تحلیل پایداری آیروالاستیک سازه بال هواپیما و روتور متصل به آن

نادر وحدت آزاد^۱ دانشکده هوافضا دانشگاه هوایی شهید ستاری

جابر نورالهزاده^۳ دانشکده هوافضا دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم تحقیقات **احسان ظفری^۲** دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه یزد (تاریخ دریافت:۱۹۹۴/۷/۱۱: تاریخ پذیرش:۱۳۹۴/۷/۱۰)

چکیدہ

در این پژوهش با استفاده از روابط انرژی جنبشی، کرنشی و کار نیروهای ناپایستار بال هواپیما و روتور متصل به آن و با استفاده از معادله لاگرانژ، معادلات حرکت استخراج شده است. در مدلسازی، بال بهصورت یک تیر یکسرگیردار اویلر- برنولی و نیروی برآ و ممان در آیرودینامیک ناپایا نیز بهصورت ترمهایی از توابع تئودرسون درنظر گرفته شده است. تاثیر پارامترهایی همچون موقعیت قرارگیری روتور، نیروی تراست روتور، سرعت دورانی پرههای روتور و سرعت جریان هوا بر دامنه نوسانات و پایداری سامانه بررسی شده است. نتایج شبیهسازی عددی نشان میدهد که، با افزایش فاصله روتور از ابتدای بال دامنه نوسانات افزایش و با کاهش چشمگیر سرعت فلاتر باعث ناپایداری در سامانه می گردد. افزایش نیروی تراست نیز موجب افزایش دامنه ارتعاشات بال و افزایش سرعت فلاتر و در نهایت ناپایداری سامانه بال و روتور می گردد. علاوهبراین، برای سرعت جریان هوا بالاتر از سرعت فلاتر نیز ناپایداری در سیم در و می شود.

واژههای کلیدی: آیرودینامیک ناپایا، توابع تئودرسون، تیر یکسرگیردار اویلر- برنولی، فلاتر، تحلیل پایداری آیروالاستیک

Aeroelastic Stability Analysis of Aircraft Wing with Mounted Rotor

N. Vahdatazad Aerospace Engineering Department Shahid Sattari University **E. Zafari** Mechanical Engineering Department University of Yazd J. Nourallahzadeh Mechanical Engineering Department Islamic Azad University S&R Branch

(Received:23/October/2015; Accepted:11/November/2015)

ABSTRACT

In this study, using kinetic energy, strain energy and non-conservative forces work of the wing and flutter the governing equations of motion were derived through Lagrange's method. The wing preforms as a Cantilever Euler-Bernoulli beam and unsteady aerodynamic lift and moment are considered in terms of Theodorsen's function. The effects of rotor and its location, thrust force, blades angular velocity and air stream velocity on the wing flutter and dynamic stability of wing have been investigated. Numerical simulations are indicated that increasing the distance of the rotor location from tip of the wing, the amplitude of oscillations is increased and with dramatic reduction of flutter speed the instability can be observed in the system. The increasing of thrust force also results the increase of flutter speed and instability of the system. Furthermore, where the speed of air stream reaches higher than the flutter speed, instability occurs in the system.

Keywords: Unsteady Aerodynamic, Theodorsen's Function, Cantilever Euler-Bernoulli Beam, Flutter, Aeroelastic Stability Analysis

nader.vahdatazad@ssau.ac.ir - مربى (نویسنده پاسخگو): ۱- مربى

۲- دانشجوی دکتری: stu.yazd.ac.ir ۲- دانشجوی دکتری: ۲-

۳- دانشجوی دکتری: norollahzadeh@gmail.com

۱– مقدمه

1.8

امروزه با پیشرفت فناوری، اهمیت بررسی ارتعاشات دینامیک سازه بال هواپیما باتوجه به اثر تداخلی نیروهای الاستیک و اینرسی و همچنین پایداری سامانههای آیروالاستیکی که در معرض نیروهای ناپایستار هستند بهطور قابل ملاحظهای افزایش یافته است. محاسبه محدوده و کنترل شرایطی که این پدیدهها در آن به وقوع می پیوندند، ماموریتی مهم است که باعث افزایش امنیت پرواز، هدایت بهتر هواپیما و همچنین افزایش عمر هواپیما می شود.

یکی از اولین آثار در این زمینه پژوهشی از گلند^۱ [۱] است که مبتنی بر تعیین سرعت فلاتر بال یکسرگیردار میباشد. لوتاتی ۲ [۲] سرعت واگرایی یک بال کامپوزیتی را در شرایط پروازی آزاد مورد بررسی قرار داد و نشان داد ناپایداری فلاتر در تیرهای بدون قید خیلی بحرانی تر از ناپایداری واگرایی میباشد. کومو^۳ [۳] پایداری خمش- پیچشی تیر یک سرگیردار که انتهای آن تحت نیروی متمرکز جانبی قرار دارد را بررسی کرد. یانگ هویی ۲ [۴] مساله نایایداری و مدل آیروالاستیکی بالهای تاشو را بهصورت پارامتری بررسی کرد. ارتباط بین محدودههای پایداری و نیمه پایداری الاستیکی سامانه های ویسکوالاستیک تحت نیروهای ناپایستار توسط بولتین^۵ و زینژر^۶ [۵] مورد بررسی قرار گرفت. کامبک^۷ و همکارانش [۶] معادلات تیر یک سر گیردار نازک تحت نیروهای ناپایستار متمرکز را با روش کنترل پسخورد بررسی کردند. ناپایداری استاتیکی و دینامیکی تیر یک سر گیردار و صفحه پینی تحت نیروهای ناپایستار توسط ژائو^۸ و شریر^۹ [۷] مورد مطالعه قرار گرفت. فلت^{۱۰} و هرمان^{۱۱} [۸] روی نایایداری بال که به نوک آن جرم متصل شده و تحت اثر نیروی عرضی قرار داشت، مطالعاتی انجام دادند. هاجز^{۱۲} و همکارانش [۹] تاثیرات نیروی جانبی را برروی مرز ناپایداری نشان دادند. فاضلزاده و مزیدی [۱۰] ناپایداری

1- Goland

- 7- Kalmbach
- 8- Zuo
- 9- Schreyer 10- Feldt
- 11- Herrmann
- 12- Hodges

خمشی- پیچشی بال هواپیما را با جرم متمرکز تحت تاثیر نیروی تراست موتور بررسی کردند. فیروزآبادی و عسگریان [۱۱] پایداری مرزی یک بال کامپوزیتی تحت جریان مادونصوت تحت اثر نیروی تراست موتور را بهصورت آیروالاستیکی مورد بررسی قرار دادند. شاهوردی و همکارانش [۱۲] تحلیل پایداری آیروالاستیکی پیچشی- پسفاز کوپلشده در شرایط پرواز ثابت از سطح زمین را ارائه کردهاند.

در پژوهشهای گذشته تاثیر موقعیت روتور، سرعت دورانی پرههای روتور و نیروی تراست بر پایداری و دامنه ارتعاشات بررسی نشده است که در این پژوهش سعی شده با تحلیل پایداری آیرولاستیکی اثرات پارامترهای فوق و تاثیر هرکدام مورد مطالعه قرار گیرد.

۲- معادلات حاکم

سامانه مورد بررسی در این مقاله، تیر یکسرگیردار اويلر- برنولي با مقطع ايرفويل (بال) مي باشد كه يك روتور عرضی بر روی آن قرار گرفته است. تیر دارای خاصیت الاستیک بوده و دارای تغییرشکل عرضی w در راستای z و تغییرشکل پیچشی arphi حول محور i میباشد. روتور بهصورت صلب به تیر متصل شده و دارای پرهای الاستیک میباشد که تنها تحت اثر تغييرشكل عرضى h قرار مى گيرد. باتوجه به پيچيدهبودن دینامیک بال و پرههای روتور بهمنظور بهدست آوردن معادلات حرکت تیر، از دستگاه مختصات (x, y, z) با بردارهای یکه (i, j, k) مربوط به حالت قبل از تغییر شکل تیر و دستگاه مختصات (i', j', k') با بردارهای یکه (i', j', k') مربوط به حالت بعد از تغییرشکل تیر استفاده می شود. برای پره متصل به روتور نیز از دستگاه مختصات (x₁, y₁, z₁) با بردارهای یکه (i_1, j_1, k_1) و بعد از تغییرشکل عرضی پره (x_2, y_2, z_2) با بردارهای یکه (i_2, j_2, k_2) استفاده می شود که طبق رابطه زیر به هم مرتبط می شوند:

$$\vec{i} = i + w'k,$$

$$\vec{j}' = -w'\sin\varphi \,\vec{i} + \cos\varphi \,\vec{j} + \sin\varphi \,\vec{k},$$

$$\vec{k}' = -w'\cos\varphi \,\vec{i} - \sin\varphi \,\vec{j} + \cos\varphi \,\vec{k},$$

$$\vec{i}_1 = -\cos(\kappa t) \,\vec{i}' + \sin(\kappa t) \,\vec{k}',$$

$$\vec{k}_1 = -\sin(\kappa t) \,\vec{i}' + \cos(\kappa t) \,\vec{k}',$$

$$\vec{i}_2 = \vec{i}_1 + h' \vec{k}_1, \,\vec{k}_2 = -h' \vec{i}_1 + \vec{k}_1,$$

$$\vec{j}_1 = \vec{j}', , \, \vec{j}_2 = \vec{j}_1.$$
(1)

11

²⁻ Lottati

³⁻ Como

⁴⁻ Younhui

⁵⁻ Bolotin

⁶⁻ Zhinzher

$$U = \frac{1}{2} \int_{0}^{L} \iint_{A} \left(\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \varepsilon_{x\zeta} \right) d\eta d\zeta dx. \quad (\forall)$$

$$(\forall)$$

$$(\forall)$$

$$(\forall)$$

$$\sigma_{xx} = E\varepsilon_{xx}, \ \sigma_{x\eta} = G\varepsilon_{x\eta}, \ \sigma_{x\zeta} = G\varepsilon_{x\zeta}. \tag{A}$$

و همچنين:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{2} w'^{2} + \frac{1}{2} (\eta_{w}^{2} + \zeta_{w}^{2}) \varphi'^{2} - \eta_{w} w'' \varphi - \zeta_{w} w'', \qquad (9)$$

$$\varepsilon_{x\eta} = -\zeta_{w} \varphi', \quad \varepsilon_{x\zeta} = \eta_{w} \varphi'.$$

با انتگرال گیری روی سطح بال و جایگذاری و با فرض کوچک بودن *φ* درنهایت انرژی کرنشی بال به صورت زیر حاصل می گردد:

$$\begin{split} U_w = & \frac{1}{2} \int_0^L \begin{bmatrix} G_w J_w {\varphi'}^2 + E_w I_{yw} w''^2 \\ + fz_r Heaviside(x_r - x) \varphi' \\ + fx_r Heaviside(x_r - x) \varphi w'' \end{bmatrix} dx. \end{split} \tag{1.1}$$

تئوری تئودرسن به تحلیل آیرودینامیک ناپایا برای یک ایرفویل نازک که درحال نوسانات کوچک در سیال تراکم ناپذیر است میپردازد. در این تئوری نیروی برآ شامل جملههای چرخشی و غیرچرخشی میباشد، درحالیکه گشتاور پیچشی چول مربع عرض بال کاملاً غیرچرخشی است. براساس این تئوری، نیروی برآ و گشتاور پیچشی به صورت زیر مدل می شوند [۱۴]:

$$L = 2\pi\rho_{\infty}UbC(k) \begin{bmatrix} w + U\theta + b\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\theta} \\ +\pi\rho_{\infty}b^{2}\left(\ddot{w} + U\dot{\theta} - ba\ddot{\theta}\right) \end{bmatrix},$$

$$M = -\pi\rho_{\infty}b^{3}\left[\frac{1}{2}\ddot{w} + U\dot{\theta} + b\left(\frac{1}{8} - \frac{a}{2}\right)\right].$$
 (11)

در معادلات بالا U سرعت سیال، b عرض بال و a فاصله مرکز جرم تا مرکز آیرودینامیکی بال میباشد، همچنین، C(k) تابع مختلط تئودرسن میباشد.

که در آن، K سرعت دورانی پره روتور میباشد.

۳-معادلات حرکت

در این بخش ابتدا با بهدست آوردن انرژی جنبشی و کرنشی بال و پرههای روتور عرضی متصل به آن و همچنین کار مجازی نیروهای ناپایستار روابط انرژی را استخراج و سپس با استفاده از معادلات لاگرانژ معادلات حرکت حاصل می گردد.

۳-۱-انرژی جنبشی و کرنشی بال

برای بهدست آوردن انرژی جنبشی بال، موقعیت یک نقطه دلخواه روی تیر بعد از تغییرشکل بهصورت زیر بیان می شود [۱۳]:

$$\vec{R}_{w} = x_{w}\vec{i} + y_{w}\vec{j} + z_{w}\vec{k}.$$
(7)

$$x_{w} = x - w' [\eta \sin \varphi + \zeta \cos \varphi],$$

$$y_{w} = \eta \cos \varphi - \zeta \sin \varphi,$$

$$z_{w} = w + \eta \sin \varphi + \zeta \cos \varphi.$$
 (7)

که در آن، η_w, η_w مختصات نقطه ای دلخواه روی سطح مقطع بال میباشد. سرعت این نقطه روی بال نسبت به دستگاه اینرسی به صورت زیر نوشته می شود:

$$\vec{V}_w = \dot{x}_w \vec{i} + \dot{y}_w \vec{j} + \dot{z}_w \vec{k}.$$
(f)

با استفاده از روابط (۴–۳) می توان انرژی جنبشی بال را با انتگرال گیری روی حجم بهدست آورد:

$$T_{w} = \frac{1}{2} \int_{0}^{L} \iint_{A_{w}} \rho_{w} \vec{V}_{w} \cdot \vec{V}_{w} \, d\eta_{w} \, d\zeta_{w} \, dx. \tag{(a)}$$

که در آن، $\rho_w \in \mathcal{P}_w$ چگالی بال میباشد. درنهایت با حذف ترمهای غیرخطی رابطه نهایی برای انرژی جنبشی بال بهفرم زیر حاصل می گردد:

$$T_{w} = \frac{1}{2} \int_{0}^{L} m_{w} \begin{bmatrix} \dot{w}^{2} + e_{w} \dot{w} \dot{\phi} \\ + I_{y}^{2} (w'^{2} \dot{\phi}^{2} \phi^{2} + \dot{w}'^{2} - 0.5 \dot{w}' \phi w' \dot{\phi}) \\ + I_{z}^{2} (w'^{2} \dot{\phi}^{2} + \dot{w}'^{2} \phi^{2} + 0.5 \dot{w}' \phi w' \dot{\phi}) \\ + k_{w}^{2} (\phi^{2} \phi^{2} + \dot{\phi}^{2}) \end{bmatrix} dx.$$
(5)

که در آن، m_w جرم بال، e_w^o فاصله مرکز جرم تا مرکز آیرودینامیک، I_z ممان اینرسی حول محور y, I_z ممان اینرسی حول محور z, φ زاویه پیچش بال و k_w شعاع ژیراسیون بال میباشد. رابطه کلی انرژی کرنشی تیر باتوجه به ترمهای کرنش و تنشهای مهندسی برابر است با: روابط انرژی کرنشی پرهها همانند انرژی کرنشی بال میباشد با این تفاوت که، از پیچش پرهها صرفنظر میشود و همچنین نیروی تراست به پرهها وارد نمی شود که با حذف ترمهای غیرخطی به صورت زیر نوشته می شود:

$$U_{b} = \frac{1}{2} \int_{0}^{L'} \left(E_{b} I_{yb} h''^{2} \right) dx.$$
 (YY)

مدول یانگ پره و I_{yb} گشتاور اینرسی سطح مقطع پره E_b نسبت به محور y_2 میباشد.

معادلات حرکت را با استفاده از روش ریتز و با به کارگیری موردهای فرضی و انتگرالگیری از روابط انرژی حاصل شده در طول بال می توان به روابط صرفاً تابعی از زمان دست یافت که با به کارگیری روش لاگرانژ این معادلات حرکت حاصل می گردد. مودهای فرض شده را می توان به فرم زیر درنظر گرفت:

$$w(x,t) = \sum_{i=1}^{n} W_i(x) R_i(t),$$

$$\varphi(x,t) = \sum_{i=1}^{n} \phi_i(x) S_i(t),$$

$$h(x,t) = \sum_{i=1}^{n} H_i(x) T_i(t).$$

(17)

با بهدست آوردن ترمهای انرژی بال و پرههای روتور متصل به آن و انتگرال گیری روی طول و همچنین با استفاده از مدهای فرضی روش ریتز روابطی صرفاً تابع زمان حاصل شد که می توان با جایگذاری در رابطه لاگرانژ زیر معادلات حرکت را بهدست آورد [۱۵]:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}}\right) - \frac{\partial T}{\partial q} + \frac{\partial U}{\partial q} = x_q. \tag{(14)}$$

که در آن، T انرژی جنبشی، U انرژی پتانسیل و x_q مختصه تعمیمیافته معرفی میشود.

۴- نتایج و بحث

بـرای شـبیهسـازی و بررسـی نتـایج، مـدل بـال گلنـد [۱] بـا مشخصات زیر در جدول **۱** درنظر گرفته شده است.

در ابتدا تاثیر موقعیت روتور در طول بال بررسی شده و نتایج نوسانات بال و پرهها در شکلهای **۳–۱** مشاهده می شود. بدین منظـــور طـــول پــره $L_b = 0.75m$ و ســرعت ســیال نیز U = 100m/s درنظر گرفته شده است. کار مجازی نیروهای آیرودینامیکی و δw_T کار مجازی نیروی تراست میباشد که بهترتیب، بهصورت زیر نوشته میشود:

$$\delta w_A = \int_0^L \left(L \,\delta w + M \,\delta \varphi \right) dx. \tag{17}$$

$$\delta w_T = \int_0^L \vec{f} \cdot \delta \vec{R}_r \, dx. \tag{14}$$

که،
$$\vec{F}$$
 نیروی تراست روتور در راستای $' \vec{i}_{r}$ بردار موقعیت
مرکز روتور میباشد که به صورت زیر بیان می شود:
(۵۵) $\vec{R} = \vec{K} + \vec{i} + \vec{k} + \vec{k}$

$$\delta w_{w} = \int_{0}^{L} \begin{cases} f \left[(x_{w} - x_{w'}) \delta w + x_{\varphi} \delta \varphi \right] \delta(x - x_{r}) \\ + \left[L \delta w + M \delta \varphi \right] \end{cases} dx.$$
(19)

$$\Delta w_{w} = \int_{0}^{L} \begin{cases} f \left[(x_{w} - x_{w'}) \delta w + x_{\varphi} \delta \varphi \right] \delta(x - x_{r}) \\ + \left[L \delta w + M \delta \varphi \right] \end{cases} dx.$$

$$x_{w} = \left(1 - \frac{1}{2}w'^{2}\right)\sin\varphi,$$

$$x_{w'} = \frac{1}{2}w'^{3}\sin\varphi(y_{r}\sin\varphi + z_{r}\cos\varphi),$$

$$x_{\varphi} = \frac{1}{4}w'^{4}\sin\varphi(y_{r}\cos\varphi - z_{r}\sin\varphi) - z_{r}.$$
 (19)

موقعیت یک نقطه دلخواه روی پره روتور تا مرکز بعد از تغییرشکل و با حذف ترمهای غیرخطی و همچنین نادیده گرفتن سرعتهای مانور مطابق رابطه زیر بیان می شود: $\vec{r}_{b} = \begin{bmatrix} x - h'(\eta_{b}\sin\varphi + \zeta_{b}\cos\varphi) \end{bmatrix} \vec{l}_{1}$ $+ \begin{bmatrix} \eta_{b}\cos\varphi - \zeta_{b}\sin\varphi \end{bmatrix} \vec{j}_{2}$ (۱۸) $+ \begin{bmatrix} h + \eta_{b}\sin\varphi + \zeta_{b}\cos\varphi \end{bmatrix} \vec{k}_{1}.$

این نقطه نسبت به ابتدای تیر به صورت زیر نوشته می شود:
$$\vec{R}_{b} = \vec{r}_{b} + x_{r}\vec{i} + y_{r}\vec{j}' + z_{r}\vec{k}' + w\vec{k}.$$
 (۱۹)
که سرعت این نقطه نیز برابر است با:

$$\vec{V_b} = \frac{\partial \vec{R}_b}{\partial t} - \kappa \vec{j}_1 \times \vec{r}_b. \tag{(7.1)}$$

$$T_b = \frac{1}{2} \int_0^{L'} \iint_{A_b} \rho_b \vec{V_b} \cdot \vec{V_b} \, d\eta_b d\zeta_b dx_b. \tag{11}$$

جدول (۱): مشخصات فیزیکی وهندسی بال مدل شده.

مقدار	پارامتر
۹۷۶۵(KN.m ²)	سختی خمشی بال
۹۸۹(KN.m ²)	سختی پیچشی بال
۹۷۶۵(KN.m ²)	سختی خمشی پرہ
۶/۱(m)	طول بال
۱(m)	طول پره
۳۵/۶۹۵(Kg/m)	جرم بر واحد طول بال
۱۵(Kg/m)	جرم بر واحد طول هر پره



همان طور که مشخص است، با افزایش فاصله روتور از ابتدای بال دامنه نوسانات عرضی و پیچشی بال و پرهها افزایش مییابد و میتوان مشاهده نمود که وجود سیال بهصورت یک پراکننده عمل کرده و باعث کاهش نوسانات با گذشت زمان میشود.





بهمنظور بررسی تاثیر سرعت پرهها بر نوسانات بال و روتـور، پاسخ سامانه در شکلهای**۶-۴** نمایش داده شده است.



دیده می شود که افزایش سرعت پرهها، موجب افزایش دامنه نوسانات عرضی و پیچشی بال و روتور می گردد که این افزایش سرعت روی دامنه نوسانات عرضی پره تاثیر بیش تری دارد.





شکل (۶): نوسانات عرضی پرهها نسبت به سرعت پرهها.

تاثیر نیروی تراست روتور بر نوسانات بال و پره را در شکلهای ۹–۷ می توان ملاحظه نمود. که مشاهده شده ا افزایش نیروی تراست موجب افزایش دامنه ارتعاشات بال می شود و این روند با افزایش سـرعت فلاتـر بـهصـورت نمـایی، موجب ناپایداری سامانه در سرعتهای پایین می گردد.





شکل (۸): نوسانات پیچشی بال نسبت به نیروی تراست روتور.



شکل (۹): نوسانات عرضی پرهها نسبت به نیروی تراست روتور.

بهمنظور تحلیل پایداری سامانه بال و روتور عرضی متصل به آن، تاثیر پارامترهای موقعیت طولی روتور، نیروی تراست روتـور و سرعت دورانی پرهها بر روی سرعت فلاتر بررسی شد.

همان طور که در شکل ۱۰ می توان مشاهده کرد، افزایش فاصله روتور از ابتدای بال، سرعت فلاتر را کاهش میدهد که افزایش نیروی تراست موجب کاهش بیشتر سرعت فلاتر می شود که این نتیجه در نیمه دوم بال بسیار بیش تر است.





باتوجه به شکل **۱۳** در سرعتهای پایین تر از سرعت فلاتر، سامانه پایدار و نوسانات میرا می شود. با درنظر گرفتن سرعت سیال U = 120m/s برابر سرعت فلاتر، پاسخ سامانه تقریباً نوسانی محض شده است که در شکل **۱۴** نمایش داده شده است. با افرایش سرعت سیال نسبت به سرعت فلاتر U = 140m/s نوسانات افزایش یافته و سامانه ناپایدار می گردد که می توان در شکل **۱۵** این موضوع را مشاهده نمود.



۴- نتیجه گیری

در این پژوهش بحث و تحلیل آیروالاستیکی و پایداری بال هواپیما و روتور عرضی متصل به آن در معرض سیال ناپایا انجام شد. تاثیر پارامترهایی چون موقعیت قرارگیری روتور، نیروی تراست، سرعت دورانی پرهها و سرعت سیال بر نوسانات و پایداری سامانه بررسی گردید. نتایج نشان میدهد که افزایش



همچنین، باتوجه به شکل ۱۱ که تاثیر سرعت دورانی پرهها بر روی سرعت فلاتر را برای یک نیروی تراست و نسبت به طولهای مختلف پره بررسی شده است، مشخص است که افزایش طول و سرعت دورانی پرهها، موجب کاهش سرعت فلاتر میشود و این کاهش سرعت در پرههای طویل تر با شیب بیشتری رخ میدهد.

بهمنظور بررسی اثر نیروی تراست در سرعتهای مختلف پره بر روی سرعت فلاتر مجموعه بال و روتور عرضی متصل به آن، شکل **۱۲** ترسیم شده است. همانطورکه مشاهده می شود، افزایش طول پره و سرعت دورانی، کاهش سرعت فلاتر را بههمراه دارد.

نهایت امر نیز، با تغییر مقدار سرعت سیال برای سرعتهای کمتر از سرعت فلاتر، مرز سرعت فلاتر و بالاتر از آن، پاسخ زمانی سامانه بال و روتور ترسیم شده است که پایداری سامانه نسبت به این سرعتها بررسی می گردد.



- Shahverdi, H., Nobari, A.S., Behbahani-Nejad, M. and Haddadpour, H. "Aeroelastic Analysis of Helicopter Rotor Blade in Hover Using an Efficient Reduced-Order Aerodynamic Model", Journal of Fluids and Structures, Vol. 25, pp. 1243-1257, 2009.
- Hodges, D.H. and Dowell, E.H. "Nonlinear Equations of Motion for the Elastic Bending and Torsion of Twisted Non-uniform Rotor Blades", NASA technical note, NASA TN D-7818, 1974.
- 14. Hodges, D.H. and Alvin Pierce, G. "Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity", Second Edition, Cambridge University Press, 2002.

فاصله روتور نسبت به ابتدای بال موجب افزایش دامنه نوسانات شده و باعث ناپایداری سامانه می گردد. همچنین، افزایش طول و سرعت دورانی پرهها نیز باعث افزایش دامنه ارتعاشات و کاهش سرعت فلاتر و ناپایداری در سامانه می گردد که در سرعتهای کمتر این ناپایداری بیشتر دیده می شود. سیالی که به نسبت سرعت فلاتر از مقدار سرعت بالاتری برخوردار بوده است نیز باعث افزایش نوسانات و موجب ناپایداری در سامانه شده است.

۴- مراجع

- Goland, M. "The Flutter of a Uniform Cantilever Wing", Journal of Applied Mechanics, Vol. 12, pp. 197-208, 1945.
- Lottati, I. "Aeroelastic Stability Characteristics of a Composite Swept Wing with Tip Weights for an Unrestrained Vehicle", Journal of Aircraft, Vol. 24, pp. 793-802, 1987.
- Como, M. "Lateral Buckling of a Cantilever Subjected to a Transverse Follower Force", Journal of Applied Mechanics, Vol. 2, pp. 515-523, 1966.
- 4. Yonghui, Z. and Haiyan, H. "Parameterized Aeroelastic Modeling and Flutter Analysis for a Folding Wing". Journal of Sound and Vibration, Vol. 331, pp. 308-324, 2012.
- Bolotin, V.V. and Zhinzher, N.I. "Effects of Damping on Stability of Elastic Systems Subjected to Nonconservative Forces", Int. J. Of Solids and Structures, Vol. 5, pp. 965-989, 1969.
- Kalmbach, C.F., Dowell, E.H. and Moon, F.C. "The Suppression of a Dynamic Instability of an Elastic Body Using Feedback Control", Int. J. Of Solids and Structures, Vol. 10, pp. 361-381, 1974.
- Zuo, Q.H. and Schreyer, H.L. "Flutter and Divergence Instability of Non-conservative Beams and Plates", Int. J. Of Solids and Structures, Vol. 33, pp. 1355-1367, 1996.
- 8. Feldt, W.T. and Herrmann, G. "Bending-Torsional Flutter of a Cantilevered Wing Vontaining a Tip Mass and Subjected to a Transverse Follower Force", Journal of the Franklin Institute, Vol. 297, pp. 467-478, 1974.
- Hodges, D.H., Patil, M.J. and Chae, S. "Effect of Thrust on Bending-Torsion Flutter of Wings". Journal of Aircraft, Vol. 39, pp. 371-376, 2002.
- Fazelzadeh, S.A., Mazidi, A. and Kalantari, H. "Bending-Torsional Flutter of Wing with an Attached Mass Subjected to a Follower Force", Journal of Sound and Vibration, Vol. 323, pp. 148-162, 2009.
- Firouz-Abadi, R.D., Askarian, A.R. and Zarifian, P. "Effect of Thrust on the Aeroelastic Instability of a Composite Swept Wing with Two Engines in Subsonic Compressible Flow", Journal of Fluids and Structures, Vol. 36, pp. 18-31, 2013.