JMRA
مجله پژوهش و کاربرد در مکانیک
ISSN: 2251-7383, eISSN: 2251-7391

بررسی تاثیر زاویه عقب و جلو در بال هواپیما بر پایداری و رخداد فلاتر

مهدی شایان‌مهر[1*]، علی قاسمی [1]

۱- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی-واحد تهران شمال، تهران

* تهران، صندوق پستی ۱۶۵۱۱۵۳۳۱۱،

پست الکترونیکی: mahdishayanmehr@gmail.com

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰-۶-۱ **تاریخ پذیرش:** ۱۴۰۰-۹-۲۰

چکیده: در این پژوهش، پایداری و فلاتر بال را که دارای زاویه[1] است با استفاده از تئوری پیترز به روش P برای جریان ناپایا بررسی می‌شود. برای بررسی رفتار آیروالاستیک بال و حل معادلات دیفرانسیل حاکم بر آن از روش مدهای فرضی استفاده می‌شود. در ادامه برای بدست آوردن مختصات تعمیم یافته از روش لاگرانژ استفاده می‌شود. خروجی این قسمت به دست آوردن دو معادله می‌باشد. سپس با استفاده از تئوری پیترز معادله سوم معرفی می‌گردد در ادامه اثر زاویه در معادلات آیرودینامیکی از جمله نیروی لیفت ، گشتاور حول مرکز آیرودینامیکی و معادله پیترز اعمال شود. و در انتها با استفاده از روش P به ساده‌سازی و بی‌بعدسازی این سه معادله پرداخته می‌شود. نتایج نشان داد که زاویه بال اثر قابل توجهی در رخداد پدیده فلاتر دارد، به این صورت که با افزایش زاویه رخداد این پدیده به تعویق می افتد و در سرعت‌های بالاتری فلاتر مشاهده می‌گردد. بطور خلاصه مشاهده شد بال‌های زاویه مثبت پایداری بیشتری نسبت به بال‌های بدون زاویه و زاویه دار منفی می‌باشند.

واژه‌های کلیدی: فلاتر، بال زاویه‌دار، جریان ناپایا، روش لاگرانژ، تئوری پیترز، پایداری

۱. مقدمه

آیروالاستیسته دینامیکی علم تلفیقی از علم دینامیک سازه و آیرودینامیک است که به مطالعه رفتار و سایل هوایی در مقابل بارهای آیرودینامیکی می‌پردازد[۱]. این بارها توسط جریان یکنواخت بوجود می‌آیند و موجب تغییر شکل الاستیک در سازه‌هایی که تولید برا می‌کنند می‌شود. آیروالاستیسیته استاتیکی دارای دو سری مسئله می‌باشد[۱]. اولی و رایج‌ترین آن بررسی تاثیرات تغییر شکل الاستیک سازه بر روی سازه های هوایی نسبت به شرایط کاری معمولی آنهاست. سری دوم مسائل شامل پتانسیل ناپایداری سازه‌ای می‌باشد که می‌تواند منجر به شکست سازه‌ای عمیق شود. برای آشنایی با این علم ابتدا مدل های صلب

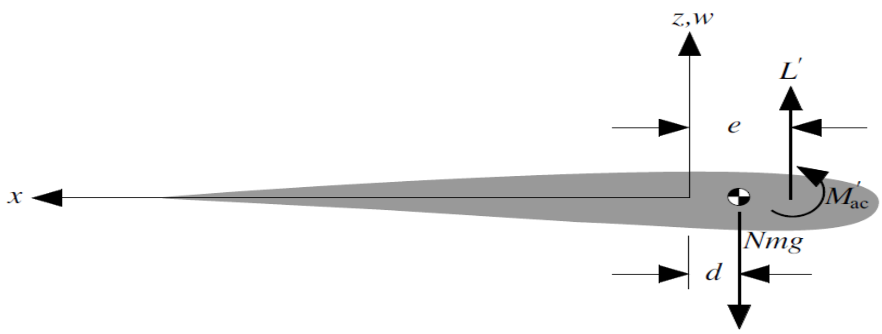
[1] Sweep angle

آیرودینامیکی مورد بررسی قرار می‌گیرند و سپس سطوح برای الاستیک یکنواخت می‌شود. در اکثر مسائل موضوع مهم مورد بررسی، سرعت ناپایدار سازه (ناپایداری استاتیکی یا دینامیکی) است. ازجمله این پدیده‌ها در سازه های هوایی می توان به کمانش فلاتر و دایورژنس اشاره کرد. در پدیده کمانش سازه تحت بار خم شده و به سمت شکست می‌رود. در پدیده ی فلاتر نیز سازه شروع به ارتعاش می‌کند. اگر این ارتعاشات منجر به ناپایداری سازه شوند، برای سازه خطرناک خواهد بود. در حالت استاتیکی نیز سیستم نوعی ناپایداری به نام دایورژنس دارد[۵-۲].

پدیده فلاتر، در اثر تداخل نیروهای الاستیک واینرسی سازه ای با نیروهای ایرودینامیکی ایجاد می‌گردد و باعث تغییر فرم دینامیکی سازه می شود .این پدیده بصورت نوسانات اتفاق می افتد. چنانچه معادلات حاکم بر سازه و آیرودینامیکی خطی باشد ناپایداری ایجاد شده فلاتر خطی گفته می‌شود. در دامنه ی فیزیکی میزان جابجایی‌های بزرگ سازه وشرایط آیرودینامیکی وترمودینامیکی زمینه های پیدایش عوامل غیرخطی شدن می‌باشد[۹-۵]. لذا بطور کلی دو عامل اصلی که باعث ایجاد فلاترغیر خطی می شود رفتار غیر خطی ایرودینامیکی و رفتار غیرخطی سازه است. در ادامه با توجه به اصل مودهای فرضی و تئوری پیترز و روش P به بیان و حل مسئله پرداخته می‌شود [۱۳-۱۰].

۲- بیان و حل مسئله

در خصوص بیان مسئله، معادلات انرژی پتانسیل و انرژی جنبشی و کار مجازی را برای ایرفویل زیر که مقطعی از یک بال با زاویه است محاسبه خواهد شد.



شکل ۱: مقطع ایرفویل

در ابتدا معادلات انرژی جنبشی و پتانسیل و کار مجازی به صورت زیر تعریف می‌گردند:

$$U = \frac{1}{2}\int_0^l \left[EI\left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial \bar{y}^2}\right)^2 + GJ\left(\frac{\partial \bar{\theta}}{\partial \bar{y}}\right)^2 \right] d\bar{y} \tag{1}$$

$$V = z\frac{\partial \bar{\theta}}{\partial t}\hat{\imath} + \left(\frac{\partial \omega}{\partial t} - x\frac{\partial \bar{\theta}}{\partial t}\right)\hat{k} \tag{2}$$

$$K=\frac{1}{2}\int_0^l\iint_A\rho\left[\left(\frac{\partial\omega}{\partial t}-x\frac{\partial\bar{\theta}}{\partial t}\right)^2+z^2\left(\frac{\partial\bar{\theta}}{\partial t}\right)^2\right]dx\,dz\,d\bar{y}\ \rightarrow$$

$$K=\frac{1}{2}\int_0^l\left[m\left(\frac{\partial\omega}{\partial t}\right)^2+2md\frac{\partial\omega}{\partial t}\frac{\partial\bar{\theta}}{\partial t}+mb^2r^2\left(\frac{\partial\bar{\theta}}{\partial t}\right)^2\right]d\bar{y} \tag{3}$$

$$\overline{\delta W}=\int_0^l[L'\delta\omega+(M'_{ac}+eL')\delta\bar{\theta}]\,d\bar{y} \tag{4}$$

در این مرحله پارامترهای $M'_{ac}, d, e,$ را به صورت زیر تشابه‌سازی کرده و در معادلات $K, \overline{\delta W}$ جایگزاری می‌شود.

$$d\rightarrow -bx_\theta\quad,\quad e\rightarrow\left(\frac{1}{2}+a\right)b\quad,\quad M'_{ac}\rightarrow M'_{\frac{1}{4}}$$

$$K=\frac{1}{2}\int_0^l\left[m\left(\frac{\partial\omega}{\partial t}\right)^2-2mbx_\theta\frac{\partial\omega}{\partial t}\frac{\partial\bar{\theta}}{\partial t}+mb^2r^2\left(\frac{\partial\bar{\theta}}{\partial t}\right)^2\right]d\bar{y} \tag{5}$$

$$\overline{\delta W}=\int_0^l\left[L'\delta\omega+(M'_{\frac{1}{4}}+\left(\frac{1}{2}+a\right)bL')\delta\bar{\theta}\right]d\bar{y}$$

در ادامه با استفاده از روش مدهای فرضی[2] مقدار خمش و پیچش بسط داده می‌شود:

$$\omega(\bar{y},t)=\sum_{i=1}^{N_\omega}\eta_i(t)\Psi_i(\bar{y})\qquad,\qquad\bar{\theta}(\bar{y},t)=\sum_{i=1}^{N_{\bar{\theta}}}\phi_i(t)\Theta_i(\bar{y}) \tag{7}$$

$$\begin{aligned}L'=\ &\pi\rho_\infty b^2\left\{-\frac{\partial^2\omega}{\partial t^2}+U\left[\dot{\bar{\theta}}\cos(\Lambda)-\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\right)\sin(\Lambda)\right]-ba\left[\ddot{\bar{\theta}}\cos(\Lambda)-\frac{\partial^2}{\partial t^2}\left(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\right)\sin(\Lambda)\right]\right\}\\&+2\pi\rho_\infty Ub\left\{-\frac{\partial\omega}{\partial t}+U\left[\bar{\theta}\cos(\Lambda)-\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\sin(\Lambda)\right]\right.\\&\left.+b\left(\frac{1}{2}-a\right)\left[\dot{\bar{\theta}}\cos(\Lambda)-\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\right)\sin(\Lambda)\right]-\lambda_o\right\}\end{aligned} \tag{8}$$

در این معادلات L' , λ_o متوسط جریان القایی است که از تئوری پیترز محاسبه می‌شود:

---
[2] Assumed modes

$$L' = \pi\rho_\infty b^2\left\{-\frac{\partial^2\omega}{\partial t^2} + U\left[\dot{\bar{\theta}}\ \cos(\Lambda) - \frac{\partial}{\partial t}(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}})\sin(\Lambda)\right] - ba\left[\ddot{\bar{\theta}}\cos(\Lambda) - \frac{\partial^2}{\partial t^2}(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}})\sin(\Lambda)\right]\right\}$$
$$+ 2\pi\rho_\infty Ub\left\{-\frac{\partial\omega}{\partial t} + U\left[\bar{\theta}\cos(\Lambda) - \frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\sin(\Lambda)\right]\right.$$
$$\left.+ b\left(\frac{1}{2} - a\right)\left[\dot{\bar{\theta}}\ \cos(\Lambda) - \frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\right)\sin(\Lambda)\right] - \lambda_o\right\}$$

$$M'_{\frac{1}{4}} = -\pi\rho_\infty b^3\left\{\begin{matrix} -\frac{1}{2}\frac{\partial^2\omega}{\partial t^2} + U\left[\dot{\bar{\theta}}\ \cos(\Lambda) - \frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\right)\sin(\Lambda)\right] + \\ b(\frac{1}{8} - \frac{a}{2})\left[\ddot{\bar{\theta}}\cos(\Lambda) - \frac{\partial^2}{\partial t^2}(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}})\sin(\Lambda)\right] \end{matrix}\right\}$$

(9)

در مرحله بعدی معادله سوم بر اساس روش پیترز به صورت زیر معرفی می‌گردد:

$$l\int_0^1\left([AA]\{\dot{\lambda}\} + \frac{U}{b}\{\lambda\}\right)d\zeta$$
$$= l\int_0^1\left(\{cn\}\left[-\frac{\partial^2\omega}{\partial t^2} + U\left[\dot{\bar{\theta}}\ \cos(\Lambda) - \frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\right)\sin(\Lambda)\right]\right.\right.$$
$$\left.\left.+ b\left(\frac{1}{2} - a\right)\left[\ddot{\bar{\theta}}\cos(\Lambda) - \frac{\partial^2}{\partial t^2}\left(\frac{\partial\omega}{\partial\bar{y}}\right)\sin(\Lambda)\right]\right]\right)d\zeta \quad (10)$$

روش P در مرحله بعدی برای بدست آوردن معادلات ماتریسی سه گانه مورد استفاده قرار می‌گیرد و معادلات سه گانه زیر بدست می‌آید:

$$ml\omega_\theta^2 b\left[s^2\begin{bmatrix}1 & \cdots & 0\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ 0 & \cdots & 1\end{bmatrix} + \sigma^2\begin{bmatrix}1 & \cdots & 0\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ 0 & \cdots & 1\end{bmatrix} + \frac{s^2}{\mu}[II] - \frac{b}{l}\frac{as^2\sin(\Lambda)}{\mu}[A] + \frac{2Vs}{\mu}[II]\right.$$
$$\left.+ \frac{b}{l}\frac{2(1-a)\sin(\Lambda)Vs}{\mu}[A] + \frac{b}{l}\frac{2\sin(\Lambda)V^2}{\mu}[A]\right]\begin{Bmatrix}\frac{\bar{\eta}}{b}\end{Bmatrix}\cdots\cdots$$

$$+ml\omega_\theta^2 b\left[-x_\theta s^2[B] + \frac{a\cos(\Lambda)\,s^2}{\mu}[B] - \frac{2(1-a)\cos(\Lambda)\,Vs}{\mu}[B] - \frac{2\cos(\Lambda)\,V^2}{\mu}[B]\right]\{\bar{\phi}\}\cdots\cdots$$

$$+\,ml\omega_\theta^2 b\left[\frac{V^2}{\mu}[bb]\right]\begin{Bmatrix}\frac{\bar{\lambda}}{U}\end{Bmatrix} = 0 \qquad (11)$$

$$ml\omega_\theta^2 b^2\left[x_\theta s^2[B]^T + \frac{as^2}{\mu}[B]^T - \frac{b}{l}\frac{\left(\frac{1}{8}+a^2\right)\sin(\Lambda)\,s^2}{\mu}[C] + \frac{b}{l}\frac{a(1-2a)\sin(\Lambda)\,Vs}{\mu}[C] + \frac{2\left(\frac{1}{2}+a\right)Vs}{\mu}[B]^T + \frac{b}{l}\,\frac{2\left(\frac{1}{2}+a\right)\sin(\Lambda)\,V^2}{\mu}[C]\right]\begin{Bmatrix}\frac{\bar{\eta}}{b}\end{Bmatrix}\cdots\cdots$$

$$+ml\omega_\theta^2 b^2\left[r^2 s^2\begin{bmatrix}1 & \cdots & 0\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ 0 & \cdots & 1\end{bmatrix} + r^2\begin{bmatrix}1 & \cdots & 0\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ 0 & \cdots & 1\end{bmatrix} + \frac{\left(\frac{1}{8}+a^2\right)\cos(\Lambda)\,s^2}{\mu}[D] + \frac{a(2a-1)\cos(\Lambda)\,Vs}{\mu}[D] - \frac{2\left(\frac{1}{2}+a\right)\cos(\Lambda)\,V^2}{\mu}[D]\right]\{\bar{\phi}\}\cdots\cdots$$

$$+ml\omega_\theta^2 b^2\left[\frac{\left(\frac{1}{2}+a\right)V^2}{\mu}[bbb]\right]\begin{Bmatrix}\frac{\bar{\lambda}}{U}\end{Bmatrix} = 0 \qquad (12)$$

$$\omega_\theta^2 b\left(\{cn\}_{n\times 1}\left[s^2[a1]_{1\times N} + \frac{b}{l}\sin(\Lambda)\,Vs[a2]_{1\times N} + \frac{b}{l}\left(\frac{1}{2}-a\right)\sin(\Lambda)\,s^2[a2]_{1\times N}\right]\right)\begin{Bmatrix}\frac{\bar{\eta}}{b}\end{Bmatrix}\cdots\cdots$$

$$+\omega_\theta^2 b\left(\{cn\}_{n\times 1}\left[-Vs\cos(\Lambda)\,[a3]_{1\times N} - \left(\frac{1}{2}-a\right)s^2\cos(\Lambda)\,[a3]_{1\times N}\right]\right)\{\bar{\phi}\}\cdots\cdots$$

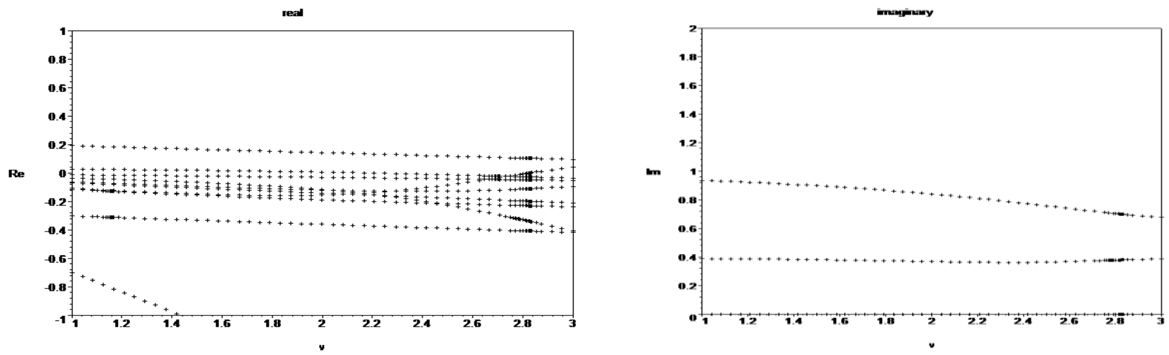
$$+\omega_\theta^2 b\left(Vs[AA]_{n\times n} + V^2\begin{bmatrix}1 & \cdots & 0\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ 0 & \cdots & 1\end{bmatrix}_{n\times n}\right)\begin{Bmatrix}\frac{\bar{\lambda}}{U}\end{Bmatrix} = 0 \qquad (13)$$

در انتها معادلات سه گانه صورت ماتریسی زیر نشان داده می‌شود:

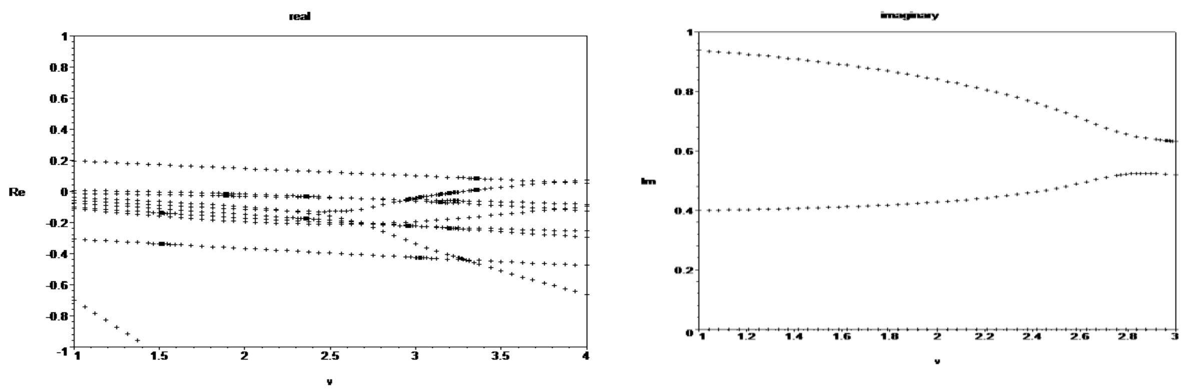
$$\begin{bmatrix} [\ ]_{N\times N} & [\ ]_{N\times N} & [\ ]_{N\times n} \\ [\ ]_{N\times N} & [\ ]_{N\times N} & [\ ]_{N\times n} \\ [\ ]_{n\times N} & [\ ]_{n\times N} & [\ ]_{n\times n} \end{bmatrix}_{(2N+n)\times(2N+n)} \begin{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{\eta} \\ \bar{b} \end{Bmatrix}_{N\times 1} \\ \{\bar{\phi}\}_{N\times 1} \\ \begin{Bmatrix} \bar{\lambda} \\ \bar{U} \end{Bmatrix}_{n\times 1} \end{Bmatrix}_{(2N+n)\times 1} = 0 \qquad (14)$$

۳- بحث و نتیجه گیری

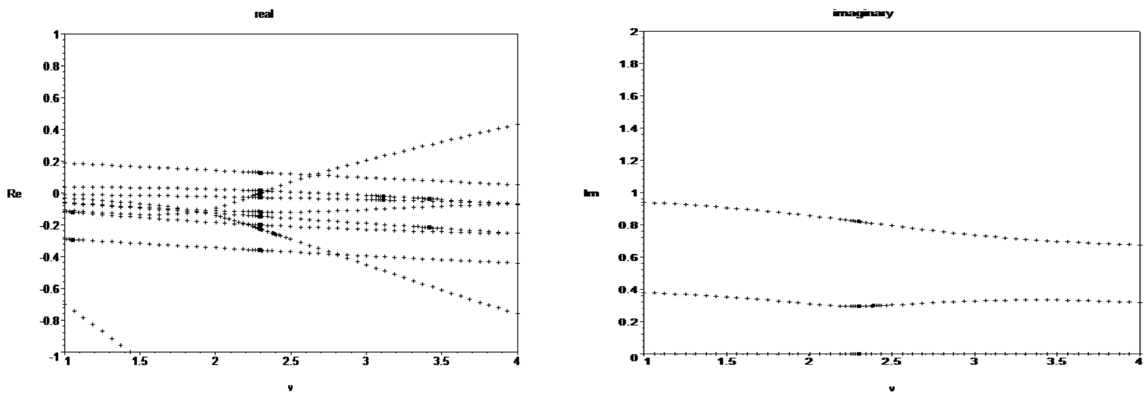
در این قسمت بررسی پدیده فلاتر بر اساس معادلات بدست آمده در زوایای مختلف انجام می شود. به این منظور نمودارهای رسم شده ریشه‌های حقیقی و موهومی(محور های عمودی) بر حسب سرعت بی‌بعد (محور افقی) بررسی می‌شود. در این تحلیل بررسی فلاتر برای زوایای مختلف مثبت و منفی بررسی می‌گردد. در ادامه نمودارهای سه حالت مربوط به زاویه صفر، زاویه ۲۰ مثبت(۲۰+) و زاویه ۲۰ منفی(۲۰-) به عنوان نمونه نشان داده شده است.



شکل ۲: بررسی پدیده فلاتر برای بال با زاویه صفر(۰)



شکل ۳: بررسی پدیده فلاتر برای بال با زاویه بیست مثبت (۲۰+) -زاویه رو به جلو



شکل ۴: بررسی پدیده فلاتر برای بال با زاویه بیست منفی (۲۰-)–زاویه رو به عقب

بر اساس نمودارهای شکل ۲ مشاهده می‌شود که سرعت فلاتر بی بعد برابر با ۲/۷۶ می‌باشد. این سرعت برای زاویه بیست مثبت برابر با ۲/۸۳ است. با توجه به شکل ۳ بدست می‌آید. نمودارهای شکل ۴ نشان می‌دهد که زاویه بیست منفی دارای سرعت بی بعد ۲/۳ جهت رخ داد پدیده فلاتر است.

۴- جمع بندی

در این پژوهش اثر زاویه رو به عقب و جلو در بال بر رخداد پدیده فلاتر بررسی گردید. به این منظور فلاتر بال را که دارای زاویه است با استفاده از تئوری پیترز به روش P برای جریان ناپایا شد. برای بررسی رفتار آیروالاستیک بال و حل معادلات دیفرانسیل حاکم بر آن از روش مدهای فرضی استفاده شد . با استفاده از مختصات تعمیم یافته و روش لاگرانژ معادلات اصلی سیستم محاسبه گردید. در انتها با استفاده از روش P به ساده‌سازی و بی‌بعدسازی این سه معادله پرداخته می‌شود. با توجه به نمودارهای رسم شده و مقایسه آنها ملاحظه شد که در حالت زاویه مثبت(رو به جلو)، با افزایش زاویه سیستم پایدار تر شده و فلاتر در سرعت بالاتری اتفاق می‌افتد. در حالت زاویه منفی(رو به عقب)، با افزایش زاویه سیستم ناپایدار تر شده و فلاتر در سرعت پایین‌تری اتفاق می‌افتد.

مراجع:

[1] T.A. Weisshaar, Static and Dynamic Aeroelasticity, in: Encycl. Aerosp. Eng., John Wiley & Sons, Ltd, Chichester, UK, 2010. doi:10.1002/9780470686652.eae149.

[2] P. Roehl, D. Mavris, D. Schrage, Combined aerodynamic and structural optimization of a high-speed civil transport wing, in: 36th Struct. Struct. Dyn. Mater. Conf., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina, 1995. doi:10.2514/6.1995-1222.

[3] J. Zhang, C. Bisagni, Buckling-driven mechanisms for twisting control in adaptive composite wings, Aerosp. Sci. Technol. 118 (2021) 107006. doi:10.1016/j.ast.2021.107006.

[4] S.A. Fazelzadeh, P. Marzocca, E. Rashidi, A. Mazidi, Effects of Rolling Maneuver on Divergence and Flutter of Aircraft Wing Store, J. Aircr. 47 (2010) 64–70. doi:10.2514/1.40463.

[5] G. Karpouzian, L. Librescu, Nonclassical effects on divergence and flutter of anisotropic swept aircraft wings, AIAA J. 34 (1996) 786–794. doi:10.2514/3.13141.

[6] A. Mazidi, S.A. Fazelzadeh, Flutter of a Swept Aircraft Wing with a Powered Engine, J. Aerosp. Eng. 23 (2010) 243–250. doi:10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000037.

[7] D.T. Akcabay, Y.L. Young, Material anisotropy and sweep effects on the hydroelastic response of lifting surfaces, Compos. Struct. 242 (2020) 112140. doi:10.1016/j.compstruct.2020.112140.

[8] A. Drachinsky, O. Avin, D.E. Raveh, Y. Ben-Shmuel, M. Tur, Flutter Tests of the Pazy Wing, in: AIAA SCITECH 2022 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2022. doi:10.2514/6.2022-2186.

[9] A. Alizadeh, Z. Ebrahimi, A. Mazidi, S.A. Fazelzadeh, Experimental Nonlinear Flutter Analysis of a Cantilever Wing/Store, Int. J. Struct. Stab. Dyn. 20 (2020) 2050082. doi:10.1142/S0219455420500820.

[10] I. Lottati, Flutter and divergence aeroelastic characteristics for composite forward swept cantilevered wing, J. Aircr. 22 (1985) 1001–1007. doi:10.2514/3.45238.

[11] M. Ghalandari, S. Shamshirband, A. Mosavi, K. Chau, Flutter speed estimation using presented differential quadrature method formulation, Eng. Appl. Comput. Fluid Mech. 13 (2019) 804–810. doi:10.1080/19942060.2019.1627676.

[12] G. Schewe, H. Mai, Experiments on transonic limit-cycle-flutter of a flexible swept wing, J. Fluids Struct. 84 (2019) 153–170. doi:10.1016/j.jfluidstructs.2018.07.005.

[13] M.R. Chiarelli, S. Bonomo, Numerical Investigation into Flutter and Flutter-Buffet Phenomena for a Swept Wing and a Curved Planform Wing, Int. J. Aerosp. Eng. 2019 (2019) 1–19. doi:10.1155/2019/8210235.