

## تحلیل ناپایداری فلاتر یک بال مرفینگ در جهت تغییر طول دهانه تحت تاثیر پارامترهای مختلف

سید حسین مروج برزانی<sup>۱</sup>، حسین شاهرودی<sup>۲</sup>

۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

۲ دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، h\_shahverdi@aut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۹/۱۰

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۰۳/۱۱

### چکیده

هدف از تحقیق حاضر، تحلیل پایداری فلاتر بال مرفینگ هواپیما و بررسی آثار ناشی از تغییر طول در جهت دهانه است. وجود یک عضو مرفینگ به منظور تغییر دهانه بال هواپیما، باعث تغییر طول دهانه بال و در نتیجه باعث بر هم زدن معادلات سازه و آیرودینامیکی و وابستگی آن‌ها به مکان و زمان تغییر طول می‌شود. جهت تشکیل و حل معادلات حاکم، از مدل سازه‌ای تیر اویلر برنولی و مدل آیرودینامیک ناپایای پیترز استفاده می‌شود. از جنبه‌های نوآوری این مقاله، تحلیل و بررسی آثار همزمان پارامترهایی همچون محل قرارگیری موتور، نیروی موتور و زاویه پس‌گرایی بر پایداری آیروالاستیک بال مرفینگ است. بررسی پایداری با استفاده از معادلات خطی و بر اساس تحلیل مقدار ویژه سیستم صورت گرفته و ارزیابی و دقت نتایج به دست آمده، از طریق مقایسه با نتایج موجود در پیشینه تحقیقات مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که هم‌زمان با افزایش طول بال، وجود موتور یا یک زاویه پس‌گرایی کوچک باعث کاهش سرعت فلاتر شده و پدیده فلاتر را بحرانی‌تر می‌کنند. همچنین سرعت باز شدن بال مرفینگ اثر مثبت بر عملکرد آیروالاستیک داشته و هر چه بال مرفینگ سریعتر باز شود، سرعت فلاتر بیشتر خواهد بود.

### واژگان کلیدی

تحلیل آیروالاستیک، بال مرفینگ، مدل آیرودینامیک ناپایای پیترز، اثر موتور.

### ۱. مقدمه

برای یک پرنده مرفینگ وجود دارد، تغییر در دهانه اثر زیادی بر نسبت منظری بال دارد که افزایش در نسبت منظری نیز اثر مستقیم بر نسبت نیروی برآ به نیروی پسا اعمال می‌کند. نتیجه این تاثیر مستقیم، افزایش مسافت و افزایش مداومت پروازی خواهد بود. شکل ۱ شماتیک یک بال مرفینگ در راستای افزایش طول دهانه را نمایش می‌دهد. در راستای استفاده از مرفینگ‌ها در

پیشرفت‌های مدرن همچون مرفینگ‌ها، درهای جدیدی به سوی قابلیت‌های پروازی و طراحی‌های جدید هوایی گشوده است. در سال‌های اخیر فناوری مرفینگ یا قابلیت تغییر در هندسه بال در حین پرواز مورد توجه محققان و طراحان قرار گرفته و نیازمند بررسی و تحلیل‌های جدی است. در میان حالت‌های مختلفی که

سبز و همکارانش [۸] در سال ۲۰۱۰ تغییر در انحنای بال در راستای دهانه را از لحاظ آیرولاستیسیته استاتیکی مورد تحلیل قرار دادند. همچنین در سال ۲۰۱۰، وُس و همکارانش [۹] مکانیزم کنترل پیچشی را با استفاده از مرفینگ‌ها تحلیل کردند.

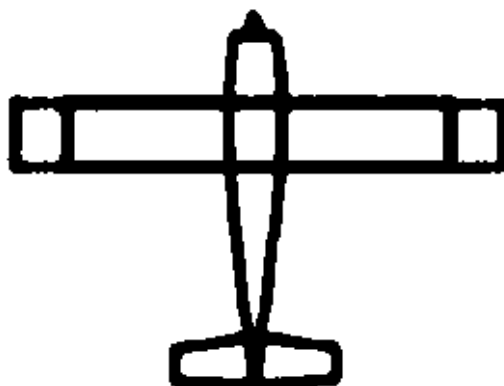
در سال ۲۰۱۳ تحقیقات زیادی در زمینه مرفینگ‌ها انجام شده است. از جمله تحقیقاتی که می‌توان به آن اشاره داشت، تحقیق انجام شده توسط آجاج و همکارانش [۱۰] است؛ در این تحقیق آثار ناشی از تغییر در اندازه دهانه بال با استفاده از مدل‌های ساده‌ای از فنر بررسی شده و گشتاورهای اینرسی، ثابت پیچشی، مساحت مقطع بال و روند بهبود آن‌ها مورد تحلیل قرار گرفته‌اند. از جمله تحقیقات انجام شده در زمینه آیرولاستیسیته، تحقیق انجام شده توسط هوانگ و همکارانش [۱۱] است. هدف از این تحقیق، بررسی فلاتر بال‌های با دهانه متغیر بوده که از مدل تیر اوایل برنولی در بخش سازه و روش پنل در بخش آیرودینامیک ناپایا استفاده شده است. در تحقیق یاد شده بال مشهور گلند توسط کد تهیه شده در نرم‌افزار متلب مورد تحلیل قرار گرفته و تغییرات سرعت فلاتر و تغییر شکل‌ها با تغییر اندازه دهانه بال ارائه شده‌اند. در تحقیق دیگر وودز و همکارانش [۱۲] بارهای وارده بر بال را بر اساس تغییر انحنای بال مرفینگ مورد تحلیل قرار داده و نیروها و گشتاورها را بر اساس تغییر شکل‌ها ارائه داده‌اند. همچنین وودز و همکارانش [۱۳] به بررسی اندرکنش سازه و سیال در بال مرفینگ و بر اساس تغییر انحنای بال پرداختند؛ در این تحقیق، مدل تیر اوایل برنولی در بخش سازه و مدل شبه پایا در بخش آیرودینامیک استفاده و در نهایت منحنی تغییرات ضرایب برآ، درگ، فشار و غیره بر اساس تغییر شکل‌ها ارائه شده‌اند.

آجاج و همکارانش [۱۴] در سال ۲۰۱۴ بهبود کنترل رول و بهبود فرآیند عملکرد سازه را مورد بررسی قرار دادند؛ در همین سال، پکرا و همکارانش [۱۵] به تحلیل فلاتر بال مرفینگ بر اساس تغییر اندازه از لبه فرار پرداختند و موارد مربوط به فلاتر و تغییر شکل‌ها را بررسی کردند.

وانگ و همکارانش [۱۶] در سال ۲۰۱۵ به مطالعه آثار وینگلت مرفینگ پرداخته و تغییرات ممان‌های خمشی، برآ را ارائه دادند. همچنین از نتایج خروجی این تحقیق، تحلیل آیرولاستیسیته استاتیکی و تعیین زاویه دایهدرال هستند.

از جمله تحقیقات صورت گرفته در زمینه بالزن‌های با بال دو تکه می‌توان به تحقیق شمس و همکارانش [۱۷] در سال ۲۰۱۸

سازه بال، تحقیقات مختلفی انجام شده است. از مهم‌ترین این تحقیقات، می‌توان به کار ساندروس و همکاران [۱] در سال ۲۰۰۳ اشاره کرد. در این تحقیق نحوه تغییرات رول، فشار و ممان با تغییر اندازه سطوح کنترل ارایه و با سطوح معمول مقایسه گردید.



شکل ۱. شماتیک بال مرفینگ در راستای تغییر طول

بائی و همکارانش [۲] در سال ۲۰۰۵ به بررسی آثار ناشی از تغییر در اندازه دهانه بال (افزایش مساحت بال و نسبت منطری، افزایش لیفت، کاهش درگ، افزایش ممان خمشی ریشه و آثار آیرولاستیک) پرداختند. در زمینه روند به کارگیری و طراحی مرفینگ‌ها، فریسول و همکارانش [۳] در سال ۲۰۰۶ دیدگاه‌ها و پیشنهاد‌های مختلف برای تغییر در اندازه اجزاء هواپیما را بررسی کردند. در این تحقیق نتیجه عددی ارائه نشده است ولی راهگشای افرادی است که در زمینه مرفینگ‌ها صاحب‌نظر هستند. عامری و همکارانش [۴] در سال ۲۰۰۷ آثار ناشی از تغییر ابعاد وینگلت مرفینگ بر عملکرد یک پرنده و تغییرات ناشی از تغییر محل مرکز جرم و تغییر خواص اینرسی را مورد بررسی قرار دادند. از دیگر تحقیقات مهمی که در سال ۲۰۰۷ انجام شده است، تحقیق مربوط به هنکیا و همکارانش [۵] است. هدف از این تحقیق، طراحی یک بال مرفینگ بر اساس آیرولاستیک تیلورینگ و بهینه‌سازی آن بوده است.

باکر و همکارانش [۶] در سال ۲۰۰۸، به بهینه‌سازی ایرفویل مرفینگ‌ها پرداختند. همچنین در سال مذکور، بوردین و همکارانش [۷] آثار ناشی از وینگلت مرفینگ را از طریق مدل ساده‌ای از فنر و روش پنل مورد بررسی قرار دادند. در این تحقیق پارامترهای آیرودینامیکی و نرخ رول مورد تحلیل قرار گرفته‌اند و اعتبارسنجی نتایج از طریق مقایسه با نتایج تجربی انجام شده است.

تاکنون به طور همزمان نیروی موتور، محل قرارگیری موتور و زاویه پس‌گرایی لحاظ نشده‌اند. به همین دلیل در این تحقیق برای اولین بار کلیه پارامترهای تغییر طول و تغییر سرعت باز شدن بال مرفینگ، محل قرارگیری موتور، نیروی موتور و زاویه پس‌گرایی به طور همزمان مورد تحلیل قرار می‌گیرند.

## ۲. روابط حاکم

### ۲-۱. روابط سازه

به منظور مدل‌سازی یک تیر می‌توان از مدل‌های مختلفی استفاده کرد. هر یک از این مدل‌ها برای مدل‌سازی نوع خاصی از تیرها هستند. به عنوان مثال می‌توان به تیرهای دارای تغییر شکل زیاد و یا تیرهای غیرخطی اشاره کرد که از مدل‌های کرسپو، هاجز، ذاتی و یا غیره برای تحلیل آن‌ها استفاده می‌شود. در این میان، ساده‌ترین نوع تیرها، تیر اویلر برنولی است. این مدل در عین سادگی می‌تواند خمش و پیچش را به خوبی مدل کند. فرضیات حاکم بر این مدل عبارتند از [۲۳]:

- تیر تحت خمش خالص قرار می‌گیرد.
- ماده همسانگرد و یکنواخت است.
- ماده از قانون هوک پیروی می‌کند.
- تیر در راستای طولی سطح مقطعی ثابت دارد.
- تیر در صفحه خمش یک محور تقارن دارد.
- سطح مقطع تیر، صفحه باقی می‌ماند.
- نیروی موتور، نیروی دنبالگر است.

معادلات تیر اویلر برنولی، بر اساس اصل همپلتون برای بالی که اثر نیروی موتور، محل قرارگیری موتور و زاویه پس‌گرایی در آن لحاظ شده است، به صورت رابطه (۱) نوشته می‌شوند [۲۲]:

$$\begin{aligned}
 m\ddot{w} - my_{\theta}\ddot{\theta} + EIw'''' + (p\theta(x_e - x)H(x_e - x)\cos\Lambda)'' + (pw'H(x_e - x)\sin\Lambda)' + \\
 [M_e(\ddot{w} + y_e\ddot{\theta}\cos\Lambda + y_e^2\ddot{\theta}'\sin\Lambda\cos\Lambda - z_e^2\dot{w}'' - y_e^2\dot{w}''\sin^2\Lambda) + I_{M_e}\ddot{\theta}'\sin\Lambda\cos\Lambda - \\
 I_{M_e}\dot{w}''\sin^2\Lambda - p\theta\cos\Lambda + pw'\sin\Lambda]\delta_D(x - x_e) - \\
 L = 0 \quad (1) \\
 -my_{\theta}\ddot{w} + I\ddot{\theta} - GJ\theta'''' + [M_e(z_e^2\ddot{\theta} + y_e\ddot{w}\cos\Lambda - y_e^2\dot{w}'\sin\Lambda\cos\Lambda + y_e^2\ddot{\theta}\cos^2\Lambda) - \\
 I_{M_e}\dot{w}'\sin\Lambda\cos\Lambda + I_{M_e}\ddot{\theta}\cos^2\Lambda + pz_e\cos\Lambda]\delta_D(x - x_e) - M_{ea} = 0
 \end{aligned}$$

که در آن  $w$  و  $\theta$  به ترتیب مولفه‌های تغییر شکل خمشی و تغییر شکل پیچشی هستند. همچنین  $L$  نیروی برآ،  $M$  گشتاور خمشی،  $m$  جرم بر واحد طول،  $I$  اینرسی،  $y_{\theta}$  فاصله محور الاستیک تا مرکز جرم،  $EI$  سختی خمشی،  $GJ$  سختی پیچشی،  $\Lambda$

اشاره کرد. در این تحقیق برای اولین بار رفتار سینماتیکی یک بالزن با بال دو تکه با استفاده از محاسبه نیروهای آیرودینامیکی غیرخطی شبه پایا مورد تحلیل قرار گرفته است.

پارامترهای متعددی در تحلیل آیروالاستیک بال هواپیما اثر گذار هستند. تا قبل از ۱۹۵۰ کارهای مختصری در زمینه زاویه پس‌گرایی انجام شده و بیش‌تر به مباحث مقدماتی پرداخته شده است. در سال ۱۹۵۰ بارمبی و همکارانش [۱۸] به بررسی زاویه پس‌گرایی و برخی عوامل تاثیرگذار بر سرعت فلاتر به صورت تئوری و تجربی پرداختند. در سال ۱۹۵۷ مولینکس و هال [۱۹] آثار آیرودینامیکی ناشی از تغییر نسبت منظری و زاویه پس‌گرایی را مورد مطالعه قرار دادند. این آثار بر بال‌هایی صلب با قابلیت انعطاف‌پذیری در ریشه و در حالت‌های بدون زاویه پس‌گرایی، دارای زاویه پس‌گرایی و باریک‌شوندگی بررسی شدند.

در سال ۱۹۵۸ لُتاتی [۲۰] نیز به بررسی آثار ناشی از زاویه پس‌گرایی بر سرعت فلاتر بالی کامپوزیت پرداخت. در این کار نشان داده شد که سرعت فلاتر و واگرایی در تعامل با یکدیگرند و با تغییر سفتی خمشی و پیچشی می‌توان وقوع هر یک از این پدیده‌ها را به تعویق انداخت. در سال ۱۹۹۶ کارپوزیان و لیبرسکیو [۲۱] به بررسی سرعت فلاتر بالی با زاویه پس‌گرایی، برش عرضی و اعوجاج پرداختند. در این کار جهت استخراج مقادیر ویژه و تحلیل فلاتر از تبدیل لاپلاس استفاده و به بررسی آثار ناشی از برش عرضی و اعوجاج و خطاهایی که بر اثر نادیده گرفتن آن‌ها ایجاد می‌شود، پرداخته شده است. لازم به ذکر است که در کلیه تحقیقات قبل مدل آیرودینامیک دو بعدی و غیر دایم تئودورسن مورد استفاده قرار گرفته است.

در سال ۲۰۱۰ مزیدی و فاضل‌زاده [۲۲] اثر زاویه پس‌گرایی را با نیروی موتور و محل قرارگیری موتور به طور هم‌زمان مورد مطالعه قرار دادند. در این تحقیق مدل آیرودینامیک مورد استفاده مدل پیترز بوده و بخش سازه نیز با روش گالرکین مورد بررسی قرار گرفته است. مشاهده وابستگی، سرعت و روند تغییرات سرعت فلاتر با تغییر پارامترهای مختلف می‌تواند موجب افزایش حدود پروازی، بهره‌وری و حتی بهینه‌سازی پرنده شود. در تحقیق حاضر کد تدوین شده در نرم‌افزار متلب اعتبارسنجی و سپس تغییرات زاویه پس‌گرایی بال، نیروی موتور و محل قرارگیری موتور در یک بال مرفینگ مورد بررسی قرار می‌گیرد. شایان ذکر است در تاریخچه تحقیقاتی بررسی شده در رابطه با بال‌های مرفینگ،

$\lambda_0 = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^N \{b_{inflow}\}^T \{\lambda_n\}$   
 همچنین ماتریس‌های  $\{A_{inflow}\}$ ،  $\{b_{inflow}\}$  و  $\{C_{inflow}\}$  در مرجع [۲۴] تعریف شده‌اند.

### ۳-۲. تغییرات مربوط به بخش مرفینگ

با توجه به وجود تغییرات زمانی طول بال در بخش مرفینگ، علاوه بر تغییرات طول، نیاز به اعمال سرعت تغییرات طول نیز هست. در این راستا، تغییرات جزئی هر یک از پارامترها ضروری خواهد شد. همچنین در راستای سهولت در اعمال تغییرات، پارامتر  $x(t)$  به صورت رابطه (۴) بی‌بعد می‌شود:

$$x(t) \rightarrow \bar{x} = \frac{x(t)}{l(t)} \quad (4)$$

بنابراین مشتقات به صورت روابط (۵) تغییر می‌یابند:

$$\begin{aligned} \dot{w}(\bar{x}, t) &= \frac{\dot{\alpha}}{\alpha} (1 - \bar{x}) w' + \dot{w} \\ \dot{\theta}(\bar{x}, t) &= \frac{\dot{\alpha}}{\alpha} (1 - \bar{x}) \theta' + \dot{\theta} \\ \ddot{w}(\bar{x}, t) &= \frac{1}{\alpha^4} [\alpha^4 \ddot{w} + 2\dot{\alpha} \alpha^3 (1 - \bar{x}) \dot{w}' + \alpha^2 (\ddot{\alpha} \alpha - \dot{\alpha}^2) * (1 - \bar{x}) w' + \alpha^2 \dot{\alpha}^2 (1 - \bar{x})^2 w''] \\ \ddot{\theta}(\bar{x}, t) &= \frac{1}{\alpha^4} [\alpha^4 \ddot{\theta} + 2\dot{\alpha} \alpha^3 (1 - \bar{x}) \dot{\theta}' + \alpha^2 (\ddot{\alpha} \alpha - \dot{\alpha}^2) * (1 - \bar{x}) \theta' + \alpha^2 \dot{\alpha}^2 (1 - \bar{x})^2 \theta''] \end{aligned} \quad (5)$$

شایان ذکر است که نحوه استخراج روابط در پیوست ارائه شده است. که در آن  $\alpha$  به عنوان پارامتری بی‌بعد و مطابق رابطه (۶) تعریف می‌شود:

$$\alpha(t) = \frac{l(t)}{l_0} \quad (6)$$

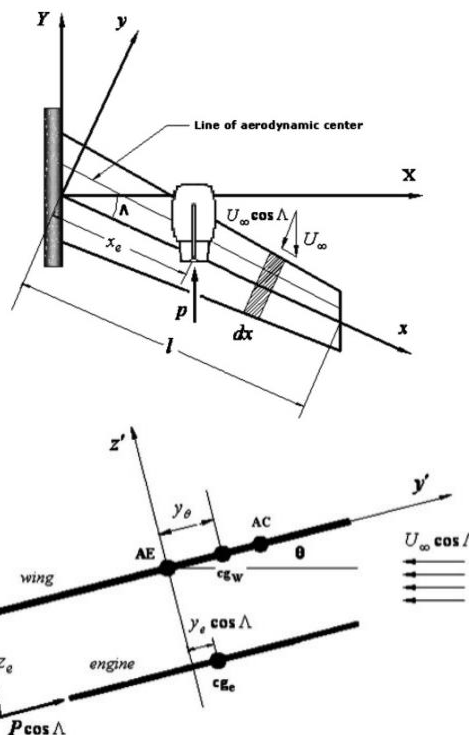
لازم به ذکر است که در روابط قبل،  $l(t)$  طول بال بر حسب زمان و  $l_0$  طول اولیه و ثابت بال هستند. پارامترهای بی‌بعد مربوط به قرارگیری موتور نیز به صورت رابطه (۷) بیان می‌شوند:

$$\begin{aligned} x_e &\rightarrow X_e = \frac{x_e}{l} \\ y_e &\rightarrow Y_e = \frac{y_e}{l} \\ z_e &\rightarrow Z_e = \frac{z_e}{l} \end{aligned} \quad (7)$$

### ۴-۲. روند حل معادلات

با ایجاد ارتباط بین معادلات سازه و آیرودینامیک، سیستم آیرولاستیک تشکیل می‌شود. این ارتباط با جایگذاری روابط (۲) تا (۷) در روابط (۱) نتیجه می‌شود. با فرض یکنواخت بودن تیر و توجه به وجود ترم‌های دمپینگ در سیستم معادلات، با کاهش مرتبه متغیرها، معادلات به شکل ماتریس‌های جرم و سختی تبدیل شده‌اند و در نهایت با تشکیل یک مساله مقدار ویژه و با

زاویه پس‌گرایی،  $p$  نیروی موتور،  $M_e$  جرم موتور و  $I_{M_e}$  اینرسی موتور را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که  $x_e$  و  $y_e$  و  $z_e$  نیز نشان‌گر محل قرارگیری موتور مطابق شکل ۲ هستند.



شکل ۲. بال با زاویه پس‌گرایی و وجود موتور [۲۲]

### ۲-۲. روابط آیرودینامیک

مدل‌های آیرودینامیکی مختلفی را می‌توان برای مدل‌سازی بخش آیرودینامیک به کار برد. از جمله مهم‌ترین و کاربردی‌ترین این مدل‌ها، مدل آیرودینامیک ناپایای پیترز است که در فضای حالت بوده و فرضیات جریان تراکم‌ناپذیر و دو بعدی بر آن حاکم هستند. با استفاده از اصل همپلتون، اثبات روابط و مطابق با مرجع [۲۲] روابط (۲) برای نیروی برآ و گشتاور حاصل می‌شوند:

$$L = \pi \rho b^2 [-\ddot{w} + u_{\infty} \cos \Lambda \dot{\theta} - u_{\infty} \sin \Lambda \dot{w}' - ba(\ddot{\theta} + u_{\infty} \sin \Lambda \dot{\theta}')] + 2\pi \rho u_{\infty} b \cos \Lambda [-\dot{w} + u_{\infty} \cos \Lambda \dot{\theta} - u_{\infty} \sin \Lambda \dot{w}' + b(0.5 - a)(\dot{\theta} + u_{\infty} \sin \Lambda \theta') - \lambda_0] \quad (2)$$

$$\begin{aligned} M_{ea} &= b(0.5 + a)L - \pi \rho b^3 [-0.5 \ddot{w} + u_{\infty} \cos \Lambda \dot{\theta} - u_{\infty} \sin \Lambda \dot{w}' + b(\frac{1}{8} - \frac{a}{2})(\dot{\theta} + u_{\infty} \sin \Lambda \theta')] \\ [A_{inflow}]\{\lambda_n\} + \frac{u_{\infty}}{b}\{\lambda_n\} &= \{C_{inflow}\} [-\ddot{w} + u_{\infty} \cos \Lambda \dot{\theta} - u_{\infty} \sin \Lambda \dot{w}' + b(0.5 - a)(\dot{\theta} + u_{\infty} \sin \Lambda \theta')] \end{aligned} \quad (3)$$

۳. نتایج

۳-۱. اعتبارسنجی

در راستای اعتبارسنجی کد، سرعت و فرکانس فلاتر بالی با مشخصات ارائه شده در **Error! Reference source not found.** که متعلق به بال مشهور گلند است و همچنین بالی با مشخصات جدول ۳ مورد بررسی قرار می‌گیرند. در ادامه ابتدا سرعت‌های فلاتر دو بال مورد نظر، سپس افزایش طول (بدون اعمال سرعت باز شدن)، سپس سرعت باز شدن قسمت مرفینگ و در نهایت آثار ناشی از وجود زاویه پس‌گرایی و موتور با مراجع مورد مقایسه قرار می‌گیرند.

توجه به عدم وجود ترم‌های غیرخطی در سیستم، معادلات حل می‌شوند. لازم به ذکر است که پارامترهای بی‌بعد مورد استفاده در این تحقیق به صورت عبارتهای مندرج در جدول ۱ تعریف می‌شوند:

جدول ۱. پارامترهای بی‌بعد مورد استفاده

تعریف	کمیت
$\frac{u_f}{b \omega_\theta}$	سرعت کاهش یافته
$\eta_e = \frac{M_e}{ml}$	جرم بی‌بعد مربوط به موتور
$P = \frac{pl^2}{\sqrt{EIGJ}}$	نیروی بی‌بعد موتور

جدول ۲. مشخصات بال اول (گلند)

اندازه	پارامتر
۱/۸۳	وتر (m)
۶/۱	دهانه نیمه بال (m)
۳۵/۶۹۵	جرم بر واحد طول (Kg/m)
۲۵٪ وتر (از لبه حمله)	شعاع ژیراسیون حول مرکز جرم
۳۳٪ وتر (از لبه حمله)	محور الاستیک
۴۳٪ وتر (از لبه حمله)	مرکز جرم
$۹/۷۶۵ \times ۱۰^{-۶}$	سفتی خمشی خارج از صفحه (Nm <sup>2</sup> )
$۰/۹۸۹ \times ۱۰^{-۶}$	سفتی پیچشی (Nm <sup>2</sup> )

جدول ۳. مشخصات بال دوم

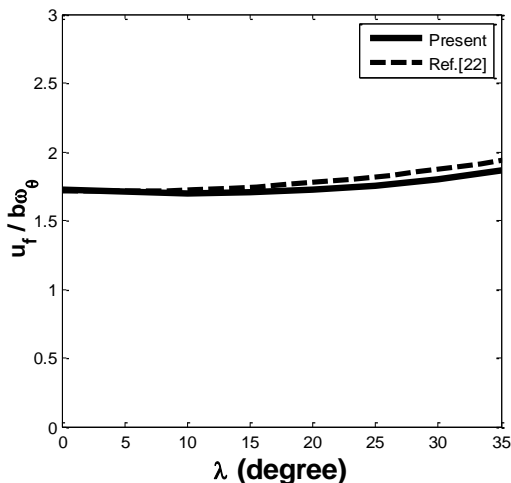
اندازه	پارامتر
۱	وتر (m)
۳	دهانه نیمه بال (m)
۶	جرم بر واحد طول (Kg/m)
۰/۷۵	ممان اینرسی (Kg.m)
۳۵٪ وتر (از لبه حمله)	محور الاستیک
۴۵٪ وتر (از لبه حمله)	مرکز جرم
$6 \times 105$	سفتی خمشی خارج از صفحه (Nm <sup>2</sup> )
$6 \times 104$	سفتی پیچشی (Nm <sup>2</sup> )

جدول ۵. مقایسه مقادیر فلاتر برای بال دوم

درصد خطا	تحلیل مرجع حاضر	تحلیل مرجع [۱۱]
۱/۶۸	۷۸/۲۹	۷۷
۰/۵۳	۱۴۸/۸	۱۴۹/۶

جدول ۴. مقایسه مقادیر فلاتر برای بال اول (گلند)

درصد اختلاف	تحلیل مرجع حاضر	تحلیل مرجع [۲۴]
۰/۰۴	۱۳۷/۲	۱۳۷/۱۵
۱/۹۵	۶۹/۱	۷۰/۷



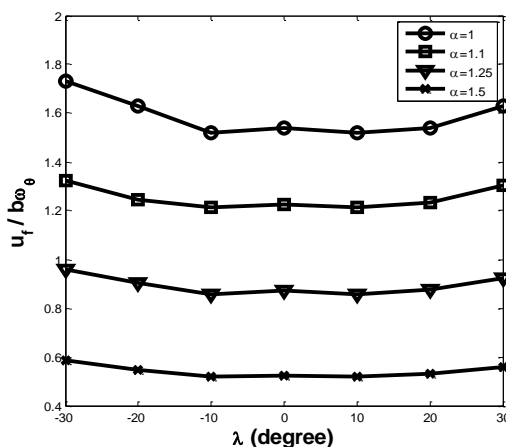
شکل ۵. اعتبارسنجی بر اساس آثار زاویه پس گرایی و وجود موتور در  $(Y_e = -0.25, X_e = 0.5, Z_e = 0, P = 2, \eta_e = 0.5, I_{M_e} = 20)$

### ۲-۳. بررسی آثار ناشی از پارامترهای مختلف

آگاهی از نحوه تغییرات هر یک از پارامترهای تاثیرگذار بر سرعت فلاتر بال در عین توجه به الزامات طراحی (ثابت بودن محل قرارگیری موتور، زاویه پس گرایی و .. در حین تغییر طول بال) می‌تواند موجب افزایش بهره‌وری و حدود پروازی پرنده شود. در این مرحله با به کارگیری کد تدوین شده و تغییر هر یک از پارامترها، روند تغییرات آن‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد.

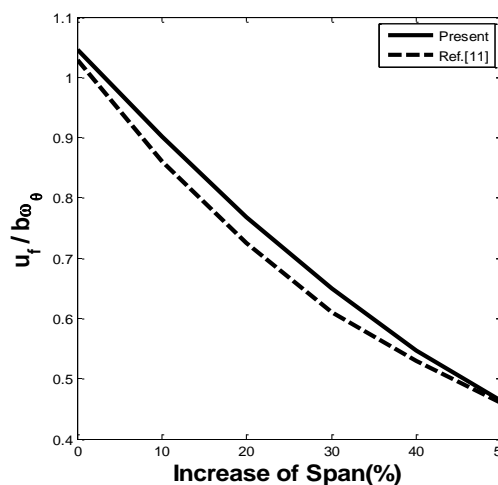
### ۱-۲-۳. اثر زاویه پس گرایی

شکل ۶ تغییرات سرعت را بر حسب زاویه پس گرایی برای افزایش طول‌های مختلفی از بال مرفینگ ارائه می‌دهد.

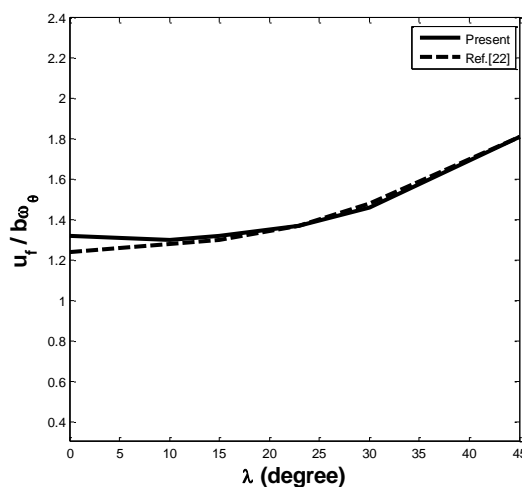


شکل ۶. بررسی آثار همزمان زاویه پس گرایی و تغییر طول بال مرفینگ  $(Y_e = -0.25, X_e = 0.3, Z_e = 0, P = 2, \eta_e = 0.5, I_{M_e} = 20, \alpha = 0.3)$

با توجه به نتایج ارائه شده در جداول ۴، ۵ و ۶ و شکل‌های ۳، ۴ و ۵ می‌توان پی برد که کد تهیه شده از دقت لازم برخوردار است و علت تفاوت‌ها در تفاوت در مدل‌سازی‌ها است. لازم به ذکر است که از مقایسه شکل ۴ و شکل ۵ می‌توان نتیجه گرفت که وجود موتور موجب کاهش سرعت فلاتر می‌شود که این مهم، لزوم بررسی آثار ناشی از موتور بر سرعت فلاتر همراه با سایر پارامترها را به خوبی مشخص می‌کند. بنابراین در ادامه به بررسی پارامترهای تاثیرگذار بر سرعت فلاتر برای بال اول (گلند) پرداخته می‌شود.



شکل ۳. اعتبارسنجی بر اساس افزایش طول بال مرفینگ بدون اعمال سرعت باز شدن

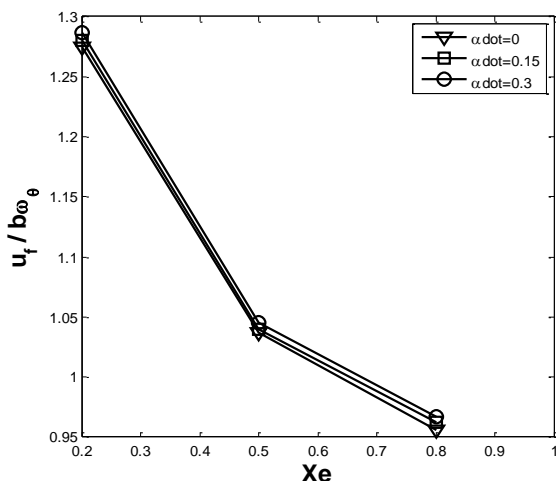


شکل ۴. اعتبارسنجی بر اساس زاویه پس گرایی

جدول ۶. اعتبارسنجی بر اساس  $\alpha = 0.5$  و  $\alpha = 1.1$

درصد اختلاف	تحلیل حاضر	تحلیل مرجع [۱۱]	سرعت فلاتر (m/s)
۱/۶	۶۸/۹	۷۰	

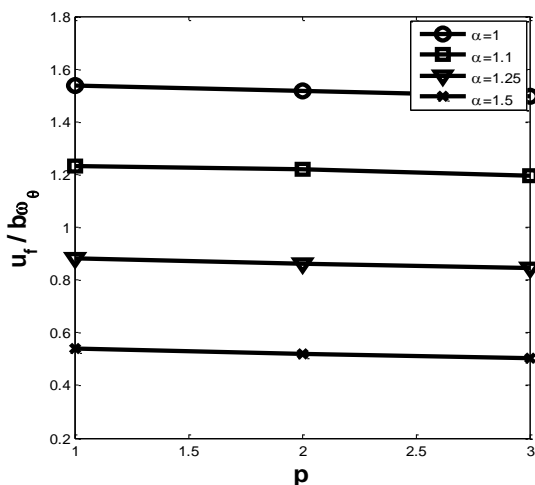
مطابق این شکل، با قرار گیری موتور در محلی نزدیکتر به ریشه بال، سرعت فلاتر بیشتر خواهد بود و این مورد موجب بهبود سرعت فلاتر می شود؛ این در حالی است که هر چه موتور به نوک بال نزدیکتر شود، سرعت فلاتر نیز کاهش می یابد و اثر منفی دارد. شکل ۹ نیز روند کاهش سرعت فلاتر را با نزدیک شدن موتور به ریشه و همچنین افزایش مختصر سرعت فلاتر بر اثر افزایش سرعت باز شدن بال مرفینگ را نمایش می دهد.



شکل ۹. بررسی آثار همزمان محل موتور و تغییر سرعت باز شدن بال  
( $Y_e = -0.25, \Lambda = 15, Z_e = 0, P = 2, \eta_e = 0.5, I_{M_e} = 20, \alpha = 1.1$ )

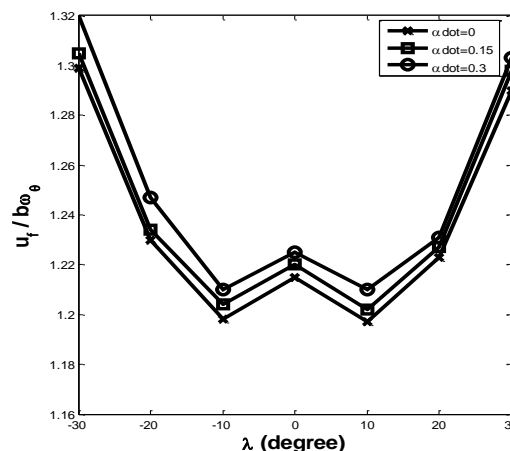
### ۳-۲-۳. اثر زاویه پس گرایی

شکل ۱۰ اثر نیروی موتور بر سرعت فلاتر را همزمان با تغییر طول بال مرفینگ نمایش می دهد.



شکل ۱۰. بررسی آثار همزمان نیروی موتور و تغییر طول بال مرفینگ  
( $Y_e = -0.25, \Lambda = 15, Z_e = 0, X_e = 0.3, \eta_e = 0.5, I_{M_e} = 20, \alpha = 0.3$ )

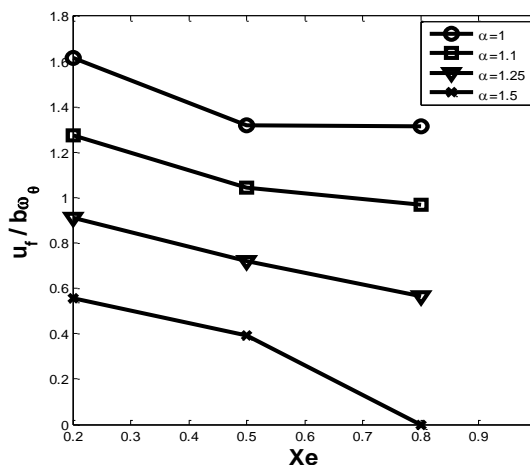
مطابق این شکل می توان پی برد که تا زاویه اندکی روند سرعت فلاتر با افزایش زاویه پس گرایی کاهش یافته و پس از آن سیر صعودی دارد. همچنین این شکل نشان می دهد که با افزایش طول بال مرفینگ، سرعت فلاتر کاهش می یابد که این کاهش سرعت فلاتر می تواند زبان آور باشد و از بهره‌وری بال بکاهد. مطابق شکل ۷ می توان به اثر سرعت باز شدن بال مرفینگ پی برد. همان طور که این شکل نمایش می دهد، افزایش سرعت باز شدن بر سرعت فلاتر اثر مثبت دارد و موجب افزایش سرعت فلاتر می شود.



شکل ۷. بررسی آثار همزمان زاویه پس گرایی و تغییر سرعت باز شدن بال  
( $Y_e = -0.25, X_e = 0.3, Z_e = 0, P = 2, \eta_e = 0.5, I_{M_e} = 20, \alpha = 1.1$ )

### ۳-۲-۳. اثر محل قرار گیری موتور

شکل ۸ سرعت فلاتر را بر حسب محل های قرار گیری مختلفی از موتور نمایش می دهد.



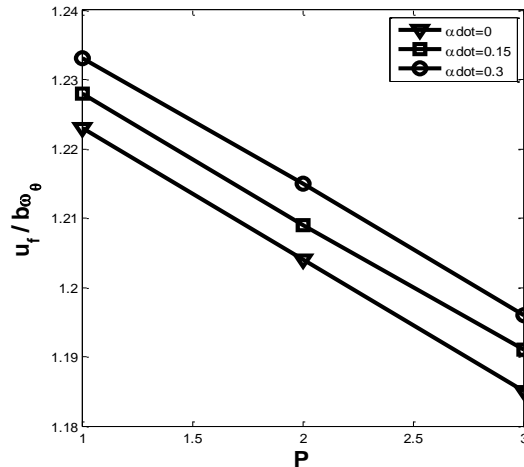
شکل ۸. بررسی آثار همزمان محل موتور و تغییر طول بال مرفینگ  
( $Y_e = -0.25, \Lambda = 15, Z_e = 0, P = 2, \eta_e = 0.5, I_{M_e} = 20, \alpha = 0.3$ )

ناشی از وجود یک عضو مرفینگ به منظور تغییر دهانه بال هواپیما، تغییر طول دهانه و در نتیجه بر هم زدن معادلات سازه و آیرودینامیک و وابستگی آن‌ها به مکان و زمان تغییر طول هستند. به منظور تشکیل و حل معادلات حاکم، از مدل سازه‌ای تیر اویلر برنولی و مدل آیرودینامیک ناپایای پیترز استفاده شد و بررسی پایداری با استفاده از معادلات خطی و بر اساس تحلیل مقدار ویژه سیستم صورت گرفت.

نتایج نشان می‌دهند که وجود موتور موجب بحرانی شدن و کاهش سرعت فلاتر بال شده و وجود موتور در تحلیل فلاتر لازم است. همچنین سرعت فلاتر هم‌زمان با افزایش طول بال مرفینگ، نیروی موتور و محل قرارگیری در راستای دهانه کاهش یافته و این موارد اثر معکوس (کاهش سرعت فلاتر به ازای افزایش پارامترهای یاد شده) خواهند داشت. از طرفی سرعت باز شدن بال مرفینگ اثر مستقیم (افزایش سرعت فلاتر به ازای افزایش سرعت باز شدن بال) داشته و هر چه بال مرفینگ سریعتر باز شود، سرعت فلاتر بیشتر خواهد بود. همچنین زاویه پس‌گرایی کم باعث کاهش سرعت فلاتر و زاویه پس‌گرایی زیاد سرعت فلاتر را بهبود می‌بخشد. موارد اخیر نشان می‌دهند که در عین توجه به الزامات طراحی پرنده، با در نظر گرفتن پارامترهای تاثیرگذار می‌توان سبب تعویق در سرعت بحرانی فلاتر، افزایش بهره‌وری و حدود پروازی پرنده شد.

این شکل نمایانگر آن است که افزایش نیروی موتور باعث کاهش سرعت فلاتر می‌شود. از طرفی روند کاهش سرعت فلاتر با افزایش طول، مشخص است. بنابراین هر دو مورد افزایش نیروی موتور و افزایش طول بال بر سرعت فلاتر اثر منفی دارند.

شکل ۱۱ نیز روند کاهش سرعت فلاتر با افزایش نیروی موتور را نمایش می‌دهد. همچنین افزایش سرعت فلاتر با افزایش سرعت باز شدن بال مشهود است.



شکل ۱۱. بررسی آثار هم‌زمان نیروی موتور و تغییر سرعت باز شدن بال  
 $(Y_e = -0.25, A = 15, Z_e = 0, X_e = 0.3, \eta_e = 0.5, I_{M_e} = 20, \alpha = 1.1)$

#### ۴. نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر پایداری آیرودینامیک بال مرفینگ هواپیما و آثار ناشی از تغییر طول در جهت دهانه مورد بررسی قرار گرفت. آثار

#### پیوست

نحوه استخراج روابط (۵) در ذیل ارائه می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{w}(x, t) &\rightarrow \dot{w}(\bar{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} [w(\bar{x}, t)] = \frac{\partial w}{\partial \bar{x}} \frac{\partial \bar{x}}{\partial t} + \\ \frac{\partial w}{\partial t} &= \frac{\partial w}{\partial \bar{x}} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \frac{\partial w}{\partial t} = \\ &\frac{\dot{\alpha}}{\alpha} (1 - \bar{x}) w' + \dot{w} \\ \dot{\theta}(x, t) &\rightarrow \dot{\theta}(\bar{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} [\theta(\bar{x}, t)] = \frac{\partial \theta}{\partial \bar{x}} \frac{\partial \bar{x}}{\partial t} + \\ \frac{\partial \theta}{\partial t} &= \frac{\partial \theta}{\partial \bar{x}} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \frac{\partial \theta}{\partial t} = \frac{\dot{\alpha}}{\alpha} (1 - \bar{x}) \theta' + \\ &\dot{\theta} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \ddot{w}(x, t) &\rightarrow \ddot{w}(\bar{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} \left[ \frac{\partial}{\partial t} [w(\bar{x}, t)] \right] = \\ \frac{\partial}{\partial t} \left[ \frac{\partial w}{\partial \bar{x}} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] \right] &= \\ \left[ \frac{\partial^2 w}{\partial \bar{x}^2} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \right. & \\ \frac{\partial^2 w}{\partial \bar{x} \partial t} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \frac{\partial w}{\partial \bar{x}} \left[ \frac{\partial^2 x(t)}{\partial t^2} - \right. & \\ \left. \left. \frac{2 \frac{\partial x(t)}{\partial t} \frac{\partial l(t)}{\partial t}}{l(t)^2} + \frac{2x(t) \left( \frac{\partial l(t)}{\partial t} \right)^2}{l(t)^3} - \frac{x(t) \left( \frac{\partial^2 l(t)}{\partial t^2} \right)}{l(t)^2} \right] + \right. & \\ \left. \frac{\partial^2 w}{\partial \bar{x} \partial t} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \ddot{w} = \frac{1}{\alpha^2} \dot{\alpha}^2 (1 - \right. & \end{aligned}$$



$$\begin{aligned} & \bar{x})^2 w'' + \frac{1}{\alpha} 2\dot{\alpha}(1 - \bar{x})\dot{w}' + \frac{1}{\alpha^2} (\ddot{\alpha}\alpha - \dot{\alpha}^2) * \\ & (1 - \bar{x})w' + \ddot{w} = \frac{1}{\alpha^4} [\alpha^4 \ddot{w} + 2\dot{\alpha}\alpha^3(1 - \bar{x})\dot{w}' + \\ & \alpha^2(\ddot{\alpha}\alpha - \dot{\alpha}^2) * (1 - \bar{x})w' + \alpha^2 \dot{\alpha}^2(1 - \\ & \bar{x})^2 w''] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \rightarrow \ddot{\theta}(\bar{x}, t) &= \frac{\partial}{\partial t} \left[ \frac{\partial}{\partial t} [\theta(\bar{x}, t)] \right] = \\ \frac{\partial}{\partial t} \left[ \frac{\partial \theta}{\partial \bar{x}} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] \right] &= \\ \left[ \frac{\partial^2 \theta}{\partial \bar{x}^2} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \left. \frac{\partial^2 \theta}{\partial \bar{x} \partial t} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \frac{\partial \theta}{\partial \bar{x}} \left[ \frac{\frac{\partial^2 x(t)}{\partial t^2}}{l(t)} - \right. \right. \\ & \left. \left. \frac{2 \frac{\partial x(t)}{\partial t} \frac{\partial l(t)}{\partial t}}{l(t)^2} + \frac{2x(t) \left( \frac{\partial l(t)}{\partial t} \right)^2}{l(t)^3} - \frac{x(t) \left( \frac{\partial^2 l(t)}{\partial t^2} \right)}{l(t)^2} \right] + \right. \\ & \left. \frac{\partial^2 \theta}{\partial \bar{x} \partial t} \left[ \frac{\frac{\partial x(t)}{\partial t} l(t) - \frac{\partial l(t)}{\partial t} x(t)}{l(t)^2} \right] + \ddot{\theta} = \frac{1}{\alpha^2} \dot{\alpha}^2 (1 - \right. \\ & \left. \bar{x})^2 \theta'' + \frac{1}{\alpha} 2\dot{\alpha}(1 - \bar{x})\dot{\theta}' + \frac{1}{\alpha^2} (\ddot{\alpha}\alpha - \dot{\alpha}^2) * \right. \\ & \left. (1 - \bar{x})\theta' + \ddot{\theta} = \frac{1}{\alpha^4} [\alpha^4 \ddot{\theta} + 2\dot{\alpha}\alpha^3(1 - \bar{x})\dot{\theta}' + \right. \\ & \left. \alpha^2(\ddot{\alpha}\alpha - \dot{\alpha}^2) * (1 - \bar{x})\theta' + \alpha^2 \dot{\alpha}^2(1 - \right. \\ & \left. \bar{x})^2 \theta''] \end{aligned}$$

### ۵. مآخذ

- [1] B. Sanders, F. Eastep, and E. Forster, Aerodynamic and Aeroelastic Characteristics of Wings with Conformal Control Surfaces for Morphing Aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 1, pp.94-99, 2003.
- [2] J. S. Bae, T. M. Seigler, and D. J. Inman, Aerodynamic and Static Aeroelastic Characteristics of a Variable-Span Morphing Wing, *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, pp.528-34, 2005.
- [3] M. Friswell, D. Baker, J. Herencia, F. Mattioni, and P. Weaver, Compliant Structures for Morphing Aircraft, *17th international conference on adaptive structures and technologies*, 2006.
- [4] N. Ameri, M. Lowenberg, and M. Friswell, Modelling the Dynamic Response of a Morphing Wing with Active Winglets, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2007.
- [5] J. Herencia, P. Weaver, and M. Friswell, Morphing Wing Design Via Aeroelastic Tailoring, *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structural Dynamics and Materials Conference*, 2007.
- [6] D. Baker and M. I. Friswell, The Design of Morphing Aerofoils Using Compliant Mechanisms, Vol. 6. *Proceedings of 19th International Conference on Adaptive Structures and Technologies*, 2008.
- [7] P. Bourdin, A. Gatto, and M. Friswell, Aircraft Control Via Variable Cant-Angle Winglets, *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 2, pp.414-23, 2008.
- [8] G. Seber and E. Sakarya, Nonlinear Modeling and Aeroelastic Analysis of an Adaptive Camber Wing, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 6, pp.2067-74, 2010.
- [9] R. Vos, Z. Gurdal, and M. Abdalla, Mechanism for Warp-Controlled Twist of a Morphing Wing, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, pp.450-57, 2010.
- [10] R. Ajaj, E. S. Flores, M. Friswell, G. Allegri, B. Woods, A. Isikveren, and W. Dettmer, The Zigzag Wingbox for a Span Morphing Wing, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 28, No. 1, pp.364-75, 2013.
- [11] R. Huang and Z. Qiu, Transient Aeroelastic Responses and Flutter Analysis of a Variable-Span Wing During the Morphing Process, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 6, pp.1430-38, 2013.
- [12] B. Woods and M. Friswell, Structural Analysis of the Fish Bone Active Camber Concept, Vol. 912, *Proceedings of the AIDAA XXII Conference*, 2013.
- [13] B. K. Woods and M. I. Friswell, Fluid-Structure Interaction Analysis of the Fish Bone Active Camber Mechanism, *54th Structural Dynamics and Materials Conference*, 2013.
- [14] R. Ajaj, E. Saavedra Flores, M. Friswell, and F. D. De la O, Span Morphing Using the Compliant Spar, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 28, No. 4, pp.04014108, 2014.
- [15] R. Pecora, M. Magnifico, F. Amoroso, and E. Monaco, Multi-Parametric Flutter Analysis of a Morphing Wing Trailing Edge, *The Aeronautical Journal*, Vol. 118, No. 1207, pp.1063-78, 2014.
- [16] C. Wang, H. H. Khodaparast, and M. I. Friswell, Investigating the Benefits of Morphing Wing Tip Devices-a Case Study, *International Forum on Aeroelasticity and Structure Dynamics*, 2015.
- [17] S. Shams, B. Mirzavand Boroujeni, S. M. Mansoori, and M. R. Kazemi, Kinematic Analysis of Articulated Flapping Wings Mechanisms Considering Nonlinear Quasi-Steady Aerodynamic, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 12, pp.87-97, 2018.
- [18] J. G. Bamby, H. J. Cunningham, and I. Garrick, *Study of Effects of Sweep on the Flutter of Cantilever Wings*, Naca, report 1014, 1951.

- [19] W. Molyneux and H. Hall. *The Aerodynamic Effects of Aspect Ratio and Sweepback on Wing Flutter*, Naca, report 3011, 1957.
- [20] I. Lottati, Flutter and Divergence Aeroelastic Characteristics for Composite Forward Swept Cantilevered Wing, *Journal of Aircraft*, Vol. 22, No. 11, pp.1001-07, 1985.
- [21] G. Karpouzian and L. Librescu, Nonclassical Effects on Divergence and Flutter of Anisotropic Swept Aircraft Wings, *AIAA journal*, Vol. 34, No. 4, pp.786-94, 1996.
- [22] A. Mazidi and S. Fazelzadeh, Flutter of a Swept Aircraft Wing with a Powered Engine, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 23, No. 4, pp.243-50, 2009.
- [23] <https://fa.wikipedia.org>.
- [24] M. J. Patil, *Nonlinear Aeroelastic Analysis, Flight Dynamics, and Control of a Complete Aircraft*, PhD thesis, Georgia Institute of Technology, 1999.