا فرض می‌شود سطح کنترل در کل طول دهانه بال قرار داشته باشد. شکل ۲ میزان تغییرات سرعت فلاپ را بر حسب زاویه مثبت فلپ نمایش می‌دهد؛ مطابق با این شکل، ابتدا با افزایش زاویه فلپ، سرعت فلاپ نسبت به حالت پایه کاهش یافته (تا ۲۵ درصد) و سپس با تغییر روند به صورت افزایشی همراه است. تغییر روند از محدوده زاویه فلپ ۱۲ درجه شروع شده و نزدیک زاویه فلپ ۲۶ درجه، تغییری ناگهانی در سرعت فلاپ به دلیل تغییر مود اتفاق می‌افتد.

شکل ۸ نحوه تغییرات سرعت فلاتر با تغییر محل قرارگیری فلپ را نمایش می‌دهد. لازم به ذکر است که مقادیر ارائه شده در محور افقی، ابتدای سطح کنترل را نشان می‌دهند. مطابق با این شکل، هرچه سطح کنترل به ریشه بال نزدیک‌تر باشد، سرعت فلاتر بیشتر خواهد بود و هرچه به نوک بال نزدیک شود، سرعت فلاتر بحرانی‌تر (تا ۲۳ درصد کاهش) خواهد بود. شکل ۹ نیز روند کاهشی فرکانس‌ها (تا ۳۷ درصد) را نمایش می‌دهد.



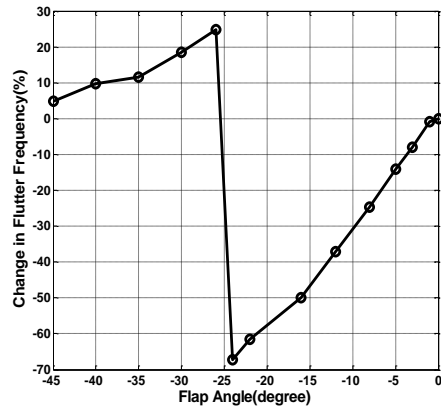
شکل ۸- تغییرات سرعت فلاتر با تغییر محل قرارگیری فلپ



شکل ۹- تغییرات فرکانس فلاتر با تغییر محل قرارگیری فلپ

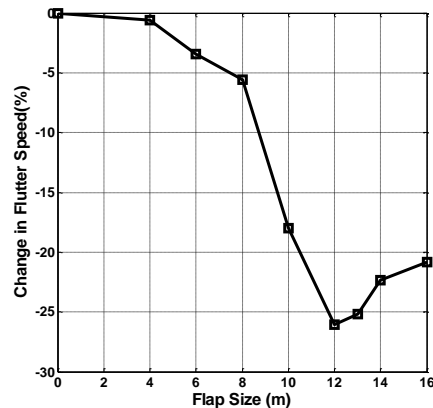
نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر معادلات هندسه دقیق کاملاً ذاتی جهت مدل‌سازی سازه بال و مدل آیرودینامیک ناپایای پیترز برای مدل‌سازی بخش آیرودینامیک استفاده شده‌اند. حل معادلات با خطی‌سازی حول حالت پایا انجام شده و این معادلات خطی شده به عنوان یک مساله مقدار ویژه تعمیم یافته حل شدند. سپس کد تدوین شده مورد اعتبارسنجی قرار گرفته و چگونگی و روند تغییرات سرعت و فرکانس فلاتر با پارامترهای موثر ناشی از وجود سطح کنترل مورد بررسی قرار گرفتند. نتایج نشان دادند که وجود سطح کنترل در تحلیل فلاتر (میزان تغییر زاویه، محل قرارگیری و اندازه سطح کنترل) می‌تواند تغییرات چشمگیری را در پایداری سیستم به وجود آورد که لزوم تحلیل آیرولاستیک با وجود سطح کنترل را نتیجه می‌دهد. بنابراین بهبود و تکمیل پاکت پروازی پرنده با توجه به ابزار سطح کنترل میسر می‌شود.

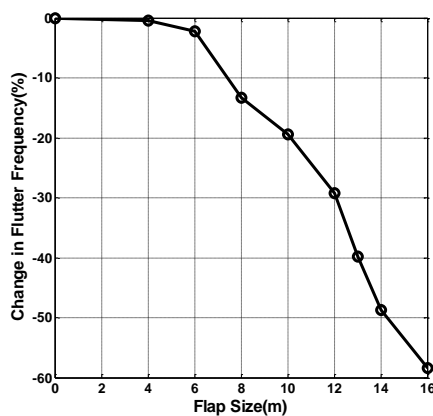


شکل ۵- تغییرات فرکانس فلاتر با تغییر زاویه فلپ منفی

شکل ۶ نحوه تغییر سرعت فلاتر را با تغییر اندازه فلپ نمایش می‌دهد؛ مطابق این شکل، با افزایش اندازه فلپ از ریشه بال (تا ۰.۷۵ طول بال)، ابتدا سرعت فلاتر کاهش می‌یابد (تا ۲۶ درصد) و پس از آن روند افزایشی خواهد داشت (تا ۲۱ درصد). شکل ۷ نیز روند کاهشی فرکانس‌ها (تا حدود ۶۰ درصد تغییر) را نشان می‌دهد.



شکل ۶- تغییرات سرعت فلاتر با تغییر اندازه فلپ



شکل ۷- تغییرات فرکانس فلاتر با تغییر اندازه فلپ

از پارامترهای مهم مورد بررسی در تحقیق حاضر، محل قرارگیری فلپ است. سطح کنترلی به طول چهار متر در طول دهانه بال مفروض است.

- of a two-stage axially moving telescopic wing by using fully intrinsic equations. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022: p. 09544100221080117,
- [18] Frampton, K.D. and R.L. Clark, *Experiments on control of limit-cycle oscillations in a typical section*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000. 23(5): p. 956-960,
- [19] Borglund, D. and J. Kuttenukeuler, *ACTIVE WING FLUTTER SUPPRESSION USING A TRAILING EDGE FLAP*. Journal of Fluids and Structures, 2002. 16(3): p. 271-294, <https://doi.org/10.1006/jfls.2001.0426>
- [20] Mozaffari-Jovin, S., R.D. Firouz-Abadi, and J. Roshanian, *Flutter of wings involving a locally distributed flexible control surface*. Journal of Sound and Vibration, 2015. 357: p. 377-408, <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2015.03.044>
- [21] Guo, H., et al., *Aeroelastic suppression of an airfoil with control surface using nonlinear energy sink*. Nonlinear Dynamics, 2018. 94(2): p. 857-872,
- [22] Waitz, S., *Active Flutter Suppression of a Highly Flexible Swept Wing through Multiple Flap Control*. 2022,
- [23] Peters, D.A., S. Karunamoorthy, and W.-M. Cao, *Finite state induced flow models. I-Two-dimensional thin airfoil*. Journal of aircraft, 1995. 32(2): p. 313-322,
- [24] Patil, M.J., *Nonlinear aeroelastic analysis, flight dynamics, and control of a complete aircraft*, Ph.D. dissertation, Georgia Institute of Technology, Georgia, 1999.
- [1] Hodges, D.H., *Geometrically exact, intrinsic theory for dynamics of curved and twisted anisotropic beams*. AIAA journal, 2003. 41(6): p. 1131-1137,
- [2] Hegemier, G. and S. Nair, *A nonlinear dynamical theory for heterogeneous, anisotropic, elastic rods*. AIAA Journal, 1977. 15(1): p. 8-15,
- [3] Hodges, D.H., *A mixed variational formulation based on exact intrinsic equations for dynamics of moving beams*. International journal of solids and structures, 1990. 26(11): p. 1253-1273,
- [4] Hodges, D.H., X. Shang, and C.E. Cesnik, *Finite element solution of nonlinear intrinsic equations for curved composite beams*. Journal of the American helicopter society, 1996. 41(4): p. 313-321,
- [5] Patil, M.J., D.H. Hodges, and C.E. Cesnik, *Nonlinear aeroelastic analysis of complete aircraft in subsonic flow*. Journal of Aircraft, 2000. 37(5): p. 753-760,
- [6] Chang, C.-S., D.H. Hodges, and M.J. Patil, *Flight dynamics of highly flexible aircraft*. Journal of Aircraft, 2008. 45(2): p. 538-545,
- [7] Sotoudeh, Z., D.H. Hodges, and C.-S. Chang, *Validation studies for aeroelastic trim and stability of highly flexible aircraft*. Journal of Aircraft, 2010. 47(4): p. 1240-1247,
- [8] Chang, C.-S. and D. Hodges, *Vibration characteristics of curved beams*. Journal of Mechanics of Materials and Structures, 2009. 4(4): p. 675-692,
- [9] Sotoudeh, Z. and D.H. Hodges. *Nonlinear aeroelastic analysis of joined-wing aircraft with intrinsic equations*. in *50th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Palm Springs, CA, AIAA Paper*. 2009. Citeseer.
- [10] Patil, M. *Nonlinear aeroelastic analysis of joined-wing aircraft*. in *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. 2003.
- [11] Patil, M.J. and M. Althoff, *Energy-consistent, Galerkin approach for the nonlinear dynamics of beams using intrinsic equations*. Journal of Vibration and Control, 2011. 17(11): p. 1748-1758,
- [12] Patil, M.J. and D.H. Hodges, *Variable-order finite elements for nonlinear, fully intrinsic beam equations*. Journal of Mechanics of Materials and Structures, 2011. 6(1): p. 479-493,
- [13] Mardanpour, P., et al., *Engine placement effect on nonlinear trim and stability of flying wing aircraft*. Journal of Aircraft, 2013. 50(6): p. 1716-1725,
- [14] Mardanpour, P., et al. *Effects of engine placement on nonlinear aeroelastic gust response of high-aspect-ratio wings*. in *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. 2017.
- [15] Barzani, H.M., M. Amoozgar, and H. Shahverdi, *Flutter Instability of Aircraft Swept Wings by Using Fully Intrinsic Equations*. AUT Journal of Civil Engineering, 2016,
- [16] Amoozgar, M., et al., *Aeroelastic stability analysis of tailored pretwisted wings*. AIAA Journal, 2019. 57(10): p. 4458-4466,
- [17] Moravej Barzani, S.H., H. Shahverdi, and M. Amoozgar, *Nonlinear aeroelastic stability analysis*