



## بهینه سازی مقاوم سرعت فلاتر یک نمونه بال آیرودلاستیک با نسبت منطری بالا

میثم الیاسی<sup>۱</sup>، علیرضا رودباری<sup>۲\*</sup>

۱- کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

۲- استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید ستاری، تهران، ایران

\* تهران، ۱۳۸۷-۹۳۹۶۷، Alirezaroudbari@ae.sharif.edu

اطلاعات مقاله	چکیده
مقاله پژوهشی کامل	طراحی و ساخت بال هواپیما با هندسه و خواص فیزیکی بهینه که دارای پایداری بالایی باشد برای مهندسان از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در مطالعه حاضر با فرض وجود عدم قطعیت در متغیرهای طراحی سیستم، بهینه سازی مقاوم سرعت فلاتر یک نمونه بال تحت اثر خمش-پیچش با قید کمینه سازی انحراف استاندارد آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. از این رو ابتدا مدل سازی بر اساس مدل تیر یکسرگردار اوپلر-برنولی در شرایط آیرودینامیک شبه پایا، انجام شده و با استفاده از روش مودهای فرضی، معادلات آیرودلاستیک گسسته سازی می‌گردند. پس از اعتبار سنجی نتایج، با حل عددی معادلات حاکم به روش رانج-کوتا پاسخ زمانی سیستم و با استفاده از تئوری مقادیر ویژه سرعت فلاتر بال محاسبه می‌گردند. در بال‌های با نسبت منطری بالا، افزایش سرعت فلاتر در حضور عدم قطعیت پارامتری حائز اهمیت است. بنابراین در ادامه با انتخاب پارامترهای طراحی همچون سفتی خمشی، سفتی پیچشی و جرم بال به عنوان متغیرهای بهینه سازی، اثر عدم قطعیت بر متغیرهای طراحی اعمال شده و بهینه سازی با استفاده الگوریتم ژنتیک انجام می‌شود. در ادامه مقادیر متغیرها قبل و بعد از بهینه سازی و همچنین میزان بهبود سرعت فلاتر در بهینه سازی مقاوم و قطعی ارائه می‌گردند که نهایتاً بر اساس نتایج بهینه سازی، متغیرهای طراحی برای دست یابی به سازه‌ای با پایداری مناسب از نظر پدیده فلاتر تأیید می‌گردد.
دریافت: ۱۸ فروردین ۱۳۹۸	
پذیرش: ۲۶ فروردین ۱۳۹۸	
ارائه در سایت: ۱۵ شهریور ۱۳۹۸	
<b>کلیدواژگان</b>	
فلاتر	
عدم قطعیت	
بهینه سازی مقاوم	
آیرودینامیک شبه پایا	

## Robust-design-optimization of Flutter velocity of an aeroelastic high-aspect-ratio wing

Meysam Elyasi<sup>1</sup>, Alireza Roudbari<sup>2\*</sup>

1- Department of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran.

2- Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari University, Tehran, Iran

\* P.O.B. 13878-93967, Tehran, Iran, Alirezaroudbari@ae.sharif.edu

### Article Information

Original Research Paper  
Received : 7 April 2019  
Accepted: 15 April 2019  
Available Online : 6  
September 2019

### Keywords

Flutter  
Uncertainty  
Robust Optimization  
Quasi-Steady Aerodynamic  
Simulation

### ABSTRACT

Designing and manufacturing wing aircraft with geometry and optimal physical properties and high stability for engineers is especially important. In this study, with the assumption of uncertainty in system design variables, a robust Optimization of the Flutter velocity aeroelastic wing with high-aspect-ratio under the bending-torsion effect is examined with the standard deviation minimization. Therefore, the aerospace wings are firstly modeled based on the Euler-Bernoulli cantilever beam model in quasi-steady aerodynamic conditions. After validating the results, in the simulation section, by using the Runge-Kutta numerical solution and the theory of Eigenvalues, the system response time and Flutter velocity are obtained. In the high-aspect-ratio wings, increase the Flutter velocity in the presence of uncertainty in the parameters is important. Therefore, by choosing parameters such as bending and torsional rigidity and mass per unit wing as optimization variables the effect of uncertainty on the design variables and optimized by genetic algorithm. In

Please cite this article using:

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Meysam Elyasi, Alireza Roudbari, Robust-design-optimization of Flutter velocity of an aeroelastic high-aspect-ratio wing, Journal of Mechanical Engineering and Vibration, Vol. 10, No. 2, pp. 25-37, 2019 (In Persian)

addition, the values of variables before and after optimization, as well as the rate of improvement of the Flutter velocity are presented in a robust and deterministic optimization. Finally, based on the optimization results, design variables for achieving an appropriate stability structure in terms of the phenomenon Flutter is confirmed.

## ۱- مقدمه

امروزه به دلیل تمایل به کاهش مصرف سوخت، تا حد ممکن از مواد سبک در ساخت هواپیماها استفاده می‌شود. استفاده از این مواد در طراحی هواپیما باعث افزایش انعطاف پذیری سازه می‌گردد که به خودی خود برای تحلیل سازه مشکل ساز نیست، اما از آنجا که تغییر شکل‌های سازه‌ای باعث تغییر در نیروهای آیرودینامیکی می‌شود و نیروهای آیرودینامیکی جدیدی را بوجود می‌آورند، پدیده‌های آیرولاستیک آشکار می‌شوند. گاهی ممکن است بر هم کنش این عوامل باعث بزرگتر شدن دامنه تغییر شکل‌های سازه شده و نهایتاً آن را متلاشی کنند.

یکی از خطرناک‌ترین ناپایداری‌های آیرولاستیک دینامیکی که در طراحی و تحلیل بال هواپیما مورد بررسی قرار می‌گیرد، فلاتر می‌باشد. این پدیده از برهم کنش نیروهای آیرودینامیکی، نیروهای الاستیک و نیروهای اینرسی ایجاد شده و با رسیدن به حد بحرانی خود می‌تواند باعث گسیختگی ناگهانی سازه بال هواپیما شود [۱].

از جمله تحقیقات انجام شده طی سال‌های اخیر در حوزه فلاتر و رفتار دینامیکی بال می‌توان به مطالعات آموزگار و ایرانی [۲] در سال ۲۰۱۳ اشاره کرد. ایشان ناپایداری بال کامپوزیتی تک لایه را که دارای موتور بود، بر اساس تغییر زاویه الیاف تک لایه، موقعیت قرارگیری موتور و نیروی بی‌بعد پیشران، مورد مطالعه قرار دادند. مزیدی و همکارانش [۳] در سال ۲۰۱۳ فلاتر یک بال با زاویه عقبگرد که دارای دو موتور بود را محاسبه کردند. پورشمسی و همکاران [۴] تحلیل فلاتر بال هواپیما و جرم خارجی متصل به آن را به صورت الاستیک بررسی کردند. در این مطالعه نتایج نشان داد که با افزایش فاصله جرم خارجی از ریشه بال در جهت طولی و همچنین انتقال جرم خارجی به سمت لبه حمله بال در جهت عرضی، سرعت فلاتر کاهش می‌یابد. همچنین افزایش جرم خارجی و سفتی فنر باعث کاهش سرعت فلاتر شده و در تمامی حالت‌ها با افزایش زاویه عقبگرد بال، سرعت فلاتر افزایش می‌یابد. محرمی و همکاران [۵] در سال ۲۰۱۸ بال کامپوزیتی را بصورت تک لایه و چند لایه را مورد مطالعه قرار دادند. ایشان در ادامه تأثیر پارامترهای مختلف از قبیل تغییر اندازه نیروی پیشران و جرم موتورها و همچنین موقعیت قرارگیری موتورها و افزایش تعداد لایه‌های کامپوزیت را بررسی کردند و نتایج به دست آمده نشان

داد که با افزایش جرم و نیروی پیشران موتورها و همچنین با افزایش فاصله طولی موتور از ریشه بال، سرعت فلاتر کاهش می‌یابد و با نزدیک شدن موتورها به لبه حمله سرعت فلاتر افزایش یافته است. نجاتی و همکاران [۶] در سال ۲۰۱۸ آیرولاستیک غیرخطی بال هواپیما با نسبت منظری بالا تحت آیرودینامیک ناپایا را مورد مطالعه قرار دادند. در این مطالعه رفتار دینامیکی بال قبل از فلاتر، در حین فلاتر و بعد از فلاتر مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این مطالعه به گونه‌ای بود که قبل از سرعت فلاتر پاسخ زمانی سیستم همگرا به چرخه حدی پایدار و بعد از سرعت فلاتر واگرا و به چرخه حدی ناپایدار منجر می‌شود. همچنین در حالت فلاتر مرزی پاسخ سیستم به صورت پریودیک با دامنه نوسان ثابت می‌باشد.

از مسائل مهمی که امروزه مورد توجه جوامع علمی قرار گرفته است می‌توان به بهینه سازی اشاره کرد. بهینه سازی از دیرباز مورد توجه بوده و از روش‌های بهینه سازی برای افزایش بهره‌وری و کاهش هزینه‌ها استفاده شده است [۷]. در تحلیل‌های ریاضی عموماً فرض بر این است که داده‌های ورودی دقیقاً معلوم هستند و اثر عدم قطعیت داده‌ها بر بهینه‌گی و موجه بودن نادیده گرفته می‌شود. بدین منظور بهترین برآوردی که از متغیرهای ورودی مدل در دست است استفاده می‌شود. این متغیرها داده‌های اسمی نامیده می‌شوند. بنابراین به محض اینکه متغیرهای ورودی یا بطور کلی متغیرهای بهینه سازی مقادیری غیر از مقدار اسمی خود اتخاذ کنند، ممکن است یک یا چند قید نقض شود و جواب بهینه به دست آمده برای مقادیر اسمی، دیگر بهینه یا موجه نباشد [۹و۸]. هنگامی که داده‌های موجود در تابع هدف غیرقطعی باشند، با تغییر مقادیر اسمی، بهینه‌گی جواب به دست آمده برای مسأله اسمی به خطر می‌افتد و زمانی که داده‌های مربوط به قیود قطعی نباشند، دغدغه موجه بودن جواب به دست آمده وجود دارد. در روش‌های کلاسیک برای مقابله با عدم قطعیت داده‌ها از رویکرد آنالیز حساسیت نیز بهره می‌گیرند. در این رویکرد ابتدا از تأثیر عدم قطعیت بر داده‌ها چشم پوشی شده و متعاقباً برای صحت گذاری بر جواب‌های به دست آمده از آنالیز حساسیت استفاده می‌شود. اما تحلیل حساسیت تنها برای مشخص کردن خوب بودن جواب است و از آن برای تولید جواب‌های استوار نمی‌توان استفاده کرد. علاوه بر آن در مدل‌هایی که تعداد زیادی داده غیرقطعی

به روش مونت کارلو با روش فلاتر سنتی مطابقت خوبی دارد. هینزی و همکاران [۱۵] تحلیل فلاتر را تحت عدم قطعیت در آبرودینامیک جرم خارجی را مورد بررسی قرار دادند. ایشان در این مطالعه با آنالیز حساسیت نشان دادند که پیش از آبرودینامیکی بر روی سرعت فلاتر مؤثر است. بورگلدن و رینگرترز [۱۶] فلاتر مرزی با عدم قطعیت‌های مختلف برای جنگنده اف-۱۶ را مورد مطالعه قرار دادند و با استفاده از فورمول بندی الگوریتم ساده نشان دادند که رابطه نزدیکی بین تحلیل فلاتر مرزی مقاوم و فلاتر سنتی وجود دارد. ایشان در ادامه نشان دادند که استفاده از داده‌های اسمی برای تخمین پیک فرکانسی باعث می‌شود که الگوریتم به لحاظ تعداد مورد نیاز ارزیابی، بسیار کارآمد باشد در عوض هزینه محاسبات برای ارزیابی به شدت به ساختار و اندازه توزیع عدم قطعیت وابسته است. در نهایت مشخص شد که فلاتر مقاوم بیشترین حساسیت را نسبت به اغتشاش در گشتاور پیچشی آبرودینامیکی نوک بال دارد. مارکوس [۱۷] با استفاده از شبیه سازی مونت کارلو بر اساس آبرودینامیک اولر، تحلیل اغتشاش در محاسبه پایداری مدل بال گلند مبتنی بر مقادیر ویژه را بررسی کرد. کوردی [۱۸] فلاتر مرزی برای مدل بال سنگین گلند و جرم متصل به آن را با توجه به عدم قطعیت در ساختار مدل بررسی کرد. عباس [۱۹] به بررسی چرخه حدی مقاوم و ویژگی‌های فلاتر بال مدل شده به عنوان تیر یکسر گیردار در رژیم جریان گذر صوت با شبیه‌سازی حوزه زمان و تجزیه و تحلیل دوشاخگی برای موقعیت‌ها و تعداد جرم‌های مختلف پرداخت. گراهام [۲۰] فلاتر مرزی یک سیستم آبروسروالاستیک را با استفاده از آنالیز مقاوم بر اساس روش  $\mu$  تعریف کرد. چندین مطالعه در حوزه بهینه سازی مقاوم مدل‌های آبرو الاستیک انجام شده است. با این حال در مدل-سازی‌های انجام شده عدم قطعیت ساختاری لحاظ نشده است. ویتوین و یاکارینو [۲۱] بهینه سازی مقاوم با استفاده از روش همبستگی تصادفی ساده را با استفاده از نمونه‌گیری مونت کارلو به منظور توزیع عدم قطعیت انجام داد. اوداکا و فیورویا [۲۲] مطالعه‌ای تحت عنوان بهینه سازی مقاوم بال صفحه‌ای متناظر با پدیده دوشاخگی در فلاتر با مود بالاتر را انجام داد. ایشان در این مطالعه پس از آنالیز فلاتر در جریان مافوق صوت، با آنالیز حساسیت مشاهده نمودند که در نقطه فلاتر بحرانی، فشار دینامیکی به سمت بی نهایت میل می‌کند. بنابراین با انتخاب فشار دینامیکی بحرانی به عنوان تابع هدف، بهینه سازی مقاوم را بر اساس بیشینه سازی فشار دینامیکی بحرانی بررسی نمودند. در سال ۲۰۰۶ لی و وون [۲۳] بهینه سازی مقاوم ایرفویل دو بعدی

دارند استفاده از این تحلیل عملی نمی‌باشد [۱۰]. به همین دلیل از رویکردهای اصلی برای مقابله با عدم قطعیت استفاده می‌شود. سه رویکرد اصلی که تا به حال برای مقابله با عدم قطعیت در مسائل بهینه سازی توسعه داده شده اند عبارتند از:

- ۱- بهینه سازی تصادفی Stochastic Optimization
  - ۲- بهینه سازی فازی Fuzzy Optimization
  - ۳- بهینه سازی مقاوم (استوار) Robust Optimization
- رویکردی که منجر به یافتن جواب بهینه در مقابل عدم قطعیت-های ناشی از عدم قطعیت پارامتری (خطای اندازه‌گیری مقدار دقیق پارامتر) و دینامیک مدل نشده می‌شود را بهینه سازی استوار می‌نامند. در رویکرد استوار، مشکلات استفاده از برنامه ریزی تصادفی و برنامه ریزی فازی وجود ندارد، چرا که به دانش واضحی از توزیع احتمالی داده‌های دارای عدم قطعیت و نیز تابع عضویت آن‌ها، نیازی نیست. بنابراین در رویکرد استوار، پیچیدگی مسأله نسبت به رویکردهای تصادفی و فازی کاهش می‌یابد. همچنین بهینه سازی استوار نسبت به رویکرد احتمالی و فازی، از لحاظ حل مدل و امکان تطبیق با سایر مسائل بهینه سازی راحت‌تر است [۱۰]. عدم قطعیت دینامیکی ناشی از غیرخطی‌ها و دینامیک مدل نشده است در حالی که منبع عدم قطعیت پارامتری تغییر در پارامترهایی همچون جرم، سفتی، میرایی، پارامترهای آبرودینامیکی و... می‌باشد. منابع عدم قطعیت‌ها ممکن است متفاوت باشد. به طور کلی شایع ترین آن‌ها در سیستم‌های آبرو الاستیک در مدل‌های ساختاری و آبرودینامیکی دیده می‌شود [۱۱ و ۱۲].

در مسائل بهینه سازی مقاوم، شبیه سازی مونت کارلو روشی است که غالباً برای کمیت‌های غیرقطعی در یک چارچوب تصادفی استفاده می‌شود. با این حال ممکن است این شبیه سازی برای برخی مسائل با محاسبات سنگین، به جواب همگرا نشود. بسط چند جمله‌ای آشفته می‌تواند در مدل‌های با مرتبه‌های پایین‌تر در سیستم‌های پیچیده مورد استفاده قرار گیرد [۱۳]. بسط چند جمله‌ای آشفته عدم قطعیت را به عنوان چند جمله‌ای متعامد در نظر گرفته و ورودی‌ها را به همگرایی مطلوب می‌رساند. دانوفسکی و همکاران [۱۴] روش‌های مختلف برای کاهش محدودیت‌های زمانی در محاسباتی موجود در تحلیل عدم قطعیت سنتی را مورد بررسی قرار دادند. در این مطالعه روش‌های مختلفی را با در نظر گرفتن عدم قطعیت در توزیع جرم، میرایی و شرایط مرزی جریان به منظور آنالیز فلاتر مقاوم انجام دادند و نشان دادند که با افزایش عدد ماخ، سرعت فلاتر نیز در تمامی روش‌ها افزایش یافته و تحلیل

به کمک نرم افزار متلب حل شده و رفتارهای دینامیکی بال مانند؛ پاسخ زمانی سیستم، تغییرات میرایی خمشی و پیچشی با سرعت جریان بی بعد برای به دست آوردن سرعت فلاتر و همچنین تغییر فرکانس های خمشی و پیچشی با سرعت جریان بی بعد برای نشان دادن فرکانس رخ داد فلاتر در مود اول خمشی و پیچشی مورد بررسی قرار می گیرند. در بخش چهارم، به منظور بهینه سازی مقاوم با استفاده از شبیه سازی لاتین هایپر کیوب-مونت کارلو اثر عدم قطعیت های موجود در بال هواپیما بر تابع هدف مشخص می شود. در ادامه با استفاده از الگوریتم ژنتیک، تابع هدف بهینه سازی در نرم افزار مود فرانتیئر کوپل شده با نرم افزار متلب، بهینه سازی شده و در نهایت نتایج بهینه سازی قطعی و مقاوم و میزان بهبود سرعت فلاتر ارائه می گردد.

## ۲- معادلات آبروالاستیک حاکم

بال مورد بررسی در این مقاله به صورت تیر یکسرگیردار الاستیک مدل سازی شده است. با توجه به بزرگ بودن سفتی خمشی صفحه ای، از خمش صفحه ای صرف نظر شده و معادلات حاکم بر مدل بال با نسبت منظری بالا، با قابلیت ارتعاشات خمشی یکطرفه و پیچشی ارائه شده است. از جمله فرضیات بکار رفته در مدل -ساز می توان به عدم تغییر طول وتر بال از نوک بال تا تکیه گاه و عدم تاب برداشتن در حین جابجایی بال اشاره نمود. همچنین مدل سازی آبرودینامیکی بر اساس مدل شبه پایا می باشد که برای جریان های آبرودینامیک در سرعت پایین و بدون دخالت دادن اثرات دنباله و تراکم ناپذیری اعتبار دارند که با ترکیب غیرخطی -های هندسی سازه منجر به پدیده هایی همچون فلاتر می شوند. معادلات ارائه شده برای بال الاستیک یکنواخت مطابق شکل ۱ به صورت زیر خواهد بود.

$$\int_0^1 (\delta T - \delta \pi - \delta W_{nc}) dt = 0 \quad (1)$$

با استفاده از بهینه سازی شش سیگما را انجام دادند. ایشان در این مطالعه، تابع هدف را بر پایه بهینه کردن ضریب لیف و درگ طراحی کردند. پس از بهینه سازی در نتایج این مطالعه مشاهده شد که تغییرات ضریب درگ با عدد ماخ به صورت افزایشی است اما حالت بهینه سازی شده با حالت قبل از بهینه سازی شیب تغییرات کمتری دارد. همچنین با مقایسه شکل ایرفویل قبل و بعد از بهینه سازی نشان دادند که در حالت بهینه سازی، شکل ایرفویل جمع تر شده و سطح مقطع ایرفویل کاهش یافته است. در نهایت دستاورد این مقاله این بود که طراحی شکل آبرودینامیکی مقاوم ایرفویل مبتنی بر روش شش سیگما می تواند عملکرد وسایل پرنده در رژیم جریان گذر صوت را بهبود بخشد. نیکی و آکار [۲۴] در سال ۲۰۱۲ بهینه سازی سرعت فلاتر بال مخروطی همراه با موتور متصل به آن را مورد بررسی قرار دادند. در این مطالعه، مدل بال شامل موتور متصل به آن بود و مدل سازی بال همراه با جرم متصل به آن انجام گرفت. ایشان از روش ۷-۹ برای محاسبه سرعت فلاتر استفاده کردند. پس از محاسبه سرعت فلاتر، پارامترهایی همچون سفتی های خمشی و پیچشی، موقعیت مرکز الاستیک بال و نسبت مخروطی بال را به عنوان متغیرهای بهینه سازی انتخاب کردند. و با بهینه سازی تک هدفه، نتایج بهینه سازی سرعت فلاتر را به دست آوردند و نشان دادند که با بهینه کردن متغیرهای بهینه سازی، سرعت فلاتر ۱۷/۳۲٪ نسبت به حالت نامی خود افزایش پیدا کرده است. در ادامه همین مقاله ایشان با تغییر موقعیت جرم متصل به بال، سرعت فلاتر بهینه را محاسبه نمودند.

با مرور تحقیقات پیشین در حوزه بهینه سازی بال هواپیما و پرنده های بدون سرنشین مشاهده می شود که تاکنون بهینه سازی مقاوم سرعت فلاتر تحت اثر کوپل گشتاور خمشی-پیچشی انجام نشده است. به همین منظور در مطالعه حاضر، بهینه سازی مقاوم سرعت فلاتر یک بال آبروالاستیک با قید کمینه سازی انحراف استاندارد آن بررسی می شود. در این مقاله، مدل بال هواپیما به صورت الاستیک با نسبت منظری بالا و در جریان مادون صوت در نظر گرفته شده است. همچنین با توجه به اثرات ناچیز خمش صفحه ای بر رفتار دینامیکی بال، مدل بال تحت تأثیر نیروهای آبرودینامیکی دچار خمش یکطرفه-پیچش می شود و معادلات حاکم با این فرضیات استخراج می شوند. در بخش دوم، ابتدا معادلات بر اساس معادلات تیر الاستیک یکسرگیردار اوپلر-برنولی با استفاده از روش هامیلتون به دست می آیند و برای گسسته سازی معادلات از روش مودهای فرضی استفاده شده است. در بخش سوم، معادلات استخراج شده با روش حل عددی رانج-کوتا

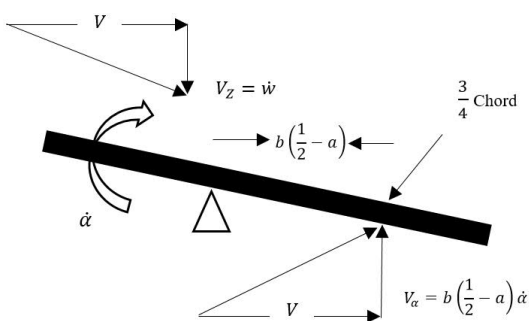
[۲۴]. در این مطالعه، برای مدل سازی آیرودینامیک از رویکرد جریان شبه پایا استفاده می شود. در مدل مذکور، نیروی برآ و گشتاور آیرودینامیکی بر اساس مقطع نمونه نشان داده شده در شکل ۲ مطابق مرجع [۲۵] به صورت روابط زیر بیان می شود.

$$L_{QS} = \pi \rho b^2 V \dot{\alpha} + \rho V^2 b C_{L\alpha} (\alpha_{eff} - c_3 \alpha_{eff}^3) \quad (4)$$

$$M_{QS} = -\pi \rho b^3 V \dot{\alpha} \left( \frac{1}{2} - a \right) + \rho v^2 b^2 C_{m\alpha} (\alpha_{eff} - c_3 \alpha_{eff}^3) \quad (5)$$

$$\alpha_{eff} = \left[ \alpha - \frac{\dot{w}}{V} + \left( \frac{b}{V} \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \right) \right] \quad (6)$$

در این روابط  $c_3$  معرفی کننده غیرخطی های استال<sup>۱</sup> و  $\alpha_{eff}$  زاویه حمله مؤثر است. همچنین  $C_{L\alpha}$  و  $C_{m\alpha}$  به ترتیب ضرایب لیفت و نیرو و گشتاور آیرودینامیکی هستند. با توجه به اینکه در مطالعه حاضر نیرو و گشتاور آیرودینامیکی به صورت خطی بررسی می شود، از غیرخطی استال صرف نظر شده و زاویه حمله، نیرو و گشتاور آیرودینامیکی نیز به صورت خطی بررسی می شوند.



شکل ۲ مدل مقطع آیرودینامیک شبه پایا [۲۵]

با توجه به این فرضیات روابط (۶) و (۵) به روابط زیر تبدیل می شوند.

$$L_{QS} = \pi \rho b^2 V \dot{\alpha} + \rho V^2 b C_{L\alpha} \alpha_{eff} \quad (7)$$

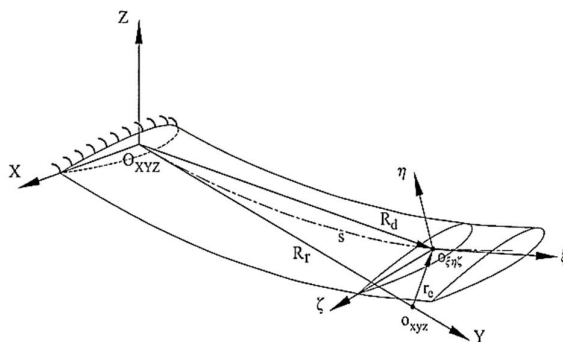
$$M_{QS} = -\pi \rho b^3 V \dot{\alpha} \left( \frac{1}{2} - a \right) + \rho v^2 b^2 C_{m\alpha} \alpha_{eff} \quad (8)$$

## ۲-۲- ترکیب معادلات سازه و آیرودینامیک

با محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر سازه می توان رابطه به دست آمده برای بال مدل سازی شده با تیر اویلر-برنولی را کامل کرد. اگر صلبیت خمشی داخل صفحه نسبتا بالا باشد، آنگاه می توان از اثر خمش داخل صفحه چشم پوشی کرد. به سبب آنکه تحلیل آیرودلاستیک برای این مطالعه تحت فرضیه مذکور می باشد، معادلات خمش-خمش-پیچش به معادلات خمش یکطرفه-پیچش کاهش می یابد. همچنین در معادلات حاکم، تنها ترم های غیرخطی هندسی در نظر گرفته شده است.

$$\begin{aligned} \ddot{w} + c_3 \dot{w} + w^{iv} = & -\beta_1 \left[ \left( \frac{1}{2} v' w'' - \frac{1}{2} v'' w' \right. \right. \\ & \left. \left. - \Phi'' \right) v'' \right]' \\ & - [w' (v' v'' + w' w'')] ' \\ & + (1 \\ & - \beta_3) \left( \left( v'' \Phi + \frac{1}{2} v' v'' w' \right. \right. \\ & \left. \left. + w'' \Phi^2 \right)' - v' v'' w'' \right) j_2 \ddot{w}'' \\ & - \frac{1}{2} \left\{ w' \int_1^s \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_0^s (v'^2 \right. \\ & \left. + w'^2) ds \right\} ds \Bigg\} + Q_1 \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\Phi} + c_4 \dot{\Phi} - \frac{\beta_1}{j_1} \Phi'' = & \frac{\beta_1}{2j_1} (v'' w' - v' w'')' \\ & + \frac{\beta_3 - 1}{j_1} (v''^2 \Phi - w''^2 \Phi \\ & - v'' w'') + Q_2 \end{aligned} \quad (3)$$



شکل ۱ مدل بال الاستیک با ارتعاشات خمشی یکطرفه و پیچشی [۶] در شکل ۱،  $(X, Y, Z)$  مختصات های بال قبل از تغییر شکل و  $(\xi, \eta, \zeta)$  مختصات های بال بعد از تغییر شکل می باشد. در رابطه (۱)،  $\delta T$  تغییرات جزیی انرژی جنبشی،  $\delta \pi$  تغییرات جزیی مجموع انرژی های پتانسیل و  $\delta W_{nc}$  تغییرات جزیی کار نیروهای غیر پایستار می باشد. در رابطه (۲) که مربوط به خمش صفحه ای بال می باشد، ضرایب  $\beta_1$  و  $\beta_3$  نسبت های سفتی پیچشی و خمشی بال و  $Q_1$  و  $Q_2$  نیرو و گشتاور آیرودینامیکی وارد بر بال می باشند.

## ۲-۱- معادلات آیرودینامیک

به طور معمول برای توصیف مدل آیرودینامیکی بال آیرودلاستیک، از مدل جامع آیرودینامیک ناپایا استفاده می شود. با این حال در بسیاری از مراجع، زمانی که فرکانس کاری سیستم با کاهش نسبتاً ناچیز مواجه است، جریان شبه پایا تقریبی از جریان ناپایا است

<sup>۱</sup>Stall nonlinearity

معادلات حرکت به صورت حاصل ضربی از مختصه‌های عمومی حرکت وابسته به زمان و تابعی وابسته به مختصات مکانی که شرایط مرزی هندسی را برآورده می‌سازند در نظر گرفته می‌شود. با تعریف موده‌های خمشی و پیچشی و جایگذاری شکل مودها در روابط (۱۲ و ۱۳) معادلات گسسته شده به صورت روابط زیر استخراج می‌شوند.

$$u^* = \frac{u}{L}, w^* = \frac{w}{L}, e^* = \frac{e}{L}, t^* = t \sqrt{\frac{D_x}{mL^4}}, Iy^* = \frac{Iy}{mL^2}, \beta_y = \frac{D_y}{D_x}, \beta_z = \frac{D_z}{D_x}, \mu^* = \frac{\rho \pi b^2}{m}, V^* = \frac{V}{V_F} \sqrt{\frac{D_x}{mL^2}} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \ddot{w}^* - e^* \ddot{\alpha}^* + w^{IV} - \mu^* V^* \dot{\alpha}^* \\ + \frac{\mu^*}{\pi} C_{La} V^* \left[ \frac{\dot{w}^*}{b^*} - \frac{V^*}{b^*} \alpha^* \right. \\ \left. - \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha}^* \right] \\ = -[w'(w'w'')] - (\beta_z - 1)[w''\alpha^2]'' \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha}^* - \frac{e^*}{Iy^*} \ddot{w}^* - \frac{\beta_y}{Iy^*} \alpha^{*''} + \frac{1}{Iy^*} \mu^* b^* \left( \frac{1}{2} - a \right) V^* \dot{\alpha}^* + \frac{1}{Iy^*} \mu^* \frac{C_{ma}}{\pi} V^* \dot{w}^* \\ - \frac{1}{Iy^*} \mu^* \frac{C_{ma}}{\pi} V^{*2} \alpha^* - \frac{1}{Iy^*} \mu^* \frac{C_{ma}}{\pi} b^* \left( \frac{1}{2} - a \right) V^* \dot{\alpha}^* = \frac{-(\beta_z - 1)}{Iy^*} w^{*''2} \alpha^* \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \xi_j \ddot{\alpha} - \frac{e^*}{Iy^*} \xi_k \ddot{w} - \frac{1}{Iy^*} \beta_y \xi_i \alpha \\ + \frac{1}{Iy^*} \mu^* b^* \left( \frac{1}{2} - a \right) V^* \xi_m \dot{\alpha} \\ + \frac{1}{Iy^*} \mu^* \frac{C_{ma}}{\pi} V^* \xi_n \dot{w} - \frac{1}{Iy^*} \mu^* \frac{C}{\pi} \\ - \frac{1}{Iy^*} \mu^* \frac{C_{ma}}{\pi} b^* \left( \frac{1}{2} - a \right) V^* \xi_p \dot{\alpha} \\ = \frac{(\beta_z - 1)}{Iy^*} \xi_q w^2 \alpha \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} \int_0^1 \Omega_j^2 \ddot{w} ds - e^* \int_0^1 \Omega_j A_i \ddot{\alpha} ds + \int_0^1 \Omega_j \Omega_j^{IV} w ds \\ - \mu^* V^* \int_0^1 \Omega_j A_i \dot{\alpha} ds + \frac{\mu^*}{\pi b^*} C_{La} V^* \int_0^1 \Omega_j^2 \dot{w} ds \\ - \frac{\mu^*}{\pi b^*} C_{La} V^{*2} \int_0^1 \Omega_j A_i \alpha ds - \frac{\mu^*}{\pi} C_{La} V^* \left( \frac{1}{2} \right. \\ \left. - a \right) \int_0^1 \Omega_j A_i \dot{\alpha} ds \\ = - \int_0^1 \Omega_j [\Omega_j' (\Omega_j' \Omega_j'')] w^3 ds \\ - \int_0^1 \Omega_j [\Omega_j'' (A_i)^2]'' (\beta_z - 1) w \alpha^2 ds \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \ddot{w} - me\ddot{\alpha} + D_x w^{IV} - \rho \pi b^2 V \dot{\alpha} \\ + \rho b V C_{La} \left[ \dot{w} - V \alpha \right. \\ \left. - b \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \right] \\ = D_x [w'(w'w'')] - (D_z - D_x) [w''\alpha^2]'' \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} Iy \ddot{\alpha} - me \ddot{w} - D_y \alpha'' + \rho \pi b^2 V b \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \\ + \rho b^2 V C_{ma} \left[ \dot{w} - V \alpha \right. \\ \left. - b \left( \frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \right] \\ = -(D_z - D_x) w''^2 \alpha \end{aligned} \quad (10)$$

### ۲-۳- گسسته سازی و حل معادلات حاکم

به منظور تسهیل در حل معادلات حاکم، ابتدا معادلات حاکم بی بعد می‌گردند. در ادامه مطابق با روش موده‌های فرضی، حل

$$w(s, t) = \sum_{j=1}^{\infty} \Omega_j(s) w_j(t) \quad (14)$$

$$\alpha(s, t) = \sum_{i=1}^{\infty} A_i(s) \alpha_i(t) \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \Omega_j \\ = \cos h(\beta_j s) - \cos(\beta_j s) \\ \frac{\cos h(\beta_i) + \cos(\beta_i)}{\sin h(\beta_i) + \sin \beta_i} [\sin h(\beta_i s) - \sin(\beta_i s)] \end{aligned} \quad (16)$$

$$A_i(s) = \sqrt{2} \sin\left(\frac{n\pi}{2} s\right) \quad (17)$$

$$\beta = [1.8751, 4.69406, 7.85476, 10.9955, 14.1372] \quad (18)$$

در این روابط  $\Omega_j(s)$  و  $A_i(s)$  به ترتیب شکل موده‌های خمشی و پیچشی و  $w_j(t)$  و  $\alpha_i(t)$  به ترتیب ضرایب زمانی خمشی و پیچشی می‌باشند. با جایگذاری این روابط در معادلات (۱۲ و ۱۳)، معادلات حاکم به صورت زیر به دست می‌آیند.

$$\begin{aligned} \xi_a \ddot{w} - e^* \xi_b \ddot{\alpha} + \xi_c w - \mu^* V^* \xi_d \dot{\alpha} \\ + \frac{\mu^*}{\pi b^*} C_{La} V^* \xi_e \dot{w} \\ - \frac{\mu^*}{\pi b^*} C_{La} V^{*2} \xi_f \alpha - \frac{\mu^*}{\pi} C_{La} V^* \left( \frac{1}{2} \right. \\ \left. - a \right) \xi_g \dot{\alpha} \\ = \xi_h w^3 - \xi_a (\beta_z - 1) w \alpha^2 \end{aligned} \quad (19)$$

در نهایت با تفکیک ماتریس‌های جرم، سفتی، میرایی و غیر خطی - های هندسی، معادله حاکم به صورت روابط زیر استخراج می‌شوند.

$$[M_{Lin}]\{\ddot{w}\} + [C_{Lin}]\{\dot{w}\} + [K_{Lin}]\{w\} = [K_N]\{w\} \quad (23)$$

$$[M_{Lin}] = \begin{bmatrix} \int_0^1 \Omega_j^2 ds & -e^* \int_0^1 \Omega_j A_i ds \\ -\frac{e^*}{Iy^*} \int_0^1 \Omega_j A_i ds & \int_0^1 \Omega_j^2 ds \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$[K_{Lin}] = \begin{bmatrix} \int_0^1 \Omega_j \Omega_j^{IV} ds & -\frac{\mu^* C_{L\alpha} V^{*2}}{\pi b^*} \int_0^1 \Omega_j A_i ds \\ 0 & -\frac{1}{Iy^*} \left[ \beta_y \int_0^1 A_i A_i'' ds + \left( \frac{-\mu^* C_{m\alpha} V^{*2} \int_0^1 A_i^2 ds}{\pi} \right) \right] \end{bmatrix} \quad (25)$$

$$[C_{Lin}] = \begin{bmatrix} \frac{\mu^* C_{L\alpha} V^* \int_0^1 \Omega_i^2 ds}{\pi b^*} & -\mu^* v^* \left[ \dot{\alpha} \left( \int_0^1 \Omega_i A_i ds \right) + \left( \frac{C_{L\alpha}}{\pi} \left( \frac{1}{2} - a \right) \int_0^1 \Omega_i A_i ds \right) \right] \\ \frac{\mu^* C_{m\alpha} V^*}{Iy^* \pi} \int_0^1 \Omega_i A_i ds & \frac{\mu^* b^* v^*}{Iy^*} \left( \frac{1}{2} - a \right) \int_0^1 A_i^2 ds \left[ 1 - \frac{C_{m\alpha}}{\pi} \right] \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$[K_N] = \begin{bmatrix} -\left( \int_0^1 \Omega_j [\Omega_j' (\Omega_j' \Omega_j'')] \right)' w ds + \int_0^1 \Omega_j [\Omega_j'' (A_i)^2]'' (\beta_z - 1) w^2 ds & 0 \\ -\frac{(\beta_z - 1)}{Iy^*} \int_0^1 A_i^2 \Omega_j''^2 w \alpha ds & 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

جدول ۱ مقادیر پارامترهای استفاده شده بال سنگین گلند در شبیه سازی [۲۵]

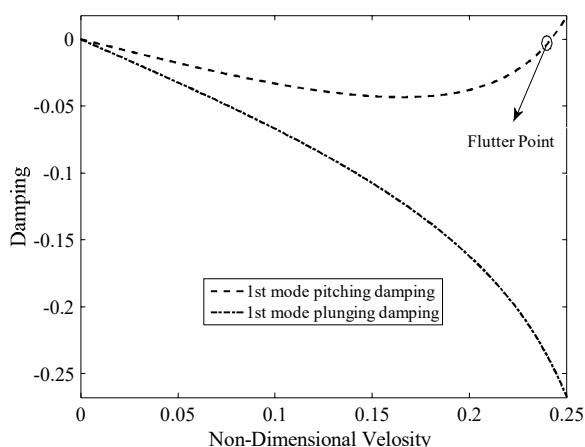
مقدار کمیت	نوع کمیت	ردیف	مقدار کمیت	نوع کمیت	ردیف
۲π	C <sub>Lα</sub>	۸	۳/۰۴ m	L	۱
۱/۰۰۵۳	C <sub>mα</sub>	۹	۲۴. $\frac{kg}{m}$	m	۲
۰/۱۹۱ kg.m	I <sub>y0</sub>	۱۰	۹/۷۴۰ × ۱۰ <sup>۷</sup> Nm <sup>2</sup>	EI	۳
۰/۱۶۸	e <sub>s</sub>	۱۱	۱/۲۳۳ × ۱۰ <sup>۷</sup> Nm <sup>2</sup>	GJ	۴
۹/۱۲۵ kg.m	I <sub>y</sub>	۱۲	۰/۹۱۲ m	Chord	۵
-۰/۶۶	a	۱۳	۰/۴۵۶ m	b	۶
۱/۲۲۵ $\frac{kg}{m^3}$	ρ	۱۴	۴۴	β <sub>z</sub>	۷

جدول ۲ مقایسه نتایج مطالعه حاضر با نتایج بال سنگین گلند

نوع مشخصه	مدل بال گلند همراه با جرم خارجی [۲۶ و ۲۷]	مدل بال گلند بدون جرم خارجی [۲۵]	نتایج مطالعه حاضر	درصد خطا
فرکانس مود اول پیچش	۳/۰۳۱ (Hz)	۳/۴۳۲ (Hz)	۳/۳۰۷ (Hz)	% ۳/۶۴
فرکانس مود اول خمشی	۱/۵۰۲ (Hz)	۱/۵۴۴ (Hz)	۱/۴۹۹ (Hz)	% ۲/۹۱
سرعت فلاتر	۲۴/۵۱۰ (m/s)	۲۵/۴۴ (m/s)	۲۵/۰۴۴ (m/s)	% ۱/۵۱

### ۳- اعتبار سنجی و شبیه سازی معادلات حاکم

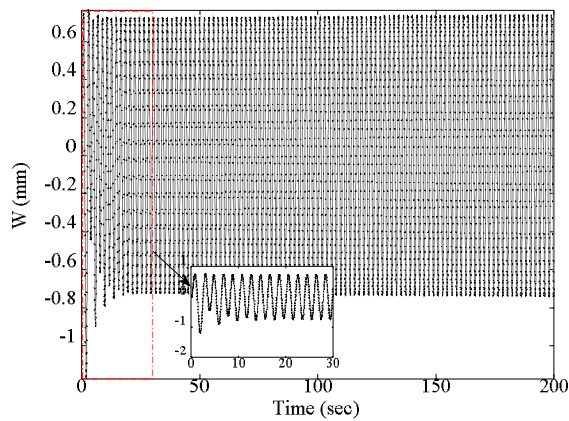
در این مطالعه، مدل بال به صورت تیر یکسرگردار با نسبت منظری بالا بدون جرم خارجی در نظر گرفته شده است. با ارائه خصوصیات فیزیکی در جدول ۱، سرعت فلاتر و فرکانس های مود اول پیچش و خمشی بال به دست آمده است. با توجه به در دسترس بودن داده های آزمایشگاهی و معروف بودن مدل بال گلند، به منظور اعتبار سنجی، نتایج مطالعه حاضر با این مرجع معتبر علمی مطابق جدول ۲ مقایسه شده است. مشاهده می شود که تطابق خوبی بین نتایج این پژوهش و مدل بال گلند بدون جرم خارجی وجود دارد. با حل عددی معادلات حاکم در نرم افزار متلب، پاسخ زمانی، سرعت و فرکانس فلاتر بال بر اساس داده های جدول ۱ به دست آمده است. با استفاده از تئوری مقادیر ویژه سرعت فلاتر محاسبه شده است. با ترسیم نمودار تغییرات میرایی بر حسب سرعت جریان بدون بعد برای مدهای اول خمشی و پیچشی مطابق شکل ۳، مشاهده می شود که با افزایش سرعت جریان، میرایی پیچشی تا قبل از سرعت فلاتر دارای مقدار منفی است و پس از رخ دادن پدیده فلاتر (جایی که میرایی سیستم صفر می شود)، مقدار آن مثبت می شود. سرعت فلاتر به دست آمده مطابق شکل ۳ برابر ۲۴۲/۰ می باشد که این مقدار با توجه به بی بعد سازی معادلات مطابق رابطه (۱۱) معادل ۲۵/۰۴۴ (m/s) می باشد. شکل ۴ تغییرات فرکانس کاری سیستم با سرعت جریان بدون بعد را نشان می دهد. در این شکل فرکانس فلاتر برای مدهای اول خمشی و پیچشی نشان داده شده است.



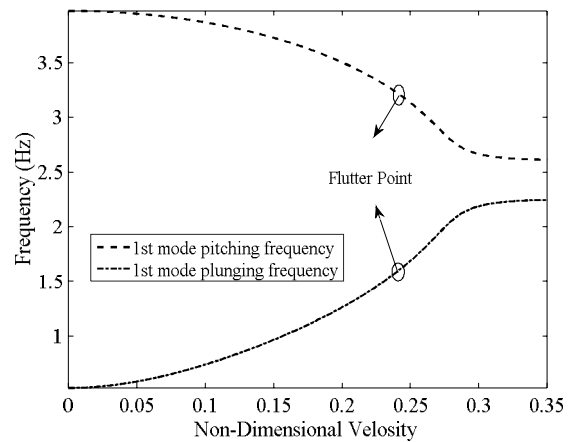
شکل ۳: تغییرات میرایی با سرعت جریان بدون بعد در مدهای اول خمشی و پیچشی

با حل عددی به روش رانج- کوتای مرتبه چهارم، پاسخ زمانی مود خمشی سیستم قبل از سرعت فلاتر مطابق شکل ۵، محاسبه شده است. در این شکل دیده می شود که با افزایش زمان، دامنه جابجایی کاهش یافته و پس از گذشت چند ثانیه ارتعاشات خمشی بال میرا می شود. همچنین در شکل ۶ جابجایی پیچشی بال بر حسب زمان قبل از سرعت فلاتر ترسیم شده است. در این شکل

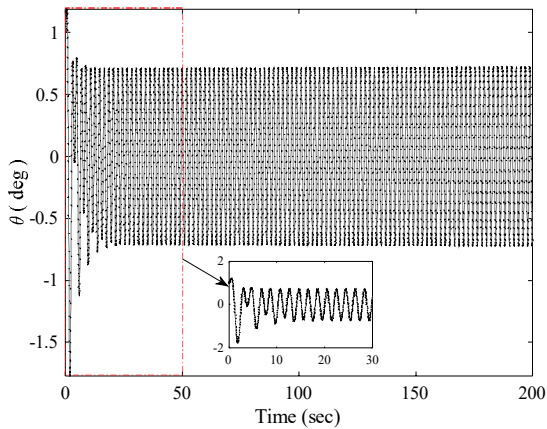




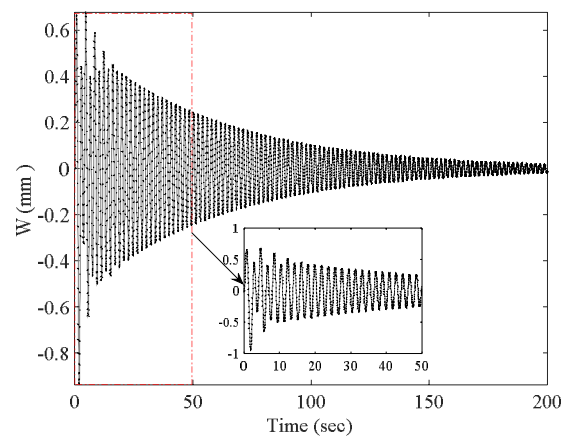
شکل ۷: پاسخ زمانی ارتعاشات خمشی بال در حالت فلاتر مرزی



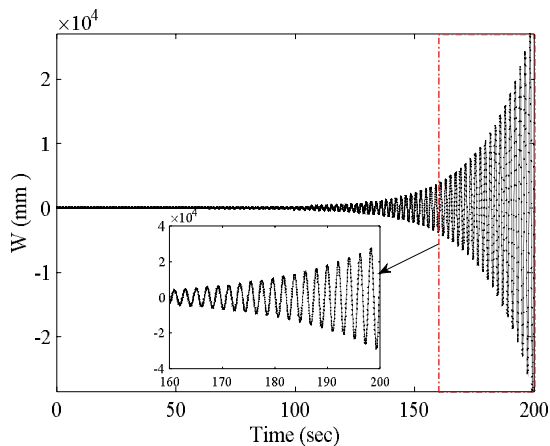
شکل ۴: تغییرات فرکانس کاری با سرعت جریان بدون بعد در مودهای اول خمشی و پیچشی



شکل ۸: پاسخ زمانی ارتعاشات پیچشی بال در حالت فلاتر مرزی

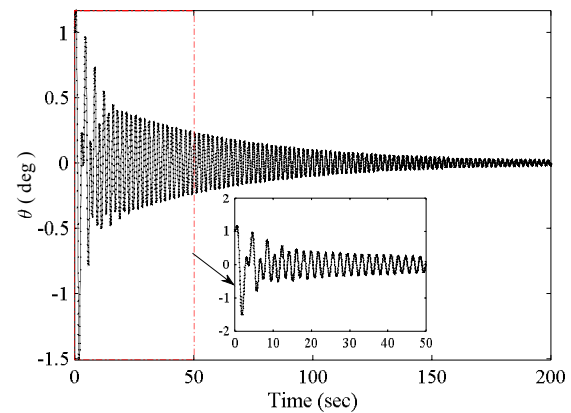


شکل ۵: پاسخ زمانی ارتعاشات خمشی بال قبل از سرعت فلاتر



شکل ۹: پاسخ زمانی خمشی بال بعد از سرعت فلاتر

در این شکل‌ها دیده می‌شود که ارتعاشات خمشی و پیچشی بال پس از گذشت زمان واگرا شده و عملکرد سیستم مختل می‌شود.



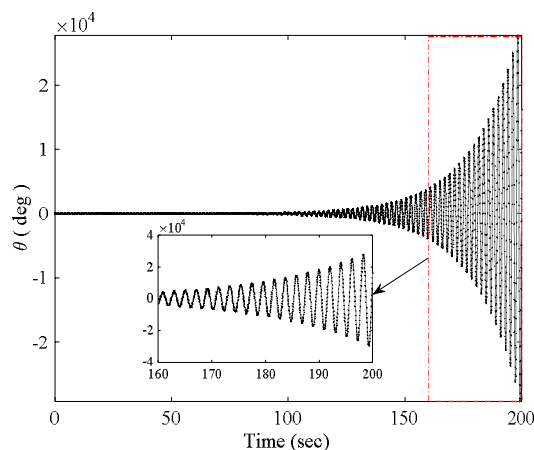
شکل ۶: پاسخ زمانی ارتعاشات پیچشی بال قبل از سرعت فلاتر

میزان انحراف استاندارد اولیه هر یک از متغیرها ۰/۱ در نظر گرفته شده و توزیع عدم قطعیت برای تمامی پارامترهای بهینه سازی به صورت نرمال می باشد. همچنین متغیرهای بهینه سازی نسبت به حالت نامی خود ۲۰٪ افزایش و ۲۰٪ کاهش داده شده اند. مسأله بهینه سازی با انتخاب ۱۰ نسل اولیه و ۵۰۰ نسل تولیدی انجام شد. به منظور شبیه سازی مسأله بهینه سازی همراه با عدم قطعیت پارامترها، در ماژول بهینه سازی مقاوم نرم افزار مود فرانتییر، با انتخاب ۵ تعداد نمونه مقاوم، بهینه سازی صورت گرفت. انتخاب تعداد نمونه مقاوم به این معنی است که به ازای تولید ۵ تعداد نسل قطعی تنها ۱ نسل مقاوم تولید می شود. لازم به ذکر است که انتخاب این اعداد به گونه ای انجام شده است که زمان همگرایی مسأله به جواب کاهش یابد. با توجه به این که نرم افزار مود فرانتییر کدهای نوشته شده در نرم افزار متلب را فراخوانی می کند، این فراخوانی باعث طولانی شدن زمان حل مسأله می شود. به همین دلیل از کامپیوتر نسبتاً قوی برای بهینه سازی استفاده شده است. به منظور بالابردن دقت نتایج در بخش بهینه سازی مقاوم، بسط چند جمله ای آشفته تا مرتبه چهارم در نظر گرفته شده و افزایش مرتبه این بسط موجب کمتر شدن تعداد نقاط بهینه شده در عوض دقت نتایج و زمان حل مسأله افزایش می یابد.

بیشینه سازی سرعت فلاتر به عنوان هدف اصلی مطالعه حاضر انتخاب شده است به همین منظور، تابع هدف بهینه سازی به صورت رابطه (۲۸) در نظر گرفته می شود.

$$\begin{aligned} Obj_j &= \max U_F^{MEAN}(X, s), \min \sigma_{U_F}(X, s), s \in S \\ S &= \{s \in \mathcal{R}, s_L \leq s \leq s_U; s = (m/L, EI, GJ)\} \\ 192 \frac{Kg}{m} &\leq (m/L)_{nom} \leq 288 \frac{Kg}{m} \\ 240000N \cdot m^2 &\leq GJ_{nom} \leq 360000N \cdot m^2 \\ 18917600N \cdot m^2 &\leq EI_{nom} \leq 28376400N \cdot m^2 \end{aligned} \quad (28)$$

در رابطه (۲۸)، تابع هدف بهینه سازی است. همچنین عبارت  $\sigma_{U_F}$  نشان دهنده انحراف استاندارد سرعت فلاتر از حالت نامی خود می باشد. انحراف استاندارد به عنوان یکی از قیدهای مسأله بهینه سازی در نظر گرفته شده به گونه ای که بیشینه سازی مقدار متوسط سرعت فلاتر در شرایط ارضای قید کمینه سازی انحراف استاندارد آن انجام شده است. در این رابطه پارامتر S نشان دهنده مجموعه ای متغیرهای بهینه سازی و  $s_L$  و  $s_U$  به ترتیب کران پایین و بالا و  $(m/L)_{nom}$ ،  $GJ_{nom}$  و  $EI_{nom}$  به ترتیب مقادیر نامی این متغیرها هستند. پارامتر X نیز نشان دهنده اعداد تصادفی تولید



شکل ۱۰: پاسخ زمانی پیچشی بال بعد از سرعت فلاتر

با توجه پاسخ های زمانی به دست آمده از حل عددی، می توان گفت اگر بتوان سرعت فلاتر را بدون تغییر در ساختار و هندسه بال افزایش داد عملکرد مطلوب بال در سرعت جریان بالاتر تضمین شده و محدوده میرا شونده گی ارتعاشات خمشی و پیچشی بال در سرعت های بالاتر افزایش می یابد. به همین منظور در ادامه بهینه سازی سرعت فلاتر ارائه شده است.

#### ۴- بهینه سازی قطعی و مقاوم

##### ۴-۱- متغیرها، روش و انتخاب تابع هدف

یکی از بخش های مهم در بهینه سازی، انتخاب متغیرهای بهینه سازی است. در مسائل بهینه سازی اولویت با عدم تغییر در هندسه و ساختار سیستم می باشد. به همین منظور متغیرهای بهینه سازی به نحوی انتخاب شده اند که بیشترین تاثیر بر تابع هدف را داشته و ساختار بال نیز دچار تغییر نشود. در این مطالعه، جرم بر واحد طول بال، سفتی خمشی و سفتی پیچشی به عنوان متغیرهای بهینه سازی انتخاب شده اند. به منظور بهینه سازی از نرم افزار مود فرانتییر کوپل شده با متلب استفاده می شود. در این نرم افزار برای اعمال تأثیر عدم قطعیت بر متغیرهای بهینه سازی از ماژول بهینه سازی مقاوم (RDO)<sup>۱</sup> استفاده شده است. در این ماژول چند روش (مانند؛ مونت کارلو، لاتین هایپرکیوب، چند جمله ای تصادفی و ...) وجود دارد که با توجه به قدرتمند بودن روش لاتین هایپرکیوب-مونت کارلو، از این روش برای مشخص کردن تأثیر عدم قطعیت بر پارامترهای طراحی بال با در نظر گرفتن بسط چند جمله ای آشفته مرتبه چهارم، استفاده شده است. همچنین با استفاده از الگوریتم ژنتیک برای بهینه سازی استفاده شده است. با توجه به در نظر گرفتن عدم قطعیت در متغیرهای بهینه سازی،

جدول ۳ مقادیر متغیرهای بهینه سازی و تابع هدف، قبل و بعد از بهینه سازی قطعی و مقاوم

ردیف	نوع مشخصه	مقادیر پارامترها قبل از بهینه سازی	مقادیر پارامترها بعد از بهینه سازی قطعی	مقادیر پارامترها بعد از بهینه سازی مقاوم	درصد تغییرات پارامترها بعد از بهینه سازی مقاوم
۱	جرم بر واحد طول بال	$24.0 \frac{kg}{m}$	$184 \frac{kg}{m}$	$215.09 \frac{kg}{m}$	۱۰/۳۷% کاهش
۲	سفتی خمشی	$9/740 \times 10^7 Nm^2$	$10/655 \times 10^7 Nm^2$	$10/425 \times 10^7 Nm^2$	۷/۰۳% افزایش
۳	سفتی پیچشی	$1/233 \times 10^6 Nm^2$	$1/01 \times 10^6 Nm^2$	$1/191 \times 10^6 Nm^2$	۳/۴۰% کاهش
۴	سرعت فلاتر بی بعد	۰/۲۴۲	۰/۳۲۱	۰/۳۱۶	۳۲/۶۴% افزایش
۵	توزیع انحراف استاندارد سرعت فلاتر	۰/۱	-	۰/۰۸	۲۰% کاهش

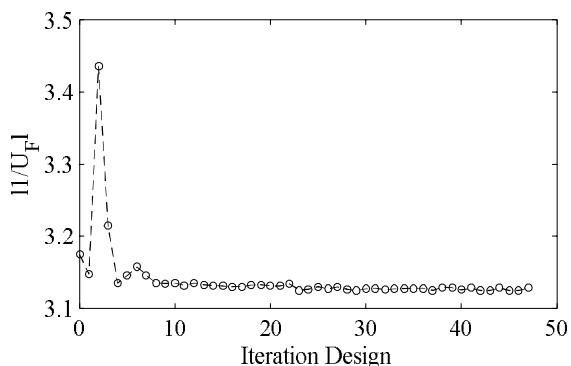
۰/۳۲۱ رسیده و ۳۲/۶۴ افزایش داشته است. این در حالی است که در بهینه سازی قطعی بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت در پارامترهای طراحی، تغییرات پارامترها نسبت به حالت مقاوم بیشتر بوده و سرعت فلاتر نیز افزایش بیشتری نسبت به حالات نامی خود داشته است.

شده برای مقادیر نامی پارامترهای طراحی و یا همان مقادیر اولیه تولید شده متغیرهای بهینه سازی برای مسأله است.

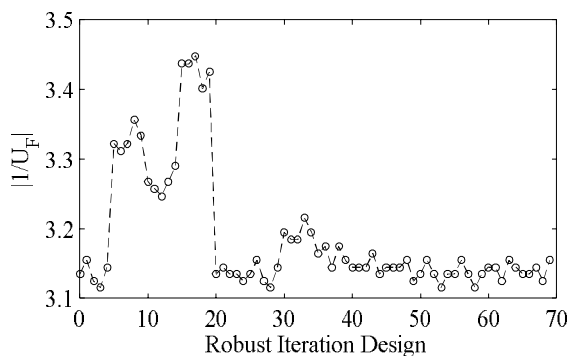
### ۵- نتایج بهینه سازی

تحلیل نتایج بهینه سازی با هدف اصلی بهینه سازی سرعت فلاتر با ارضای قید کمینه سازی میزان انحراف استاندارد متغیرهای طراحی بال هواپیما در نرم افزار بهینه سازی مود فرانتییر انجام شده است. با توجه به اینکه در اغلب نرم افزارهای بهینه سازی تابع هدف بر اساس کمینه سازی تعریف می شود، در این مقاله تابع هدف در نظر گرفته شده در نرم افزار متلب به صورت  $1/U_F$  در نظر گرفته شده است که با کمینه سازی این پارامتر، سرعت فلاتر بی بعد ( $U_F$ ) بیشینه می گردد. شکل ۱۱ نمودار همگرایی سرعت فلاتر بی بعد در بهینه سازی مقاوم را نشان می دهد. در این شکل مشاهده می گردد که تابع هدف پس از چند تکرار به خوبی همگرا می شود.

در شکل ۱۲ نمودار همگرایی تابع هدف در بهینه سازی مقاوم نشان داده شده است. با توجه به حضور عدم قطعیت در پارامترهای طراحی سیستم، همگرایی تابع هدف پس از تکرارهای بیشتر بهینه سازی نسبت به حالت قطعی انجام شده و جواب های به دست آمده بخاطر وجود عدم قطعیت همراه با نویز می باشد. مطابق جدول ۳ مقادیر پارامترها قبل و بعد از بهینه سازی مقاوم و قطعی و میزان بهبود تابع هدف که سرعت فلاتر متوسط است ارائه شده است. نتایج نشان می دهد که با افزایش سفتی خمشی و کاهش سفتی پیچشی و جرم بر واحد طول، سرعت متوسط فلاتر از ۰/۲۴۲ به



شکل ۱۱: نمودار همگرایی سرعت فلاتر در بهینه سازی قطعی



شکل ۱۲: نمودار همگرایی سرعت فلاتر در بهینه سازی مقاوم

علی رغم اینکه دقت نتایج حاصل از بهینه سازی مقاوم نسبت به بهینه سازی قطعی بالاتر است اما مدت زمان انجام فرآیند بهینه

سازی مقاوم بیش از بهینه سازی قطعی است که در مطالعه حاضر حالت مقاوم ۱۰ ساعت و ۳۲ دقیقه و حالت قطعی ۸ ساعت و ۵۳ دقیقه به طول انجامیده است. با توجه به نتایج به دست آمده مطابق جدول ۳ مشاهده می شود که در بهینه سازی مقاوم، توزیع انحراف استاندارد برای هر یک از متغیرهای بهینه سازی از مقدار ۰/۱ به مقدار ۰/۰۸ رسیده و این پارامتر نسبت به حالت نامی خود ۲۰٪ کاهش یافته است.

#### ۶- نتیجه گیری

در مقاله حاضر، مدل دینامیکی بال تحت شرایط آیروالاستیک و جریان مادون صوت مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. ابتدا معادلات آیروالاستیک حاکم با در نظر گرفتن آیرودینامیک شبه پایا و غیرخطی های هندسی مرتبه سوم استخراج گردید. به منظور گسسته سازی و حل این معادلات از روش مودهای فرضی استفاده شده است. پس از اعتبار سنجی نتایج، با حل عددی به روش رانج کوتا مرتبه چهارم در نرم افزار متلب، پاسخ زمانی سیستم در حالت های قبل از وقوع فلاتر، در حالات فلاتر مرزی و بعد از وقوع فلاتر به دست آمده است. همچنین برای محاسبه سرعت و فرکانس رخ داد پدیده فلاتر از تئوری مقادیر ویژه استفاده شده و سرعت و فرکانس فلاتر برای مودهای اول خمش و پیچش محاسبه گردید. با توجه به اهمیت سرعت فلاتر بال های با نسبت منظری بالا، بهینه سازی سرعت فلاتر در حضور عدم قطعیت در سیستم حائز اهمیت بوده و به عنوان هدف اصلی این مطالعه انتخاب شده است. به منظور بهینه سازی مقاوم، پارامترهای طراحی همچون جرم بر واحد طول بال، سفتی های خمشی و پیچشی به عنوان متغیرهای بهینه سازی انتخاب گردیده و با افزایش و کاهش ۲۰ درصد این پارامترها و اعمال قید بیشینه سازی سرعت متوسط فلاتر و کمینه سازی انحراف استاندارد از حالت نامی شان، بهینه سازی مقاوم در نرم افزار مود فرانتییر کوپل شده با متلب انجام گرفت. با ارائه نتایج بهینه سازی مشاهده گردید که با کاهش جرم بر واحد طول بال و سفتی پیچشی و افزایش سفتی خمشی بال از حالت نامی خود، سرعت فلاتر ۲۳/۹٪ افزایش و انحراف استاندارد کاهش چشم گیری داشته است. به طور کلی می توان گفت در عمل به علت حضور عدم قطعیت در پارامترهای سیستم، نتایج بهینه سازی مقاوم نسبت به بهینه سازی قطعی به واقعیت نزدیک تر است اما مدت زمان انجام فرآیند بهینه سازی قطعی کم تر از بهینه سازی مقاوم است. انجام مطالعه آزمایشگاهی و ساخت بال با مقادیر پارامترهای بهینه در این مطالعه، به عنوان ادامه این پژوهش پیشنهاد می شود.

#### ۷- علائم

##### علائم انگلیسی

a	فاصله نصف عرض بال تا محور الاستیک (بی بعد)
$\alpha_{eff}$	مدول الاستیسیته، $N/m^2$
b	نصف عرض بال (m)
Chord	عرض بال (m)
$C_{La}$	ضریب نیروی لیفت (بی بعد)
$C_{Lin}$	ماتریس میرایی خطی
$C_{ma}$	ضریب گشتاور آیرودینامیکی (بی بعد)
El	سفتی خمشی بال ( $Nm^2$ )
$El_{nom}$	( $Nm^2$ ) مقدار نامی سفتی پیچشی
GJ	سفتی پیچشی ( $Nm^2$ )
$GJ_{nom}$	( $Nm^2$ ) مقدار نامی سفتی پیچشی
$I_y$	مان اینرسی جرمی ( $Kgm^2$ )
$K_{Lin}$	ماتریس سفتی خطی
$K_N$	ماتریس غیرخطی های هندسی
L	طول بال (m)
$L_{QS}$	نیروی لیفت ( $Kg.deg/s^2$ )
m	جرم (Kg)
$M_{Lin}$	ماتریس جرم خطی
(m/L) <sub>nom</sub>	مقدار نامی جرم بر واحد طول ( $Kg/m$ )
$M_{QS}$	گشتاور آیرودینامیکی ( $Kg.deg.m/s^2$ )
Obj	تابع هدف
$U_F^{MEAN}$	سرعت فلاتر متوسط (m/s)
V	سرعت جریان سیال (m/s)
W	جابجایی خمشی بال (m)
$\theta$	جابجایی پیچشی بال (deg)
X	اعداد تصادفی تولید شده برای متغیرهای بهینه سازی

##### علائم یونانی

$\rho$	چگالی، $kg/m^3$
--------	-----------------

#### ۸- مراجع

- [1] R. L. Bisplinghoff, H. Ashley, R. L. Halfman, Aeroelasticity. Courier Corporation, 2013.
- [2] M. Amoozgar, S. Irani, G. Vio, Aeroelastic instability of a composite wing with a powered-engine, Journal of Fluids and Structures, vol. 36, pp. 70-82, 2013.
- [3] A. Mazidi, S. A. Fazelzadeh, Aeroelastic modeling and Flutter prediction of swept wings carrying twin powered engines. Journal of Aerospace Engineering, Vol. 26, No. 3, pp. 586-593, 2013.
- [4] H. Pourshamsi, A. Mazidi, S. A. Fazelzadeh, Flutter analysis Of an aircraft wing carrying, elastically, an

- boundary, in AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, p. 6309, 2007.
- [19] L. Abbas, Q. Chen, P. Marzocca, A. Milanese, Non-linear aeroelastic investigations of store (s)-induced limit cycle oscillations, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 222, no. 1, pp. 63-80, 2008.
- [20] M. Graham, M. de Oliveira, R. de Callafon, Analysis and design methodologies for robust aeroservoelastic structures, in AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, p. 6300, 2007.
- [21] Witteveen, J. A. S., Iaccarino, G., "Simplex Elements Stochastic Collocation for Uncertainty Propagation in Robust Design Optimization," 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2010.
- [22] Y. Odaka, H. Furuya, Robust structural optimization of plate wing corresponding to bifurcation in higher mode Flutter, Structural and Multidisciplinary Optimization, vol. 30, no. 6, pp. 437-446, 2005.
- [23] S. W. Lee, O. J. Kwon, Robust airfoil shape optimization using design for six sigma, Journal of aircraft, vol. 43, no. 3, pp. 843-846, 2006.
- [24] M. Nikbay, P. Acar, Flutter Based Aeroelastic Optimization of an Aircraft Wing with Analytical Approach, in 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 20th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 14th AIAA, p. 1796, 2012.
- [25] K. Kim, Nonlinear aeroelastic analysis of aircraft wing-with-store configurations, Texas A&M University, 2004.
- [26] T. W. Strganac, J. Ko, D. E. Thompson, Identification and control of limit cycle oscillations in aeroelastic systems, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 23, no. 6, pp. 1127-1133, 2000.
- [27] P. S. Beran, T. W. Strganac, K. Kim, C. Nickkawde, Studies of store-induced limit-cycle oscillations using a model with full system nonlinearities, Nonlinear Dynamics, vol. 37, no. 4, pp. 323-339, 2004.
- external store, Modares Mechanical Engineering, Vol. 15, No. 1, pp. 49-58, 2015 (In Persian).
- [5] S. Moharami, S. Irani, Sh. Shams, M. R. Fallah, The Flutter Velocity and effect of laminate layers of composite wing Carrying two powered engines, Modares Mechanical Engineering, Vol. 18, No. 02, pp. 322-314, 2018 (In Persian).
- [6] M. Nejati, S. Shokrollahi, S. Shams, Nonlinear aeroelastic analysis of high-aspect-ratio wings using indicial aerodynamics, Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, vol. 40, no. 6, p. 298, 2018.
- [7] K. Deb, Multi-objective optimization, in Search methodologies: Springer, pp. 403-449, 2014.
- [8] A. Ben-Tal, L. El Ghaoui, A. Nemirovski, Robust optimization. Princeton University Press, 2009.
- [9] A. Ben-Tal, A. Nemirovski, Robust optimization–methodology and applications, Mathematical Programming, vol. 92, no. 3, pp. 453-480, 2002.
- [10] C. Hirsch, D. Wunsch, J. Szumbariski, Ł. Łaniewski-Wołk, and J. Pons-Prats, Uncertainty Management for Robust Industrial Design in Aeronautics: Findings and Best Practice Collected During UMRIDA, a Collaborative Research Project (2013–2016) Funded by the European Union. Springer, 2018.
- [11] B. P. Danowsky, J. R. Chrstos, D. H. Klyde, C. Farhat, and M. Brenner, Evaluation of aeroelastic uncertainty analysis methods, Journal of Aircraft, vol. 47, no. 4, pp. 1266-1273, 2010.
- [12] F. Poirion, Aeroelastic stability of aircraft with uncertain structural parameters, in International Conference on Structural Safety and Reliability, 7 th, Kyoto, Japan, Nov. 24-28, 1997, ONERA, TP, no. 1997-204, 1997.
- [13] F. Poirion, Chaos polynomial representation of parametric uncertainties in aeroelasticity, ONERA: Tire a Part, no. 178, pp. 1-10, 2004.
- [14] B. P. Danowsky, J. R. Chrstos, D. H. Klyde, C. Farhat, M. Brenner, Evaluation of aeroelastic uncertainty analysis methods, Journal of Aircraft, vol. 47, no. 4, pp. 1266-1273, 2010.
- [15] S. Heinze, U. Ringertz, D. Borglund, Assessment of Uncertain External Store Aerodynamics Using mu-p Flutter Analysis, Journal of Aircraft, vol. 46, no. 3, pp. 1062-1068, 2009.
- [16] D. Borglund, U. Ringertz, Efficient computation of robust Flutter boundaries using the mu-k method, Journal of Aircraft, vol. 43, no. 6, pp. 1763-1769, 2006.
- [17] S. Marques, K. Badcock, H. H. Khodaparast, and J. Mottershead, Transonic aeroelastic stability predictions under the influence of structural variability, Journal of Aircraft, vol. 47, no. 4, pp. 1229-1239, 2010.
- [18] M. Kurdi, N. Lindsley, P. Beran, Uncertainty quantification of the Goland+ wing's flutter