

تحلیل پایداری آیروالاستیک سازه بال هواپیما و روتور متصل به آن

جابر نورالله زاده^۳

دانشکده هوافضا
دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم تحقیقات

احسان ظفری^۲

دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه یزد
(تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۷/۱؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۷/۲۰)

نادر وحدت آزاد^۱

دانشکده هوافضا
دانشگاه هوایی شهید ستاری

چکیده

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 مدل سازی، بال به صورت یک تیر یک سرگردار اوپلر-برنولی و نیروی برآ و ممان در آیرودینامیک ناپایا نیز به صورت ترمهایی از توابع تئودرسون در نظر گرفته شده است. تاثیر پارامترهایی همچون موقعیت قرارگیری روتور، نیروی تراست روتور، سرعت دورانی پره های روتور و سرعت جریان هوا بر دامنه نوسانات و پایداری سامانه بررسی شده است. نتایج شبیه سازی عددی نشان می دهد 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. علاوه بر این، برای سرعت جریان هوا بالاتر از سرعت فلاتر نیز ناپایداری در سیستم دیده می شود.

واژه های کلیدی: آیرودینامیک ناپایا، توابع تئودرسون، تیر یک سرگردار اوپلر-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

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

۲- دانشجوی دکتری: zafari.ehsan@stu.yazd.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری: norollahzadeh@gmail.com

۱- مقدمه

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 می‌پیوندند، ماموریتی مهم است که باعث افزایش امنیت پرواز، هدایت بهتر هواپیما و همچنین افزایش عمر هواپیما می‌شود.

یکی از اولین آثار در این زمینه پژوهشی از گلند^۱ [۱] است که مبتنی بر تعیین سرعت فلاتر بال یک‌سرگردار 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 بحرانی‌تر از ناپایداری واگرایی می‌باشد. کومو^۳ [۳] پایداری خمش - پیچشی تیر یک‌سرگردار که انتهای آن تحت نیروی متمرکز جانبی قرار دارد را بررسی کرد. یانگ هویی^۴ [۴] مساله ناپایداری و مدل آیروالاستیکی بال‌های تاشو را به‌صورت پارامتری بررسی کرد. ارتباط بین محدوده‌های پایداری و نیمه‌پایداری الاستیکی سامانه‌های ویسکوالاستیک تحت نیروهای ناپایستار توسط بولتین^۵ و زینزر^۶ [۵] مورد بررسی قرار گرفت. کامبک^۷ و همکارانش [۶] معادلات تیر یک‌سرگردار نازک تحت نیروهای ناپایستار متمرکز را با روش کنترل پس‌خورد بررسی کردند. ناپایداری استاتیکی و دینامیکی تیر یک‌سرگردار و صفحه پینی تحت نیروهای ناپایستار توسط ژائو^۸ و شیریر^۹ [۷] مورد مطالعه قرار گرفت. فلت^{۱۰} و هرمان^{۱۱} [۸] روی ناپایداری 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 بر روی مرز ناپایداری نشان دادند. فاضل‌زاده و مزیدی [۱۰] ناپایداری

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 آیروالاستیکی اثرات پارامترهای فوق و تاثیر هرکدام مورد مطالعه قرار گیرد.

۲- معادلات حاکم

سامانه مورد بررسی در این مقاله، تیر یک‌سرگردار اوپلر - برنولی با مقطع ایرفویل (بال) می‌باشد که یک روتور عرضی بر روی آن قرار گرفته است. تیر دارای خاصیت الاستیک بوده و دارای تغییرشکل عرضی w در راستای z و تغییرشکل پیچشی φ حول محور i می‌باشد. روتور به‌صورت صلب به تیر متصل شده و دارای پره‌ای الاستیک می‌باشد که تنها تحت اثر تغییرشکل عرضی h قرار می‌گیرد. باتوجه به پیچیده‌بودن دینامیک بال و پره‌های روتور به‌منظور به‌دست آوردن معادلات حرکت تیر، از دستگاه مختصات (x, y, z) با بردارهای (i, j, k) یکپارچه به حالت قبل از تغییرشکل تیر و دستگاه مختصات (x', y', z') با بردارهای (i', j', k') یکپارچه به حالت بعد از تغییرشکل تیر استفاده می‌شود. برای پره متصل به روتور نیز از دستگاه مختصات (x_1, y_1, z_1) با بردارهای (i_1, j_1, k_1) و بعد از تغییرشکل عرضی پره (x_2, y_2, z_2) با بردارهای (i_2, j_2, k_2) استفاده می‌شود که طبق رابطه زیر به هم مرتبط می‌شوند:

$$\begin{aligned} \vec{i}' &= \vec{i} + w\vec{k}, \\ \vec{j}' &= -w'\sin\varphi\vec{i} + \cos\varphi\vec{j} + \sin\varphi\vec{k}, \\ \vec{k}' &= -w'\cos\varphi\vec{i} - \sin\varphi\vec{j} + \cos\varphi\vec{k}, \\ \vec{i}_1 &= -\cos(\kappa t)\vec{i}' + \sin(\kappa t)\vec{k}', \\ \vec{k}_1 &= -\sin(\kappa t)\vec{i}' + \cos(\kappa t)\vec{k}', \\ \vec{i}_2 &= \vec{i}_1 + h\vec{k}_1, \quad \vec{k}_2 = -h\vec{i}_1 + \vec{k}_1, \\ \vec{j}_1 &= \vec{j}', \quad \vec{j}_2 = \vec{j}_1. \end{aligned} \quad (1)$$

- 1- Goland
- 2- Lottati
- 3- Como
- 4- Younhui
- 5- Bolotin
- 6- Zhinzher
- 7- Kalmbach
- 8- Zuo
- 9- Schreyer
- 10- Feldt
- 11- Herrmann
- 12- Hodges

$$U = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \varepsilon_{x\zeta}) d\eta d\zeta dx. \quad (7)$$

که مطابق قوانین هوک داریم:

$$\sigma_{xx} = E \varepsilon_{xx}, \quad \sigma_{x\eta} = G \varepsilon_{x\eta}, \quad \sigma_{x\zeta} = G \varepsilon_{x\zeta}. \quad (8)$$

و همچنین:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{1}{2} w'^2 + \frac{1}{2} (\eta_w^2 + \zeta_w^2) \varphi'^2 - \eta_w w'' \varphi - \zeta_w w'', \quad (9)$$

$$\varepsilon_{x\eta} = -\zeta_w \varphi', \quad \varepsilon_{x\zeta} = \eta_w \varphi'.$$

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

$$U_w = \frac{1}{2} \int_0^L \left[\begin{array}{l} G_w J_w \varphi'^2 + E_w I_{yw} w''^2 \\ + f z_r \text{Heaviside}(x_r - x) \varphi' \\ + f x_r \text{Heaviside}(x_r - x) \varphi w'' \end{array} \right] dx. \quad (10)$$

J_w, G_w, I_{yw}, E_w به ترتیب مدول یانگ، ممان اینرسی سطح مقطع بال نسبت به محور y ، مدول برشی و ثابت صلبیت پیچشی می باشد.

تئوری تفودرسن به تحلیل آبرودینامیک ناپایا برای یک ایرفویل نازک که در حال نوسانات کوچک در سیال تراکم ناپذیر است می پردازد. در این تئوری نیروی برآ شامل جمله های چرخشی و غیرچرخشی می باشد، در حالی که گشتاور پیچشی حول مربع عرض بال کاملاً غیرچرخشی است. براساس این تئوری، نیروی برآ و گشتاور پیچشی به صورت زیر مدل می شوند [۱۴]:

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

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

در معادلات بالا U سرعت سیال، b عرض بال و a فاصله مرکز جرم تا مرکز آبرودینامیکی بال می باشد، همچنین، $C(k)$ تابع مختلط تفودرسن می باشد.

۳-۲- کار مجازی نیروهای ناپایستار

کار مجازی نیروهای ناپایستار روی بال به فرم کلی زیر تعریف می شود:

$$\delta w_w = \delta w_A + \delta w_T. \quad (12)$$

که در آن، K سرعت دورانی پره روتور می باشد.

۳- معادلات حرکت

در این بخش ابتدا با به دست آوردن انرژی جنبشی و کرنشی بال و پره های 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 به دست آوردن انرژی جنبشی بال، موقعیت یک نقطه دلخواه روی تیر بعد از تغییر شکل به صورت زیر بیان می شود [۱۳]:

$$\vec{R}_w = x_w \vec{i} + y_w \vec{j} + z_w \vec{k}. \quad (2)$$

که، (x_w, y_w, z_w) برابر می باشند با:

$$\begin{aligned} x_w &= x - w' [\eta \sin \varphi + \zeta \cos \varphi], \\ y_w &= \eta \cos \varphi - \zeta \sin \varphi, \\ z_w &= w + \eta \sin \varphi + \zeta \cos \varphi. \end{aligned} \quad (3)$$

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

$$\vec{V}_w = \dot{x}_w \vec{i} + \dot{y}_w \vec{j} + \dot{z}_w \vec{k}. \quad (4)$$

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

$$T_w = \frac{1}{2} \int_0^L \iint_{A_w} \rho_w \vec{V}_w \cdot \vec{V}_w d\eta_w d\zeta_w dx. \quad (5)$$

که در آن، ρ_w چگالی بال می باشد. در نهایت با حذف ترم های غیرخطی رابطه نهایی برای انرژی جنبشی بال به فرم زیر حاصل می گردد:

$$T_w = \frac{1}{2} \int_0^L m_w \left[\begin{array}{l} \dot{w}^2 + e_w \dot{w} \dot{\varphi} \\ + I_y^2 (w'^2 \dot{\varphi}^2 + \dot{w}'^2 - 0.5 \dot{w}' \varphi w' \dot{\varphi}) \\ + I_z^2 (w'^2 \dot{\varphi}^2 + \dot{w}'^2 + 0.5 \dot{w}' \varphi w' \dot{\varphi}) \\ + k_w^2 (\dot{\varphi}^2 \varphi^2 + \dot{\varphi}^2) \end{array} \right] dx. \quad (6)$$

که در آن، m_w جرم بال، e_w فاصله مرکز جرم تا مرکز آبرودینامیک، I_y ممان اینرسی حول محور y ، I_z ممان اینرسی حول محور z ، φ زاویه پیچش بال و k_w شعاع ژیراسیون بال می باشد. رابطه کلی انرژی کرنشی تیر باتوجه به ترم های کرنش و تنش های مهندسی برابر است با:

روابط انرژی کرنشی پرها همانند انرژی کرنشی بال می‌باشد با این تفاوت که، از پیچش پرها صرف‌نظر می‌شود و همچنین نیروی تراست به پرها وارد نمی‌شود که با حذف ترم‌های غیرخطی به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$U_b = \frac{1}{2} \int_0^{L'} (E_b I_{yb} h''^2) dx. \quad (22)$$

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

معادلات حرکت را با استفاده از روش ریتز و با به‌کارگیری موردهای فرضی و انتگرال‌گیری از روابط انرژی حاصل شده در طول بال می‌توان به روابط صرفاً تابعی از زمان دست یافت که با به‌کارگیری روش لاگرانژ این معادلات حرکت حاصل می‌گردد. موردهای فرض شده را می‌توان به‌فرم زیر در نظر گرفت:

$$\begin{aligned} w(x,t) &= \sum_{i=1}^n W_i(x) R_i(t), \\ \varphi(x,t) &= \sum_{i=1}^n \phi_i(x) S_i(t), \\ h(x,t) &= \sum_{i=1}^n H_i(x) T_i(t). \end{aligned} \quad (23)$$

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

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial T}{\partial q} + \frac{\partial U}{\partial q} = x_q. \quad (24)$$

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

۴- نتایج و بحث

برای شبیه‌سازی و بررسی نتایج، مدل بال گلند [۱] با مشخصات زیر در جدول ۱ در نظر گرفته شده است.

در ابتدا تاثیر موقعیت روتور در طول بال بررسی شده و نتایج نوسانات بال و پرها در شکل‌های ۳-۱ مشاهده می‌شود. بدین منظور طول پره $L_b = 0.75m$ و سرعت سیال نیز $U = 100m/s$ در نظر گرفته شده است.

کار مجازی نیروهای آیرودینامیکی و δw_T کار مجازی نیروی تراست می‌باشد که به ترتیب، به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\delta w_A = \int_0^L (L \delta w + M \delta \varphi) dx. \quad (13)$$

$$\delta w_T = \int_0^L \vec{f} \cdot \delta \vec{R}_r dx. \quad (14)$$

که، \vec{f} نیروی تراست روتور در راستای \vec{j}' و بردار موقعیت مرکز روتور می‌باشد که به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\vec{R}_r = x_r \vec{i} + y_r \vec{j}' + z_r \vec{k}' + w \vec{k}. \quad (15)$$

با گرفتن وریشن از بردار \vec{R}_r در نهایت کار نیروهای ناپایستار به صورت زیر حاصل می‌گردد:

$$\delta w_w = \int_0^L \left\{ f \left[(x_w - x_w') \delta w + x_\varphi \delta \varphi \right] \delta (x - x_r) \right. \\ \left. + [L \delta w + M \delta \varphi] \right\} dx. \quad (16)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} x_w &= \left(1 - \frac{1}{2} w'^2 \right) \sin \varphi, \\ x_w' &= \frac{1}{2} w'^3 \sin \varphi (y_r \sin \varphi + z_r \cos \varphi), \\ x_\varphi &= \frac{1}{4} w'^4 \sin \varphi (y_r \cos \varphi - z_r \sin \varphi) - z_r. \end{aligned} \quad (17)$$

۳-۳- انرژی جنبشی و کرنشی پره‌های روتور

موقعیت یک نقطه دلخواه روی پره روتور تا مرکز بعد از تغییر شکل و با حذف ترم‌های غیرخطی و همچنین نادیده گرفتن سرعت‌های مانور مطابق رابطه زیر بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} \vec{r}_b &= [x - h'(\eta_b \sin \varphi + \zeta_b \cos \varphi)] \vec{i}_1 \\ &+ [\eta_b \cos \varphi - \zeta_b \sin \varphi] \vec{j}_2 \\ &+ [h + \eta_b \sin \varphi + \zeta_b \cos \varphi] \vec{k}_1. \end{aligned} \quad (18)$$

این نقطه نسبت به ابتدای تیر به صورت زیر نوشته می‌شود:

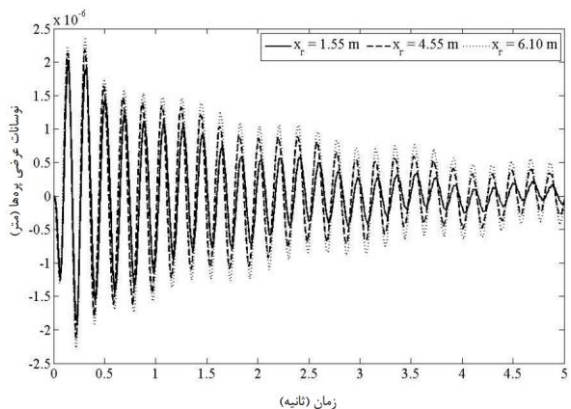
$$\vec{R}_b = \vec{r}_b + x_r \vec{i} + y_r \vec{j}' + z_r \vec{k}' + w \vec{k}. \quad (19)$$

که سرعت این نقطه نیز برابر است با:

$$\vec{V}_b = \frac{\partial \vec{R}_b}{\partial t} - \kappa \vec{j}_1 \times \vec{r}_b. \quad (20)$$

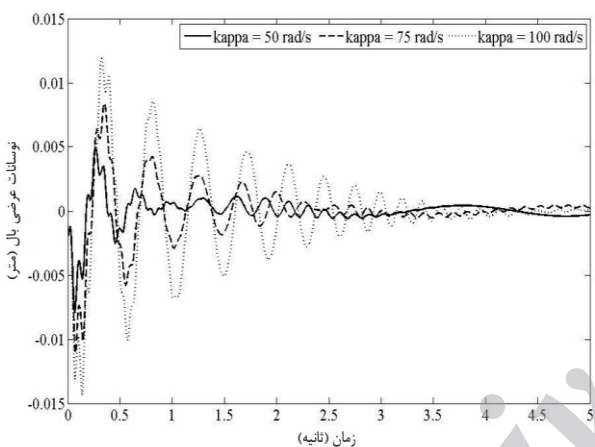
نهایتاً می‌توان طبق رابطه زیر، T_b انرژی جنبشی پره را به‌دست آورد:

$$T_b = \frac{1}{2} \int_0^{L'} \iint_{A_b} \rho_b \vec{V}_b \cdot \vec{V}_b d\eta_b d\zeta_b dx_b. \quad (21)$$



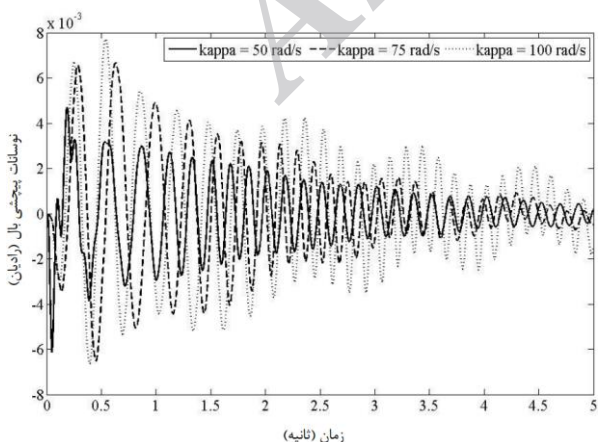
شکل (۳): نوسانات عرضی پره‌ها نسبت به موقعیت روتور.

به منظور بررسی تاثیر سرعت پره‌ها بر نوسانات بال و روتور، پاسخ سامانه در شکل‌های ۴-۶ نمایش داده شده است.



شکل (۴): نوسانات عرضی بال نسبت به سرعت پره‌ها.

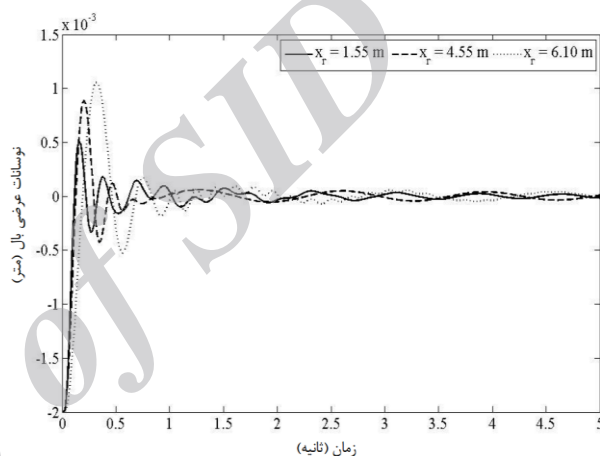
دید می‌شود که افزایش سرعت پره‌ها، موجب افزایش دامنه نوسانات عرضی و پیچشی بال و روتور می‌گردد که این افزایش سرعت روی دامنه نوسانات عرضی پره تاثیر بیش‌تری دارد.



شکل (۵): نوسانات پیچشی بال نسبت به سرعت پره‌ها.

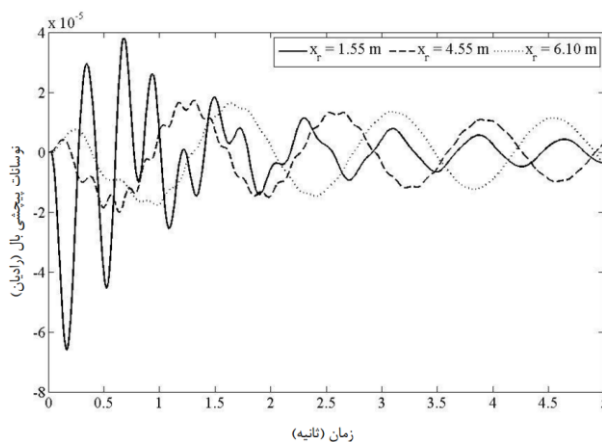
جدول (۱): مشخصات فیزیکی و هندسی بال مدل شده.

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

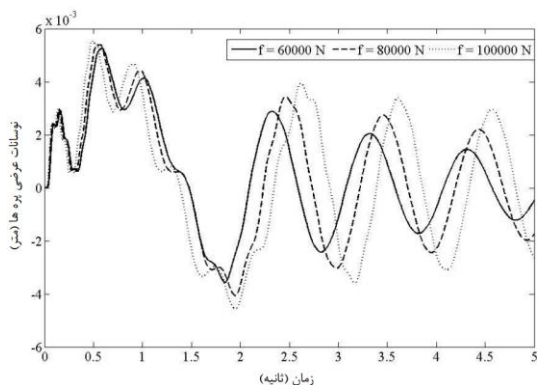


شکل (۱): نوسانات عرضی بال نسبت به موقعیت روتور.

همان‌طور 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 به صورت یک پراکننده عمل کرده و باعث کاهش نوسانات با گذشت زمان می‌شود.

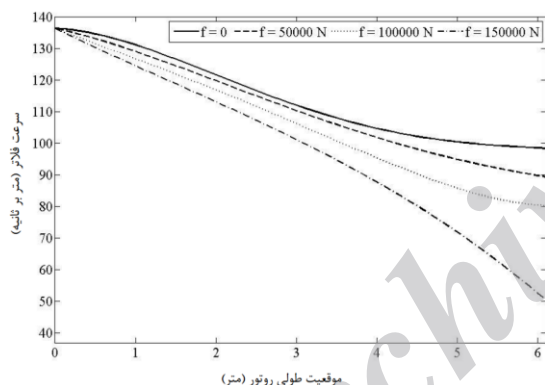


شکل (۲): نوسانات پیچشی بال نسبت به موقعیت روتور.

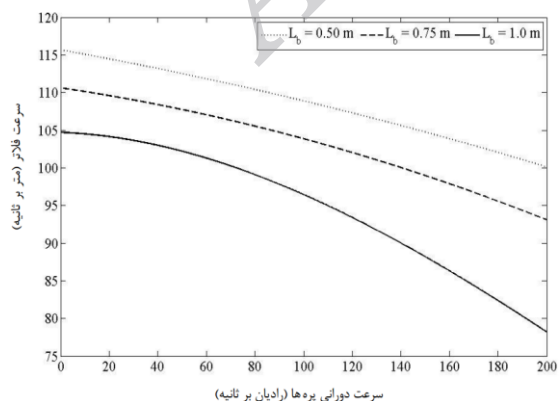


شکل (۹): نوسانات عرضی پره‌ها نسبت به نیروی تراست روتور.

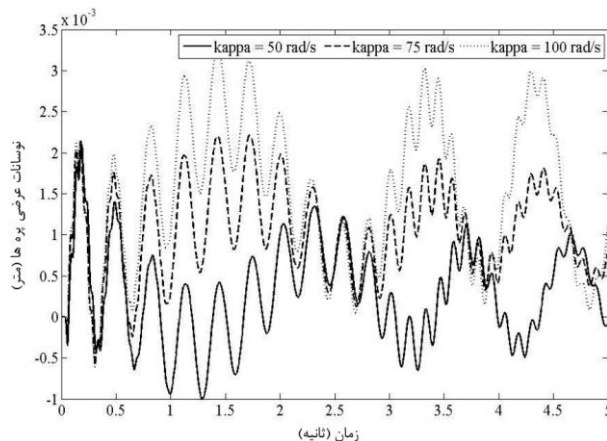
به‌منظور تحلیل پایداری سامانه بال و روتور عرضی متصل به آن، تاثیر پارامترهای موقعیت طولی روتور، نیروی تراست روتور و سرعت دورانی پره‌ها بر روی سرعت فلاتر بررسی شد. همان‌طور که در شکل ۱۰ می‌توان مشاهده کرد، افزایش فاصله روتور از ابتدای بال، سرعت فلاتر را کاهش می‌دهد که افزایش نیروی تراست موجب کاهش بیش‌تر سرعت فلاتر می‌شود که این نتیجه در نیمه دوم بال بسیار بیش‌تر است.



شکل (۱۰): تاثیر موقعیت طولی روتور بر روی سرعت فلاتر نسبت به نیروهای تراست مختلف.

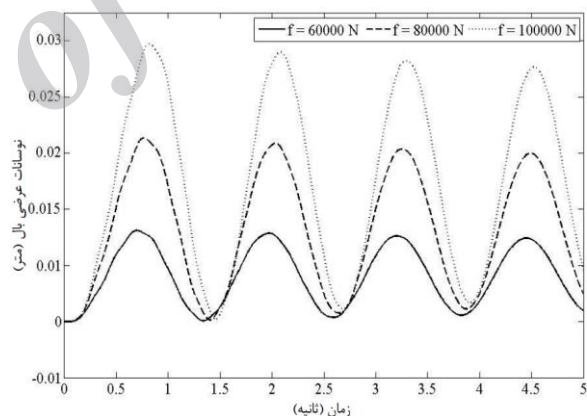


شکل (۱۱): تاثیر سرعت دورانی پره‌ها بر روی سرعت فلاتر نسبت به طول‌های مختلف پره.

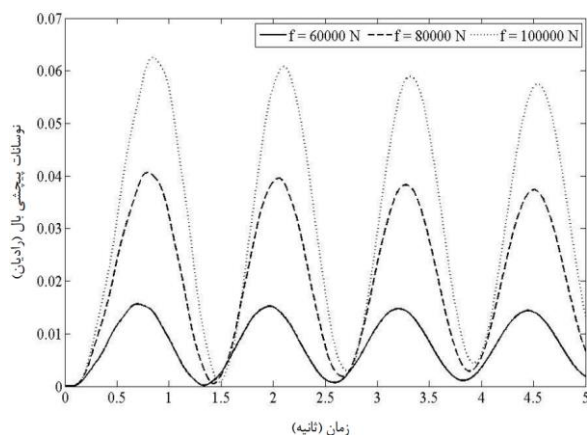


شکل (۶): نوسانات عرضی پره‌ها نسبت به سرعت پره‌ها.

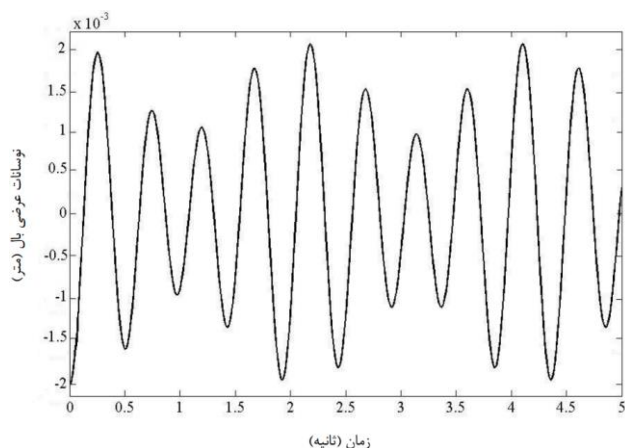
تاثیر نیروی تراست روتور بر نوسانات بال و پره را در شکل‌های ۷-۹ می‌توان ملاحظه نمود. که مشاهده شده است، افزایش نیروی تراست موجب افزایش دامنه ارتعاشات بال می‌شود و این روند با افزایش سرعت فلاتر به‌صورت نمایی، موجب ناپایداری سامانه در سرعت‌های پایین می‌گردد.



شکل (۷): نوسانات عرضی بال نسبت به نیروی تراست روتور.

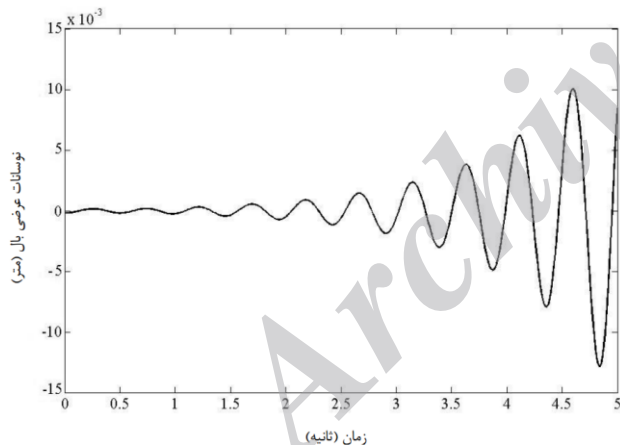


شکل (۸): نوسانات پیچشی بال نسبت به نیروی تراست روتور.



شکل (۱۴): نوسانات عرضی بال نسبت به سرعت سیال $U = 120m/s$.

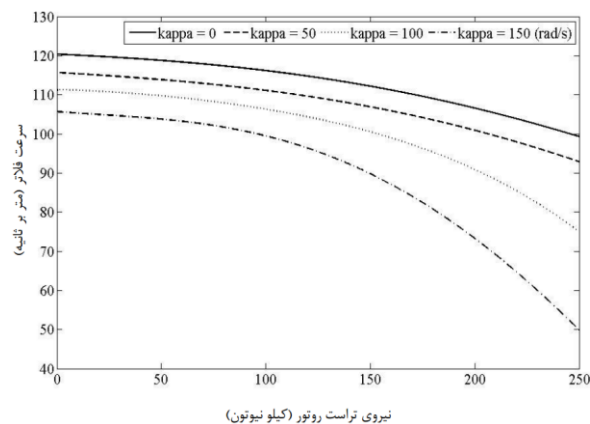
باتوجه به شکل ۱۳ در سرعت‌های پایین‌تر از سرعت فلاتر، سامانه پایدار و نوسانات میرا می‌شود. با در نظر گرفتن سرعت سیال $U = 120m/s$ برابر سرعت فلاتر، پاسخ سامانه تقریباً نوسانی محض شده است که در شکل ۱۴ نمایش داده شده است. با افزایش سرعت سیال نسبت به سرعت فلاتر $U = 140m/s$ نوسانات افزایش یافته و سامانه ناپایدار می‌گردد که می‌توان در شکل ۱۵ این موضوع را مشاهده نمود.



شکل (۱۵): نوسانات عرضی بال نسبت به سرعت سیال $U = 120m/s$.

۴- نتیجه‌گیری

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

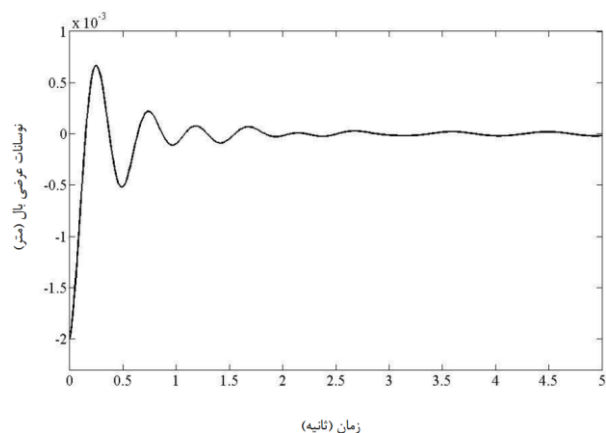


شکل (۱۲): تاثیر نیروی تراست روتور بر روی سرعت فلاتر نسبت به سرعت‌های دورانی مختلف پره.

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 طولی‌تر 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. همان‌طور که مشاهده می‌شود، 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 می‌گردد.



شکل (۱۳): نوسانات عرضی بال نسبت به سرعت سیال $U = 100m/s$.

12. 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.
13. 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 می‌گردد. همچنین، افزایش طول و سرعت دورانی پره‌ها نیز باعث افزایش دامنه ارتعاشات و کاهش سرعت فلاتر و ناپایداری در سامانه می‌گردد که در سرعت‌های کم‌تر این ناپایداری بیش‌تر دیده می‌شود. 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

1. Goland, M. "The Flutter of a Uniform Cantilever Wing", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 12, pp. 197-208, 1945.
2. 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.
3. 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.
5. 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.
6. 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.
7. 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.
9. 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.
10. 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.
11. 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.