



تحلیل فلاتر بال تطبیقی با تنظیم موقعیت تیرک

علی قدمی^۱، سید احمد فاضل زاده حقیقی^{۱*}، عباس مزیدی^۲

^۱دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه شیراز، شیراز، ایران

^۲دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه یزد، یزد، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۹ خرداد ۱۳۹۵
بازنگری: ۲۴ مهر ۱۳۹۵
پذیرش: ۲ آبان ۱۳۹۵
ارائه آنلاین: ۱۹ آبان ۱۳۹۵

کلمات کلیدی:

بال تطبیقی
تنظیم موقعیت تیرک
فلاتر
مدل بارگذاری ناپایا

چکیده: در این مقاله فلاتر یک بال تطبیقی با تنظیم موقعیت تیرک مورد بررسی قرار گرفته است. برخلاف مدل‌های دوبعدی که معمولاً در پژوهش‌های پیشین برای شبیه‌سازی این نوع بال به کار گرفته شده‌اند، در این تحقیق بال با تغییر مکان تیرک‌ها با زاویه عقب‌گرد و بارگذاری آیرودینامیک ناپایا مدل‌سازی شده است. دو تیرک اصلی که در راستای طولی بال یکنواخت هستند و می‌توانند در راستای وتر ایرفویل حرکت نمایند در نظر گرفته شده است. معادلات حرکت با در نظر گرفتن مودهای خمش و پیچش، با استفاده از اصل هامیلتون، به دست آمده‌اند. به منظور شبیه‌سازی نیروهای آیروالاستیک بر روی بال، از مدل ناپایای پیترز استفاده شده است. نتایج نسبت به مطالعات قبلی اعتبارسنجی شده است. جهت بررسی و ارائه نتایج، چهار حالت مختلف حرکت برای دو تیرک در نظر گرفته شده است. مقایسه بال تطبیقی با بال ساده در شرایط یکسان نشان می‌دهد که در بال‌های تطبیقی سرعت و بسامد فلاتر افزایش می‌یابد. سپس اثر پارامترهای طراحی مختلف بر رفتار آیروالاستیک بال تطبیقی هواپیما مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که با افزایش ضخامت پوسته بال و ضخامت تیرک‌ها، سرعت فلاتر کاهش می‌یابد.

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر بال تطبیقی با توجه به بهینه‌سازی سازه‌ها و کاهش وزن آنها بسیار مورد توجه قرار گرفته است. در طراحی هواپیما وزن سازه از عوامل مهم است و افزایش وزن، هزینه‌های ساخت و نگهداری هواپیما را زیاد می‌کند و همچنین باعث افزایش مصرف سوخت و به دنبال آن افزایش هزینه و آلودگی زیست‌محیطی می‌گردد. استفاده از سازه انعطاف‌پذیر تا حدود زیادی وزن سازه را کاهش می‌دهد. همچنین انعطاف‌پذیری بیش از حد سازه می‌تواند ناپایداری‌های آیروالاستیک را به وجود آورد. امروزه با استفاده از سازه‌های هوشمند و تطبیقی در طراحی هواپیماها علاوه بر کاهش وزن، میزان انعطاف‌پذیری نیز کنترل می‌شود [۱].

آیروالاستیسیته دانش بررسی برهم‌کنش نیروهای آیرودینامیکی وارد شده بر یک سازه الاستیک و تغییر شکل‌های آن است. آیروالاستیسیته، تلفیقی از آیرودینامیک، دینامیک و الاستیسیته می‌باشد. آیرودینامیک نیروهای وارد شده بر یک جسم با شکل دلخواه را در جریان سیال حول آن مشخص می‌کند. در الاستیسیته تغییر شکل‌های یک جسم الاستیک تحت تأثیر بار مورد مطالعه قرار می‌گیرد. دینامیک نیز اثرات نیروهای اینرسی را بررسی می‌کند. با داشتن دانش اولیه از هر کدام از سه موضوع دینامیک، الاستیسیته و آیرودینامیک، قادر خواهیم بود تا به‌طور هم‌زمان مباحث فوق و اثرات تلفیقی آنها را بررسی کنیم [۲].

اسمیت^۱ و نیلسون^۲ [۳] مطالعاتی پیرامون خواص آیرودینامیکی بال تطبیقی هواپیما انجام دادند. در این بال سازوکاری در نظر گرفته شده بود که با تغییر لبه حمله و لبه فرار و با توجه به پوسته انعطاف‌پذیر بال طول متوسط قوس ایرفویل آن را تغییر می‌داد. اوستین^۳ و ناسترند^۴ [۴] مدلی از یک بال تطبیقی را ساخته و نتایج آزمایشگاهی تغییر ضخامت بال را بر نیروی پسا استخراج نمودند. آنها عملگرهایی به‌صورت ضربدری در جعبه بال تعبیه نمودند تا ضخامت بال را در حالت‌های مختلف تغییر دهد. آمپریکیدیس^۵ و کوپر^۶ [۵] دم هواپیمایی را مدل کرده و در تونل باد مورد آزمایش قرار دادند. آنها رفتار آیروالاستیک دم را در حالت تغییر مکان قسمت‌های متحرک دم و همچنین تغییر سختی آن با یکدیگر مقایسه نمودند. کوپر [۶] بال تطبیقی را در نظر گرفت و زاویه بهینه تیرک‌ها جهت به حداقل رساندن نیروی پسا را مطالعه نمود. آجاج^۷ و همکاران [۷] در تحقیقی با جابه‌جا کردن تیرک‌های یک بال تطبیقی در راستای وتر بال سختی پیچشی بال را تغییر دادند. آنها همچنین در تحقیق دیگری با در نظر گرفتن عملگرهای داخلی در تیرک‌ها مکان بهینه تیرک‌ها را بررسی نمودند [۸]. آجاج و همکاران [۹] دوران رول

- 1 Smith
- 2 Nelson
- 3 Austin
- 4 Nostrand
- 5 Amprikidis
- 6 Cooper
- 7 Aja

۲- سامانه مختصات در بال تطبیقی

بال تطبیقی مورد بررسی در این پژوهش به صورت تیر یک سر گیردار مدل سازی شده است که بال دارای خاصیت الاستیک بوده و دو تیرک متحرک در بال در نظر گرفته شده است. با توجه به این که تیرکها با سامانه رانش پیچ و موتور تحریک می شوند؛ بنابراین خطای جابه جایی تیرکها می تواند در حد گام پیچ باشد که با توجه به ابعاد بال، خطای کوچکی است و می توان از آن صرف نظر کرد. با توجه به پیچیده بودن دینامیک بال از چند دستگاه مختصات مختلف جهت به دست آوردن معادلات حرکت بال استفاده شده است.

مطابق شکل ۱، دستگاه مختصات متعامد X, Y, Z و با بردارهای یکه I, J, K در ریشه بال در نظر گرفته شده است. دستگاه مختصات متعامد x, y, z با بردارهای یکه i, j, k متصل به بال در نظر گرفته شده است که مبدأ آن در ریشه بال است. محور در راستای محور الاستیک می باشد. محور الاستیک بال همواره وسط فاصله بین تیرک جلو و عقب فرض می شود که این نتیجه حداکثر ۵٪ خطا دارد [۱۶]. مطابق شکل ۲، مبدأ سنجش سرعت و حرکت تیرکها محور آیرودینامیک (A.C) در نظر گرفته شده است. موقعیت تیرک جلو نسبت به مرکز آیرودینامیک با مختصه y_1 و تیرک عقب با y_2 معین شده است. فاصله بین مرکز آیرودینامیک و محور الاستیک s می باشد که به صورت زیر به دست می آید.

$$s = \frac{y_2 - y_1}{2} \quad (1)$$

در شکل ۲ که وضعیت بال بعد از تغییر شکل را نشان می دهد مقطع به اندازه θ حول محور x دوران کرده است و مرکز برش مقطع به اندازه w در راستای مثبت z جابه جا شده است. دستگاه مختصات متعامد x', y', z' با بردارهای یکه i', j', k' بر روی بال ثابت شده است و در شکل ۲ موقعیت بعد از تغییر شکل بال را مشخص می کند.

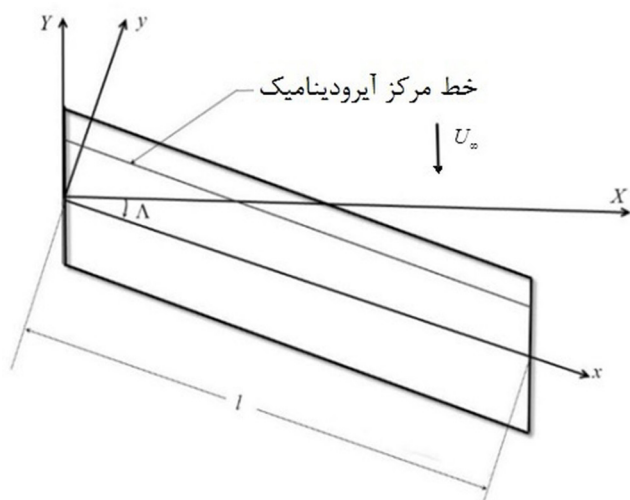


Fig. 1. Wing coordinate system and sweep angle

شکل ۱: دستگاه مختصات و زاویه عقب گرد

هواپیما را با استفاده از بال تطبیقی پیچشی کنترل نمودند. در این تحقیق با جابه جا کردن تیرکها خواص آیروداستیک بال تغییر کرده و لذا نیروی برآ بر روی بال تغییر می کند. تنگ^۱ و همکاران [۱۰] یک روش برای طراحی بال تطبیقی با لبه حمله از جنس کامپوزیت ارائه نمودند و آن را بهینه سازی نمودند و در آخر یک تست عملی انجام دادند و نتایج را اعتبارسنجی نمودند. بصائری و همکاران [۱۱] یک سازوکار دو درجه آزادی طراحی کردند و آن را ساختند که برای دو مانور مختلف هواپیما می تواند مؤثر باشد؛ آنها مدل را به گونه ای ساختند که این دو درجه آزادی باعث مانور بهتر و مؤثرتر بال شود. آنها دریافتند که عملگرهای ساخته شده از مواد هوشمند نسبت به عملگرهای معمول می توانند به دلیل داشتن سائز کوچک و وزن کم، مؤثرتر باشند و سیمهای ساخته شده از مواد هوشمند، باید به روشی بسیار دقیق به کار برده شوند. سپس نتایج مدل سازی را با نتایج آزمایشگاهی صحت سنجی نمودند. بگوین^۲ و همکاران [۱۲] تحقیقاتی بر روی یک بال تطبیقی جهت استفاده در هواپیمای بدون سرنشین زیر سرعت صوت انجام دادند که از غشای^۳ الاستیکی جهت دستیابی به تغییرات بزرگ در هندسه در ساخت استفاده نمودند. مردان پور و هاجز^۴ [۱۳] هواپیماهای دارای عملکرد جذب انرژی خورشیدی را مورد بررسی قرار دادند و نوعی بال تطبیقی در نظر گرفتند که طوری گسترش یابد که زاویه تابش نور خورشید را کاهش دهد و از این طریق جذب انرژی خورشیدی را افزایش دهد. وودز^۵ و همکاران [۱۴] پوسته ای برای بال در نظر گرفتند که بتواند هماهنگ با ساختارهای داخلی بال تغییرات قابل توجهی در مقدار دهانه بال و نسبت منطری بال دهد. شام^۶ و همکاران [۱۵] از پانل های راه راه در بال تطبیقی استفاده نمودند و کماتش را در آن بررسی نمودند و وضعیت قرارگیری راه راه ها را در کماتش بهینه سازی نمودند.

در مطالعات اخیر در زمینه بال های تطبیقی، بال به صورت یک مقطع ساده در نظر گرفته شده است؛ در حالی که در واقعیت بال به صورت تیرگسترده ای است و همچنین در اکثر هواپیماهای امروزی زاویه عقب گرد در بال وجود دارد؛ بنابراین در این مقاله مدل سازی یک مدل واقعی تر از بال با سازوکار تنظیم موقعیت تیرک با زاویه عقب گرد ارائه شده است. علاوه بر این موارد، در شبیه سازی نیروهای آیروداستیک ناپایا از مدل بهبود یافته پیترز با در نظر گرفتن اثر زاویه عقب گرد استفاده گردیده و تحلیل فلاتر مورد بررسی قرار گرفته است. دو تیرک اصلی^۷ در بال لحاظ شده است که با تغییر موقعیت آنها سختی بال تغییر می کند و می توان سرعت فلاتر را کنترل و پایداری بال را بهبود بخشید.

- 1 Tong
- 2 Béguin
- 3 Membrane
- 4 Hodges
- 5 Woods
- 6 Shaw
- 7 Spar

ساده انرژی جنبشی تیرک عقب را هم محاسبه نمود:

$$\delta T_1 = m_1 \int_0^l \vec{r}_1 \cdot \delta \vec{r}_1 dx = -m_1 \int_0^l \{ [\dot{w} + (y_1 + y_2) \dot{\theta}] + \frac{y_1 + y_2}{2} \ddot{\theta} \} \delta w + [\frac{y_1 + y_2}{2} \dot{w} + \frac{1}{2} (y_1 + y_2) (y_1 + y_2) \dot{\theta} + \frac{(y_1 + y_2)^2}{4} \ddot{\theta}] \delta \theta + (-\frac{\dot{w} \theta}{2} + \frac{\dot{\theta}}{8} (y_1 + y_2) \delta y_1 + (-\frac{\dot{w} \theta}{2} + \frac{\dot{\theta}}{8} (y_1 + y_2) \delta y_2) dx \quad (6)$$

در نتیجه تغییرات انرژی جنبشی تیرک عقب به صورت رابطه (۷) خواهد بود.

$$\delta T_2 = m_2 \int_0^l \vec{r}_2 \cdot \delta \vec{r}_2 dx = -m_2 \int_0^l \{ [\dot{w} - (y_1 + y_2) \dot{\theta}] - \frac{y_1 + y_2}{2} \ddot{\theta} \} \delta w + [-\frac{y_1 + y_2}{2} \dot{w} + \frac{1}{2} (y_1 + y_2) (y_1 + y_2) \dot{\theta} + \frac{(y_1 + y_2)^2}{4} \ddot{\theta}] \delta \theta + (-\frac{\dot{w} \theta}{2} + \frac{\dot{\theta}}{8} (y_1 + y_2) \delta y_1 + (-\frac{\dot{w} \theta}{2} + \frac{\dot{\theta}}{8} (y_1 + y_2) \delta y_2) dx \quad (7)$$

۳-۲- انرژی پتانسیل

۳-۲-۱- انرژی پتانسیل بال

انرژی پتانسیل بال به صورت زیر می باشد [۱۹]:

$$\delta U = \int_0^l [-GJ(x) \theta'' \delta \theta + EI_y w'''' \delta w] dx + [GJ(x) \theta' \delta \theta + EI_y w''' \delta w - EI_y w'' \delta w]_0^l \quad (8)$$

که GJ سختی پیچشی و EI_y سختی خمشی بال می باشد.

۳-۲-۲- انرژی پتانسیل تیرکها

این بال از یک پوسته نازک، دو تیرک اصلی و جعبه بال تشکیل شده است. تیرکهای اصلی به گونه ای طراحی شده اند که بتوانند در راستای عرض بال حرکت کنند. تغییر مکان تیرکهای اصلی باعث تغییر سختی پیچشی بال می شود. جعبه بال به صورت مقطع جداره نازک بسته در نظر گرفته شده است و پیچش این مقطع با استفاده از رابطه برد-باتو^۱ به دست می آید.

$$\frac{d\theta}{dy} = \frac{T}{4A^2 G_s} \int_{t_{eq}} ds \quad (9)$$

t_{eq} ضخامت معادل مقطع و ds یک جزء بسیار کوچک در راستای محیطی می باشد. انتگرال گیری در رابطه (۹) بر روی مسیر است که در هر قسمت از مسیر ضخامت آن را در رابطه قرار می دهیم که در قسمتی از مسیر ضخامت معادل، ضخامت پوسته بال است و در قسمت دیگر مسیر، ضخامت

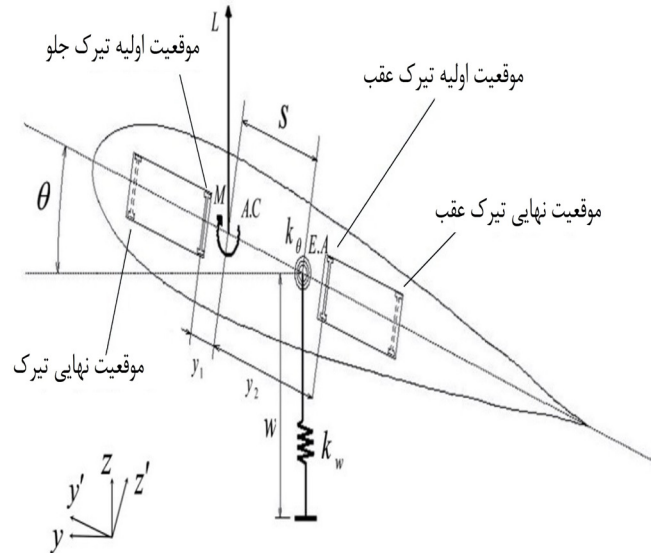


Fig. 2. Coordinate systems and spars location

شکل ۲: دستگاه های مختصات و موقعیت تیرکها

۳- استخراج معادلات آیرودلاستیک

بال مورد بررسی در این پژوهش به صورت تیر انعطاف پذیر یک سر گیردار مدل سازی شده است. دو تیرک اصلی در بال لحاظ شده است و زاویه عقب گرد بال مورد بررسی قرار گرفته است. معادلات حرکت با استفاده از اصل هامیلتون به دست می آید که آن را به صورت زیر می توان بیان نمود [۱۷]:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = 0 \quad (2)$$

که δU ، δT و δW به ترتیب بیانگر تغییرات انرژی جنبشی، پتانسیل و کار نیروهای غیر پایستار می باشند.

۳-۱-۱- انرژی جنبشی

۳-۱-۱-۱- انرژی جنبشی بال

تغییرات انرژی جنبشی بال به صورت زیر است [۱۸]:

$$\int_{t_1}^{t_2} \delta T_w dt = -m_w \int_{t_1}^{t_2} \int_0^L [(\ddot{w} + e \ddot{\theta}) \delta w + (k_m^2 \ddot{\theta} + e \ddot{\theta}) \delta \theta] dx dt \quad (3)$$

۳-۱-۲- انرژی جنبشی تیرکها

بردار مکان تیرکها با توجه به شکل ۲ به صورت زیر است:

$$r_1 = x \hat{i} + w \hat{k} + (y_1 + s) \hat{j}' = x \hat{i} + w \hat{k} + \left(\frac{y_1 + y_2}{2} \right) \hat{j}' \quad (4)$$

$$r_2 = x \hat{i} + w \hat{k} - (y_2 - s) \hat{j}' = x \hat{i} + w \hat{k} - \left(\frac{y_1 + y_2}{2} \right) \hat{j}' \quad (5)$$

همان طور که واضح است تنها تفاوت دو معادله بالا در یک منفی است پس می توان انرژی جنبشی تیرک جلو را حساب کرد؛ سپس با یک جایگذاری

به صورت زیر می باشد.

$$\delta W_A = \int_0^l (L_0 \delta w + M_0 \delta \theta) dx \quad (19)$$

۴- معادلات حرکت

با استفاده از اصل هامیلتون و جایگذاری انرژی جنبشی و پتانسیل بال و تیرکها در رابطه (۲) معادلات حرکت به صورت زیر به دست می آیند:

$$\delta w : \quad (m_1 + m_2 + m_w) \ddot{w} + m_w e \ddot{\theta} + (m_1 - m_2)(\dot{y}_1 + \dot{y}_2) \dot{\theta} + (m_1 - m_2) \left(\frac{y_1 + y_2}{2} \right) \ddot{\theta} + Elw'''' + K_w w = L \quad (20)$$

$$\delta \theta : \quad m_w K_m^2 \ddot{\theta} + m_w e \ddot{w} + (m_1 - m_2) \left(\frac{y_1 + y_2}{2} \right) \ddot{w} - (m_1 - m_2) \left(\frac{\dot{y}_1 + \dot{y}_2}{2} \right) (y_1 + y_2) \dot{\theta} - (m_1 - m_2) \frac{(y_1 + y_2)^2}{4} \ddot{\theta} + \frac{2Gh^2}{l} \frac{(y_1 + y_2)^2}{\left(\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s} \right)} \theta = M_0 \quad (21)$$

$$\delta y_1 : \quad (m_1 + m_2) \frac{\theta \ddot{w}}{2} + (m_1 - m_2) \frac{\dot{\theta}}{8} (\dot{y}_1 + \dot{y}_2) + \frac{2Gh^2}{l} \frac{(y_1 + y_2)}{\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s}} \theta^2 - \frac{(y_1 + y_2)^2}{t_s \left(\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s} \right)^2} = F_1 \quad (22)$$

$$\delta y_2 : \quad (m_1 + m_2) \frac{\theta \ddot{w}}{2} + (m_1 - m_2) \frac{\dot{\theta}}{8} (\dot{y}_1 + \dot{y}_2) + \frac{2G_s h^2}{l} \frac{(y_1 + y_2)}{\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s}} \theta^2 - \frac{(y_1 + y_2)^2}{t_s \left(\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s} \right)^2} = F_2 \quad (23)$$

۵- نیروهای آبروالاستیک ناپایا- مدل پیترز

به منظور بیان مسأله آبرودینامیکی در فضای حالت با تعداد محدودی متغیر حالت، مدل پیترز و همکاران یک انتخاب مناسب است. این نظریه حرکت های بزرگ و همچنین تغییر شکل های کوچک مانند تغییر شکل فلپ لبه فرار را در نظر می گیرد [۲۰]. برای یک بال با زاویه عقب گرد در مدل بارگذاری پیترز، نیروی برآ و گشتاور پیچشی آبروالاستیک به صورت روابط (۲۴) و (۲۵) تعریف می شوند که معادلات بهبود یافته پیترز می باشند [۱۹].

تیرکها برابر با ضخامت معادل است. با توجه به رابطه (۹) سختی پیچشی به صورت رابطه (۱۰) محاسبه می گردد.

$$G_s J_s = \frac{4G_s A^2}{\int_0^l ds} \quad (10)$$

مجموع انرژی پتانسیل تیرکها به صورت زیر است:

$$U = U_w + U_\theta \quad (11)$$

ترم U_θ را با استفاده از روابط (۹) و (۱۰) به صورت زیر می توان محاسبه نمود [۱۶]:

$$U_\theta = \frac{1}{2} K_\theta \theta^2, \quad K_\theta = \frac{GJ}{l} \quad (12)$$

$$k_\theta = \frac{2G_s h^2}{l} \frac{(y_1 + y_2)^2}{\left(\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s} \right)} \quad (13)$$

$$\delta U_\theta = \left(\frac{2(y_1 + y_2) \left(\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s} \right) - (y_1 + y_2)^2}{\left(\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s} \right)^2} \right) \theta \delta \theta + \left(\frac{G_s h^2 \theta^2}{l} \right) (\delta y_1 + \delta y_2) + \frac{2G_s h^2}{l} \frac{(y_1 + y_2)^2}{\left(\frac{h}{t_w} + \frac{y_1 + y_2}{t_s} \right)} \theta \delta \theta \quad (14)$$

انرژی پتانسیل خمشی تیرکها به صورت رابطه (۱۵) می باشد [۱۶]:

$$U_w = \frac{1}{2} \int_0^l K_w (w)^2 dx \quad (15)$$

$$\delta U_w = \int_0^l K_w w \delta w dx \quad (16)$$

$$K_w = \frac{16E_s I_s}{5l^3} \quad (17)$$

که $E_s I_s$ سختی خمشی تیرکها می باشد.

۳-۳ کار مجازی نیروها

نیروهای F_1 و F_2 جهت تحریک تیرکها به ترتیب به تیرک جلو و عقب وارد می شوند. کار مجازی حاصل از این دو نیرو به صورت رابطه (۱۸) است.

$$\delta w_{webs} = \int_0^l (F_1 \delta y_1 + F_2 \delta y_2) dx \quad (18)$$

نیروی آبروالاستیک L_0 و ممان آبروالاستیک M_0 به بال وارد می شود که به طور کامل در بخش ۵ ارائه می شود. کار حاصل از نیروهای آبروالاستیک

ماتریس متقارن سختی می‌باشد. توابع متعامد استفاده شده در بسط w و θ به صورت زیر می‌باشد.

$$\varphi_{1i} = \frac{\left(\frac{x}{l}\right)^{1+i} \left\{6+i^2\left(1-\frac{x}{l}\right)^2 + i\left[5-\frac{6x}{l} + \left(\frac{x}{l}\right)^2\right]\right\}}{i(i+1)(i+2)(i+3)} \quad (31)$$

$$\varphi_{2i} = \sin\left(\frac{(2i-1)\pi x}{2l}\right) \quad (32)$$

جهت تحلیل پایداری از مقادیر ویژه معادله مشخصه سامانه به صورت زیر استفاده می‌گردد.

$$\lambda = \xi + \omega i \quad (33)$$

هنگامی که $\xi > 0$ دامنه نوسان‌های سازه ناشی از حرکت سیال، با گذشت زمان افزایش می‌یابد؛ اما در صورتی که منفی باشد، دامنه نوسان کاهش می‌یابد. در سرعت U_F مقدار ویژه برابر با $0 + \omega_F i$ است که سرعت U_F را سرعت فلاتر و ω_F را بسامد فلاتر می‌نامند.

۷- نتایج حل عددی

۷-۱- اعتبارسنجی

مشخصات ابعادی و هندسی بال و تیرک‌ها طبق مرجع [۱۶] به صورت جدول ۱ در نظر گرفته شده است.

جدول ۱: مشخصات هندسی و فیزیکی بال

Table 1. Geometrical and physical characteristics of the wing

۶/۱ m	طول بال (l)
۰/۹۱۵ m	نصف طول وتر (b)
۹۸۹۰۰۰ N.m	سختی پیچشی بال (GJ)
۹۷۶۵۰۰۰ N.m	سختی خمشی بال (EI_y)
۳۵/۶۹۵ Kg/m	جرم بر واحد طول بال (m_w)
۸/۶۹۴ Kg.m	مان اینرسی بال
- ۰/۳۴	a
۰/۱۸۳ m	X_θ
۷۲ GPa	مدول الاستیک تیرک (E_s)
۲۷ GPa	مدول برشی تیرک (G_s)
۰/۱۴۹۶ m	ارتفاع متوسط تیرک (h)
۰/۰۰۱ m	ضخامت معادل پوسته (t_s)
۰/۰۰۰۴ m	ضخامت معادل تیرک‌ها (t_w)
.	موقعیت اولیه تیرک جلو
۰/۹۱۵ m	موقعیت اولیه تیرک عقب
۰/۱۷ Kg/m	جرم بر واحد طول تیرک جلو (m_1)
۰/۱۷ Kg/m	جرم بر واحد طول تیرک عقب (m_2)

$$L_0 = \pi \rho b^2 [-\ddot{w} + U \cos \Lambda \dot{\theta} - U \sin \Lambda \dot{w}' - ba(\ddot{\theta} + U \sin \Lambda \dot{\theta}')] + 2\pi \rho U b \cos \Lambda [-\dot{w} + U \cos \Lambda \theta - U \sin \Lambda w' + b\left(\frac{1}{2} - a\right)(\dot{\theta} + U \sin \Lambda \theta') - \lambda_0] \quad (24)$$

$$M = b\left(\frac{1}{2} + a\right)L - \pi \rho b^3 \left[-\frac{1}{2}\ddot{w} + U \cos \Lambda \dot{\theta} - U \sin \Lambda \dot{w}' + b\left(\frac{1}{8} - \frac{a}{2}\right)(\ddot{\theta} + U \sin \Lambda \dot{\theta}')\right] \quad (25)$$

برای استفاده از این معادلات نیاز به سرعت سیال تحریک شده λ_0 است که برحسب N مختصه حالت سیال تحریک شده بیان می‌شود:

$$\lambda_0 = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^N b_n \lambda_n \quad (26)$$

که b_n از روش حداقل مربعات به صورت رابطه (۲۷) به دست می‌آید:

$$b_n = (-1)^{n-1} \frac{(N+n)!}{(N-n)!(n!)^2} \quad (27)$$

بردار λ در معادله (۲۸) صدق می‌کند که می‌توان به طور هم‌زمان با معادلات حرکت در راستای w و θ حل کرد.

$$[A]\{\dot{\lambda}\} + \frac{U}{b}\{\lambda\} - \{c\}[-\ddot{w} + U \cos \Lambda \dot{\theta} - U \sin \Lambda \dot{w}' + b\left(\frac{1}{2} - a\right)(\ddot{\theta} + U \sin \Lambda \dot{\theta}')] = 0 \quad (28)$$

ماتریس $[A]$ و بردار $\{c\}$ به طور کامل در مرجع [۲] شرح داده شده است.

۶- روش حل معادلات

با توجه به پیچیدگی معادلات آیروداستیک حاکم جواب معادلات را توسط روش مودهای فرضی جستجو می‌کنیم. برای رسیدن به این هدف توابع w و θ را به صورت یک سری از توابع پیشنهادی φ_i بیان می‌نماییم و در مختصات تعمیم یافته زمانمند q_i ضرب می‌کنیم و آن‌ها را به صورت زیر بیان می‌کنیم:

$$w = \varphi_{1i}^T q_{1i}, \quad \theta = \varphi_{2i}^T q_{2i} \quad (29)$$

با جایگذاری این روابط در معادلات حرکت و انتگرال گیری بر روی کل طول بال می‌توان معادلات را به فرم ماتریسی بیان کرد:

$$[M]\{\dot{q}\} + [C + U_\infty G]\{q\} + [K + U_\infty L + U_\infty^2 H]\{q\} = \{Q_{nc}\} \quad (30)$$

که در این رابطه M ماتریس متقارن اینرسی، C ماتریس متقارن میرایی، G ماتریس پادمتقارن ژيروسکوپی، H ماتریس پادمتقارن چرخشی و K

۷-۲- تحلیل فلاتر

در این بخش به بررسی اثرات تیرکها و زاویه عقبگرد بال بر روی سرعت و بسامد فلاتر پرداخته می‌شود. چهار حالت مختلف حرکت تیرکها مورد بررسی قرار گرفته است که در اولین حالت، هر دو تیرک در موقعیت اولیه خودشان ثابت باقی می‌مانند و سرعت آنها برابر صفر است. این چهار حالت و شرایط لحاظ شده، در جدول ۴ بیان شده است. با توجه به محدودیت فضای حرکت تیرکها سرعت ۰/۳ متر بر ثانیه انتخاب شده است که در مدت تحریک ۱ ثانیه بتواند از ابتدا تا انتهای کورس حرکت کند که مدت زمان تحریک ۱ ثانیه، برگرفته از مقاله [۱۶] است.

جدول ۴: حالت‌های مختلف حرکت تیرکها

Table 4. Different situations of the spars moving

توصیف	شرایط لحاظ شده	حالت
استاتیکی	$\dot{y}_1 = \dot{y}_2 = 0$	اول
تیرک جلو ثابت	$\dot{y}_1 = 0, \dot{y}_2 = 0/3 \text{ m/s}$	دوم
تیرک عقب ثابت	$\dot{y}_1 = 0/3 \text{ m/s}, \dot{y}_2 = 0$	سوم
هر دو تیرک متحرک	$\dot{y}_1 = 0/3 \text{ m/s}, \dot{y}_2 = 0/3 \text{ m/s}$	چهارم

با توجه به این که تیرکها جرم کمی نسبت به بال دارند از شتاب آنها می‌توان صرف‌نظر نمود [۱۶]. با استفاده از این فرضیه، می‌توان نوشت:

$$\ddot{y}_1 = \ddot{y}_2 = 0 \rightarrow \dot{y}_1 = \dot{y}_2 = \text{constant} \rightarrow \begin{cases} y_1(T) = \dot{y}_1 T + y_{1_0} \\ y_2(T) = \dot{y}_2 T + y_{2_0} \end{cases} \quad (35)$$

در رابطه (۳۵)، T زمان تحریک است که در زمان‌های مختلف موقعیت تیرکها تغییر می‌کند. در ابتدا حالت بال ساده با مدل بال تطبیقی مقایسه شده است تا اثر تیرکها بر روی بحث پایداری مشخص گردد که در شکل ۳ این نمودارها رسم گردیده است.

طبق شکل ۳، با لحاظ کردن تیرکها وضعیت پایداری بال بهبود یافته است. در جدول ۵ برای چهار حالت جدول ۴، سرعت و بسامد فلاتر برای دو لحظه اولیه و لحظه نهایی که پس از تحریک ۱ ثانیه فرض شده است؛ بررسی شده است.

همان‌طور که از جدول ۵ مشخص است برای حالت اول، با توجه به این که هر دو تیرک ثابت هستند موقعیت اولیه و نهایی یکسان می‌باشند و نتایج یکسانی را داریم. برای حالت دوم و سوم سرعت، نتایج یکسانی را داریم که دلیل آن این است که حرکت نسبی تیرکها اهمیت دارد و موقعیت آنها نسبت به یکدیگر در سرعت فلاتر تأثیر دارد که این موضوع را از معادلات حرکت بال می‌توان فهمید. در حالت چهارم سرعت که تیرکها بیشترین فاصله را از یکدیگر دارند طبق رابطه (۹) و (۱۰) بیشترین سختی پیشگی را دارند و سرعت فلاتر افزایش یافته است و پایداری بهتری حاصل گردیده است.

به‌منظور اعتبارسنجی برای حالتی ساده، سرعت و بسامد فلاتر برای حالتی که تیرکهای اصلی وجود ندارند و زاویه عقبگرد لحاظ نشده است، مورد بررسی قرار گرفته است.

جدول ۲: اعتبارسنجی سرعت و بسامد فلاتر برای یک بال بدون زاویه عقبگرد

Table 2. Validation of the flutter speed and frequency for an un-swept wing

روش	سرعت فلاتر، km/h	خطا نسبت به حل دقیق (%)	بسامد فلاتر، Hz	خطا نسبت به دقیق (%)
حل دقیق [۲۱]	۴۹۴/۱	—	۱۱/۲۵	—
هوسنر [۲۲]	۴۸۳/۱	-۲/۲۳	۱۱/۲۷	-۰/۱۸
گرن [۲۳]	۴۹۳/۶	-۰/۱	۱۲/۰۲	۶/۸۴
پاتیل [۲۰]	۴۸۸/۳	-۱/۱۷	۱۱/۱۷	-۰/۷۱
مزیدی [۲۴]	۴۹۲/۷	-۰/۲۸	۱۱/۳۴	-۰/۸۰
کار حاضر	۴۸۸/۷۵	-۱/۰۸	۱۱/۴۶	۱/۸۷

همان‌طور که دیده می‌شود نتایج پژوهش حاضر با نتایج و مطالعات قبلی همخوانی خوبی دارد.

در اعتبارسنجی اثر زاویه عقبگرد در معادلات، از اطلاعات بال گلند استفاده شده است که در جدول ۱ بیان گردید. جدول ۳ سرعت فلاتر در زوایای عقبگرد مختلف را نشان می‌دهد.

جدول ۳: اعتبارسنجی سرعت بی‌بعد فلاتر برای زوایای عقبگرد مختلف

زاویه عقبگرد	مرجع [۲۵]	مرجع [۲۶]	کار حاضر	خطا نسبت به مرجع [۲۶] (%)
-۳۰	۱۲/۳۱	۱۳/۳	۱۳/۴۸	۱/۳
-۲۰	۱۱/۵	۱۲	۱۲/۰۲	-۰/۱
-۱۰	۱۱	۱۱/۲	۱۱/۱۴	-۰/۵
۰	۱۰/۷۷	۱۰/۸	۱۰/۶۶	-۱/۳
۱۰	۱۰/۸۴	۱۰/۹	۱۰/۵۲	-۳/۵
۲۰	۱۱/۲	۱۱/۳	۱۰/۶۹	-۵/۴
۳۰	۱۱/۸	۱۱/۹	۱۱/۲	-۵/۸

با توجه به جدول ۳، نتایج با مطالعات قبلی همخوانی قابل قبولی دارد و بنابراین معادلات در زوایای عقبگرد مختلف هم قابل استفاده می‌باشند. در ادامه جهت ارائه نتایج از پارامتر سرعت بی‌بعد فلاتر V_F استفاده شده است که به‌صورت رابطه (۳۴) است.

$$V_F = \frac{U_F}{b \omega_0} \quad (34)$$

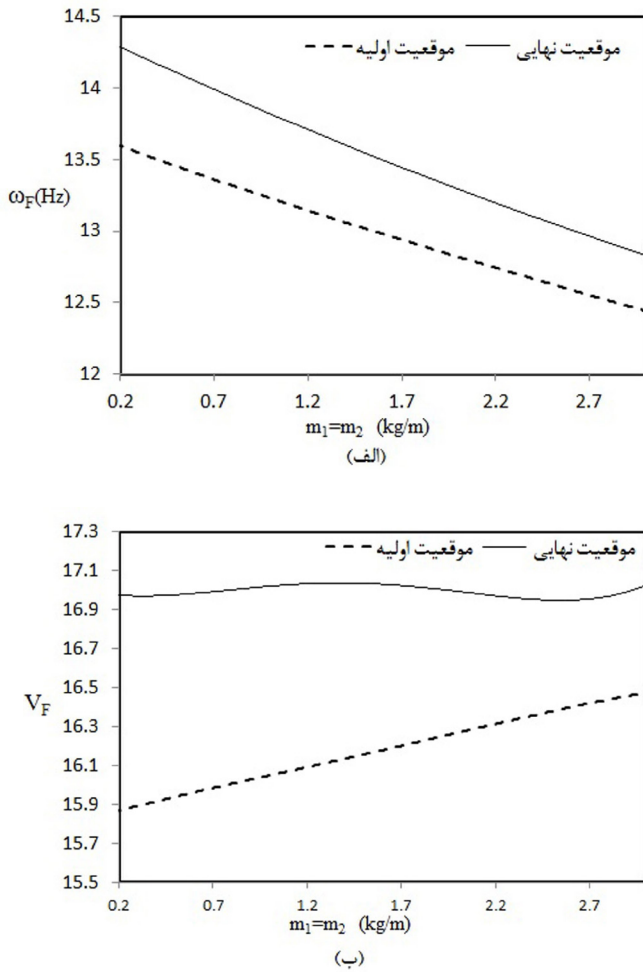


Fig. 4. Effects of the spars mass on (a) the flutter frequency and (b) the flutter speed for the second situation of spars velocity and $\Lambda = -20^\circ$
 شکل ۴: اثر جرم تیرکها بر (الف) بسامد و (ب) سرعت فلاتر برای حالت دوم سرعت تیرکها و $\Lambda = -20^\circ$

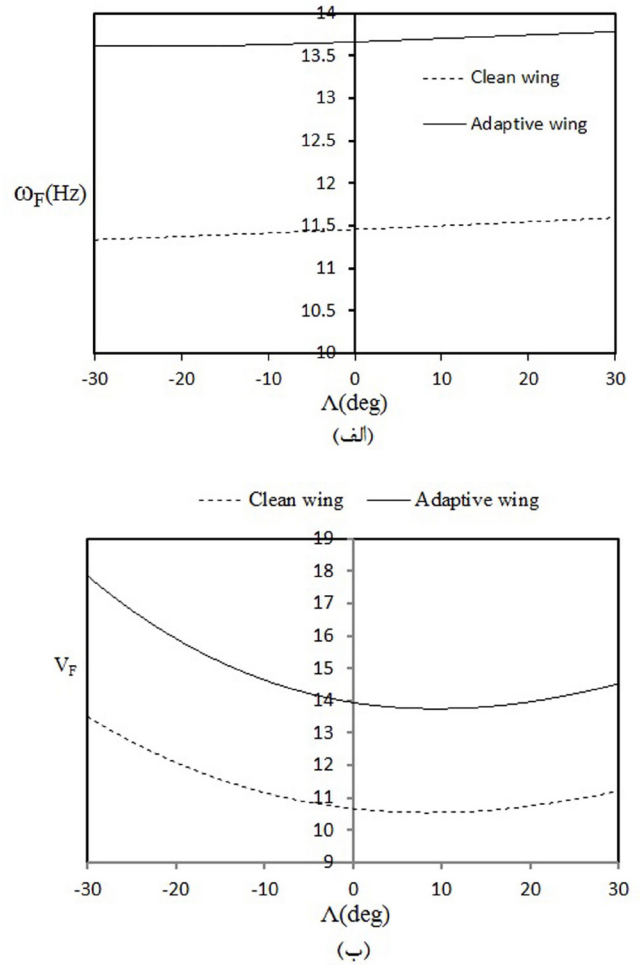


Fig. 3. Effects of the adaptive wing on (a) the flutter frequency and (b) the flutter speed for the second situation of spars velocity
 شکل ۳: تأثیر بال تطبیقی بر روی (الف) بسامد فلاتر و (ب) سرعت فلاتر برای حالت دوم سرعت تیرکها

در شکل ۴ جرم بر واحد طول تیرکها برحسب سرعت و بسامد فلاتر ترسیم گردیده است. با توجه به این شکل، واضح است هنگامی که تیرکها در موقعیت اولیه خودشان هستند، با افزایش جرم تیرکها سرعت فلاتر با شیب مناسبی، افزایش می یابد و سامانه پایداری بهتری خواهد داشت. البته با توجه به اینکه وزن سازه از پارامترهای مهم طراحی بال هواپیما است باید افزایش جرم و ضخامت تیرکها متناسب با وزن کلی سازه باشد؛ زیرا افزایش بیش از حد آنها می تواند اثرات منفی بگذارد و همچنین باعث افزایش مصرف سوخت گردد. اما برای موقعیت نهایی تیرکها با توجه به شکل بالا، با افزایش همزمان جرم تیرکها نمودار به صورت نوسانی افزایش یافته است و رفتار منظمی را ندارد. پس در موقعیت نهایی تیرکها، افزایش جرم تیرکها نمی تواند اثر مطلوبی داشته باشد.

در شکل ۵ اثر تغییر ضخامت تیرکها بر روی سرعت و بسامد فلاتر بررسی گردید و همچنین برای زوایای مختلف عقبگرد این موضوع بررسی شد. با افزایش ضخامت تیرکهای بال، سرعت فلاتر زیادتر شده و پایداری بهتری به دست آمده است. اما بازهم باید این موضوع را در نظر داشت که با

جدول ۵: سرعت و بسامد فلاتر برای حالت های مختلف سرعت تیرکها و $\Lambda = -20^\circ$

Table 5. Flutter speed and frequency for spars different velocities and $\Lambda = -20^\circ$

ω_F , Hz	U_F , km/h	موقعیت	حالت سرعت
۱۳/۶۰۹۵	۷۲۵/۱۲	اولیه	اول
۱۳/۶۰۹۵	۷۲۵/۱۲	نهایی	
۱۳/۶۰۸۹	۷۲۵/۱۸	اولیه	دوم
۱۴/۳	۷۷۶/۱۸	نهایی	
۱۳/۶۰۸۹	۷۲۵/۱۸	اولیه	سوم
۱۴/۳	۷۷۶/۱۸	نهایی	
۱۳/۶۰۷	۷۲۵/۳۲	اولیه	چهارم
۱۴/۹۳	۸۱۶/۶	نهایی	

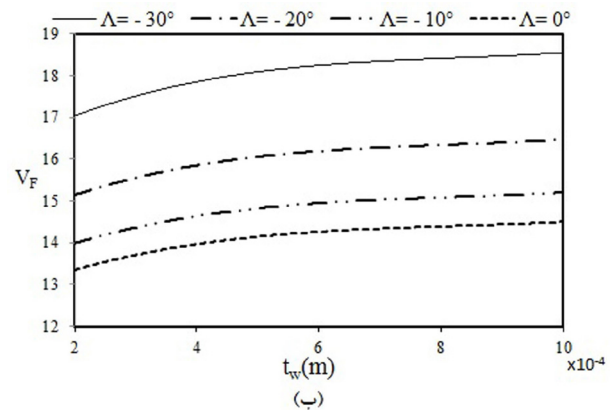
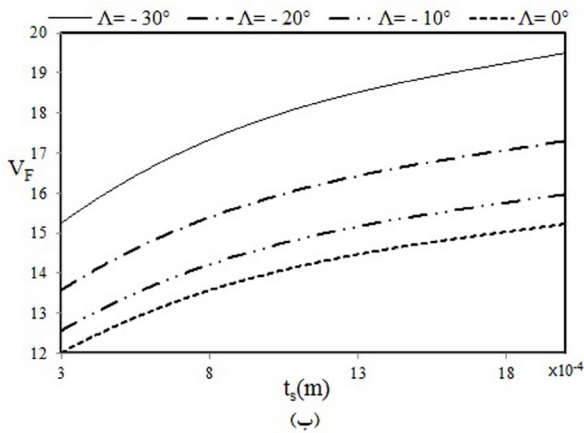
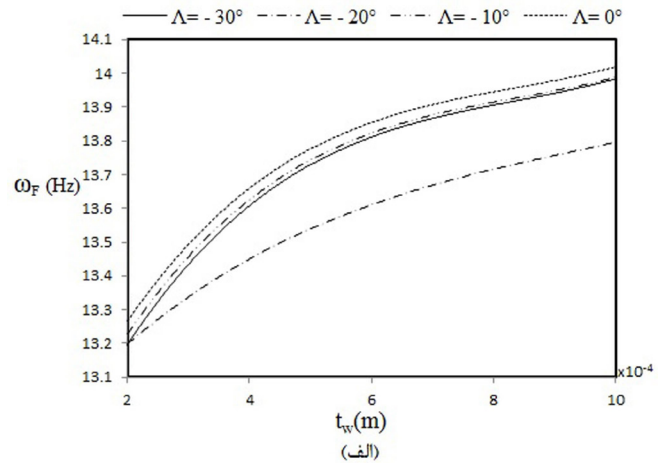
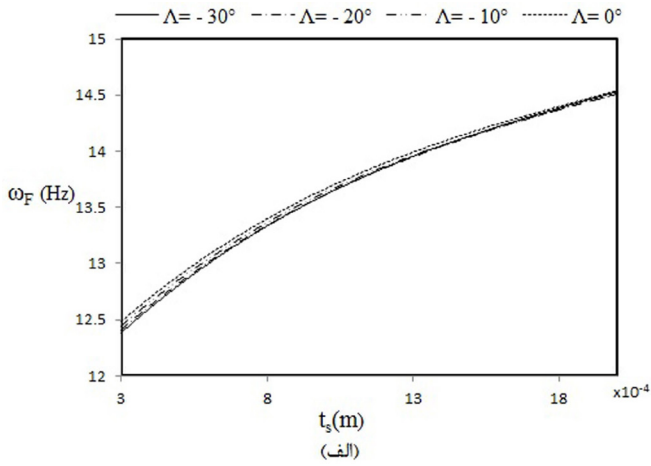


Fig. 6. Effects of the wing panel thickness on (a) the flutter frequency and (b) the flutter speed for the second situation of spars velocity and initial spars location

Fig. 5. Effects of the spars thickness on (a) the flutter frequency and (b) the flutter speed for the second situation of spars velocity and initial spars location

شکل ۶: اثر ضخامت پوسته بال بر روی (الف) بسامد فلاتر و (ب) سرعت فلاتر برای حالت دوم سرعت و موقعیت اولیه تیرکها

شکل ۵: اثر ضخامت تیرکها بر روی (الف) بسامد فلاتر و (ب) سرعت فلاتر برای حالت دوم سرعت و موقعیت اولیه تیرکها

به اینکه وزن سازه از پارامترهای مهم طراحی است، افزایش جرم و ضخامت تیرکها متناسب با وزن کلی سازه باشد؛ زیرا افزایش بیش از حد آنها می تواند اثرات منفی بگذارد.

افزایش بیش از حد ضخامت تیرکها، جرم سازه بال افزایش می یابد و اثرات نامطلوبی خواهد داشت. یکی از مواردی که در طراحی و ساخت بالها بسیار حائز اهمیت است، پوسته بال است. با توجه به اینکه نیروهای آیرودینامیکی از طریق پوسته بال به سازه منتقل می شود و قسمت زیادی از آن توسط خود پوسته بال تحمل می شود. با توجه به شکل ۶، با افزایش ضخامت پوسته بال، سرعت و بسامد فلاتر افزایش می یابد. باید به این موضوع توجه داشت که افزایش ضخامت پوسته، می تواند باعث کاهش انعطاف پذیری و شکل پذیری پوسته بال شود و چون حداکثر شعاع انحنا در اکثر بالهای امروزی تقریباً زیاد است استفاده از پوسته هایی با ضخامت زیاد، عملی نیست.

فهرست علائم

A	سطح مقطع
b	نصف طول وتر
E	مدول یانگ بال
E_s	مدول یانگ تیرکها
e	فاصله مرکز جرم و محور الاستیک
F_1, F_2	نیروی تحریک تیرکها
G	مدول برشی
G_s	مدول برشی تیرکها
h	ارتفاع متوسط تیرکها

۸- نتیجه گیری

در این مقاله اثر پارامترهای مختلف بال تطبیقی بر فلاتر مورد بررسی قرار گرفت. با افزایش فاصله تیرکها می توان پایداری را بهبود بخشید. با افزایش جرم تیرکها سرعت فلاتر را می توان افزایش داد. تأثیر ضخامت تیرکها و ضخامت پوسته بال مورد بررسی قرار گرفت و مشخص شد که با افزایش این ضخامتها می توان ناپایداری را به تأخیر انداخت. البته با توجه

منابع

- [1] A. Punhani, *Shape and vibration control of smart laminated plates*, PhD thesis in Mechanical Engineering, The Ohio State University, 2008.
- [2] D. H. Hodges, G. A. Pierce, *Introduction to structural dynamics and aeroelasticity*, Cambridge University Press, 2011.
- [3] S. B. Smith, D. W. Nelson, Determination of the aerodynamic characteristics of the mission adaptive wing, *Journal of Aircraft*, 27 (1990) 950-958.
- [4] F. Austin, W. C. Van Nostrand, Shape control of an adaptive wing for transonic drag reduction, *Smart Structures & Materials*, 95 (1995) 45-55.
- [5] M. Amprikidis, J. E. Cooper, Experimental validation of wing twist control using adaptive internal structures, in: proceeding of the 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics & Materials Conference*, California, USA, 2004.
- [6] J. Cooper, Towards the optimisation of adaptive aeroelastic structures, in: *proceeding of the Aerospace and Civil Engineering*, Manchester, UK, 2006.
- [7] R. Ajaj, M. Friswell, W. Dettmer, G. Allegri, A. Isikveren, Performance and control optimisations of a UAV using the adaptive torsion wing concept, in: *proceeding of the 22nd International conference on adaptive structures and technologies*, Corfu, Greece, 2011.
- [8] R. Ajaj, M. Friswell, W. Dettmer, G. Allegri, A. Isikveren, Dynamic modelling of the adaptive torsion wing concept, in: *proceeding of the 22nd International conference on adaptive structures and technologies*, Corfu, Greece, 2011.
- [9] R. Ajaj, M. Friswell, D. Smith, G. Allegri, and A. Isikveren, Roll control of a UAV using an adaptive torsion structure, in: proceeding of the 52th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, *Structural Dynamics & Materials Conference*, California, USA, 2013.
- [10] X. Tong, W. Ge, C. Sun, X. Liu, Topology optimization of compliant adaptive wing leading edge with composite materials, *Chinese Journal of Aeronautics*, 27 (2014) 1488-1494.
- [11] H. Basaeri, A. Yousefi-Koma, M. R. Zakerzadeh, S. S. Mohtasebi, Experimental study of a bio-inspired robotic morphing wing mechanism actuated by shape memory alloy wires, *Mechatronics*, 24 (2014) 1231-1241.
- [12] B. Béguin, C. Breitsamter, Effects of membrane pre-stress on the aerodynamic characteristics of an elasto-flexible morphing wing, *Aerospace Science and Technology*, 37 (2014) 138-150.

I, J, K	بردارهای یکه ثابت
i, j, k	بردارهای یکه متصل به بال قبل از تغییرشکل
i', j', k'	بردارهای یکه متصل به بال بعد از تغییرشکل
I_y	گشتاور اینرسی سطح مقطع بال حول محور y
J	ممان اینرسی قطبی سطح مقطع بال
K	انرژی جنبشی
k_m	شعاع ژیراسیون جرمی
K_w	سختی خمشی تیرکها
K_θ	سختی پیچشی تیرکها
L_0	نیروی آیروالاستیک
l	طول بال
M_0	ممان آیروالاستیک
m_1	جرم بر واحد طول تیرک جلو
m_2	جرم بر واحد طول تیرک عقب
m_w	جرم بر واحد طول بال
N	تعداد مختصه سیال تحریک شده
T	مدت زمان تحریک تیرکها
t_{eq}	ضخامت معادل تیرکها
t_s	ضخامت پوسته بال
t_w	ضخامت تیرکها
U	انرژی پتانسیل
U_w	انرژی پتانسیل حاصل از خمش تیرکها
U_θ	انرژی پتانسیل حاصل از پیچش تیرکها
W	کار نیروهای غیرپایستار
X, Y, Z	دستگاه مختصات اینرسی
x, y, z	دستگاه مختصات متصل به بال قبل از تغییرشکل
x', y', z'	دستگاه مختصات متصل به بال بعد از تغییرشکل
y_1	موقعیت تیرک جلو در راستای y'
y_2	موقعیت تیرک عقب در راستای y'
δ	عملگر واریاسیون
A	زاویه عقبگرد بال
λ_0	سرعت سیال تحریک شده
ρ	چگالی جرمی هوا
ω_f	بسامد فلاتر
ω_θ	بسامد اولین مود پیچشی غیر کوپل

- Proceedings of the 21st Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, Melbourne, Australia, 1998.
- [21] M. Goland, Y. Luke, The flutter of a uniform wing with tip weights, *Journal of Applied Mechanics*, 15 (1948) 13-20.
- [22] J. M. Housner, M. Stein, Flutter analysis of swept-wing subsonic aircraft with parameter studies of composite wings, *NASA TN D-7539*, 1974.
- [23] F. H. Gern, L. Librescu, Effects of externally mounted stores on aeroelasticity of advanced swept cantilevered aircraft wings, *Aerospace science and technology*, 2 (1998) 321-333.
- [24] A. Mazidi, S. Fazelzadeh, Aeroelastic modeling and flutter prediction of swept wings carrying twin powered engines, *Journal of Aerospace Engineering*, 26 (2013) 586-593.
- [25] A. Mazidi, S. Fazelzadeh, P. Marzocca, Flutter of aircraft wings carrying a powered engine under roll maneuver, *Journal of aircraft*, 48 (2011) 874-883.
- [26] G. Karpouzian, L. Librescu, Nonclassical effects on divergence and flutter of anisotropic swept aircraft wings, *AIAA journal*, 34 (1996) 786-794.
- [13] P. Mardanpour, D. H. Hodges, Passive morphing of flying wing aircraft: Z-shaped configuration, *Journal of Fluids and Structures*, 44 (2014) 17-30.
- [14] B. K. S. Woods, M. I. Friswell, The adaptive aspect ratio morphing wing: design concept and low fidelity skin optimization, *Aerospace Science and Technology*, 42 (2015) 209-217.
- [15] A. Shaw, I. Dayyani, M. Friswell, Optimisation of composite corrugated skins for buckling in morphing aircraft, *Composite Structures*, 119 (2015) 227-237.
- [16] R. M. Ajaj, M. I. Friswell, W. G. Dettmer, G. Allegri, A. T. Isikveren, Dynamic modelling and actuation of the adaptive torsion wing, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 24(16) (2013) 213-221.
- [17] H. Baruh, *Analytical dynamics*, McGraw-Hill, 1999.
- [18] S. Fazelzadeh, A. Mazidi, H. Kalantari, Bending-torsional flutter of wings with an attached mass subjected to a follower force, *Journal of Sound and Vibration*, 323 (2009) 148-162.
- [19] A. Mazidi, S. Fazelzadeh, Flutter of a swept aircraft wing with a powered engine, *Journal of Aerospace Engineering*, 23 (2010) 243-250.
- [20] M. J. Patil, D. H. Hodges, Nonlinear aeroelasticity and flight dynamics of aircraft in subsonic flow, in:

Please cite this article using:

A. Ghadami, S. A. Fazelzadeh Haghghi, A. Mazidi, Flutter Analysis of Adaptive Wing with the Adjustment of Spar Position, *Amirkabir J. Mech. Eng.*, 50(1) (2018) 197-206.
DOI: 10.22060/mej.2016.784

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده کنید:

