بهینه سازی مقاوم سرعت فلاتر یک نمونه بال آیروالاستیک با نسبت منظری بالا

میثم الیاسی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران، m91.elyasi@gmail.com علیرضا رودباری* alirezaroudbari@ae.sharif.edu

چکیدہ

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 مدلسازی بر اساس مدل تیر یکسرگیردار اویلر-برنولی در شرایط آیرودینامیک شبه پایا، انجام شده و با استفاده از روش مودهای فرضی، معادلات آیروالاستیک گسسته سازی میگردند. پس از اعتبار سنجی نتایچ، با حل عددی معادلات حاکم به روش رانج -کوتا پاسخ زمانی سیستم و با استفاده از نظریه مقادیر ویژه سرعت فلاتر بال محاسبه میگردند. در بالهای با نسبت منظری 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 می مود. در ادامه مقادیر میزوان متغیرهای بهینه سازی، اثر عدم قطعیت بر متغیرهای طراحی اعمال شده و بهینه سازی با استفاده الگوریتم ژنتیک انجام می مود. در ادامه مقادیر متغیرهای بهینه سازی، اثر عدم قطعیت بر متغیرهای طراحی اعمال شده و بهینه سازی با استفاده الگوریتم ژنتیک انجام میشود. در ادامه مقادیر متغیرهای 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 متغیرهای طراحی برای سازی و همچنین میزان بهبود سرعت فلاتر در بهینه سازی متغیرهای بهینه بای برای می بین برای برای برای برای منوبی متغیرهای طراحی برای می بردند که نهایتاً بر اساس نتایج بهینه سازی، متغیرهای طراحی برای برای می برای می برای بر می

واژههای کلیدی: فلاتر، عدم قطعیت، بهینه سازی مقاوم، آیرودینامیک شبه پایا، نسبت منظری بالا، الگوریتم ژنتیک.

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

M. Elyasi A. R. Roudbari Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran Faculty of Aerospace Engineering, Shahid Sattari University, Tehran, Iran

Abstract

The design and construction of aircraft wings with optimal geometry and physical properties that are highly stable is of high importance to engineers. 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 aeroelastic wing 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 4th 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 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.

Keywords: Flutter, uncertainty, Robust Optimization, Quasi-steady aerodynamic, High aspect ratio, Genetic algorithm.

۱– مقدمه

امروزه به دلیل تمایل به کاهش مصرف سوخت، تا حد ممکن از مواد 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 می گردد که به خودی خود برای تحلیل سازه مشکل ساز نیست، اما از آنجا که تغییر شکلهای 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 آیروالاستیک آشکار مطالعه نتایج نشان داد که با میشوند. گاهی ممکن است بر هم کنش این عوامل باعث بزرگتر شدن مهت عولی و همچنین انتق میشوند. گاهی ممکن است بر هم کنش این عوامل باعث بزرگتر شدن بهت طولی و همچنین انتق بی میشوند. از خطرناکترین ناپایداریهای آیروالاستیک دینامیکی که در طراحی و تحلیل بال هواپیما مورد بررسی قرار میگیرد، فلاتر میاشد. این بدیده از بوهکنش نیرههای آیرودینامیکی به نیرههای الاستیک و ممکاران [۵] در سال ۲۰۱۸

این پدیده از برهمکنش 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

نشريه

موتور بود، بر اساس تغییر زاویه الیاف تک لایه، موقعیت قرارگیری موتور و نیروی بی بعد 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 می یابد. همچنین افزایش جرم خارجی و سفتی فنر باعث کاهش سرعت فلاتر شده و در تمامی حالتها با افزایش زاویه عقبگرد بال، سرعت فلاتر افزایش می ماید. محرمی و 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 نتایچ به دست آمده نشان داد که با افزایش جرم و نیروی پیشران

۲۰۱۳ اشاره کرد. ایشان ناپایداری بال کامپوزیتی تک لایه را که دارای

^{*} نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: alirezaroudbari@ae.sharif.edu تاریخ دریافت: ۹۸/۰۲/۱۹

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 آیروالاستیک 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 تناوبی 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 بهرموری و کاهش هزینهها استفاده شده است [۷]. در تحلیلهای ریاضی عموماً فرض بر این است که دادههای ورودی دقیقا معلوم هستند و اثر عدم قطعیت دادهها بر بهینه گی 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 مقدار اسمی خود اتخاذ کنند، ممکن است یک یا چند قید نقض شود و مقدار اسمی خود اتخاذ کنند، ممکن است یک یا چند قید نقض شود و اهرواب بهینه به دست آمده برای مقادیر اسمی، دیگر بهینه یا موجه نباشد الموا؟. هنگامی که دادههای موجود در تابع هدف غیرقطعی باشند، با 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 می گیرند. در این رویکرد ابتدا از تأثیر عدم قطعیت بر دادهها چشم پوشی شده و متعاقبا برای صحه گذاری بر جوابهای به دست آمده از آنالیز حساسیت استفاده می شود. اما تحلیل حساسیت تنها برای مشخص کردن خوب بودن جواب است و از آن برای تولید جواب-های استوار نمی توان استفاده کرد. علاوه بر آن در مدل هایی که تعداد زیادی داده غیرقطعی دارند استفاده از این تحلیل عملی نمی باشد [۱۰]. به همین دلیل از رویکردهای اصلی برای مقابله با عدم قطعیت استفاده می شود.

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
- ۲- بهینه سازی فازی ^۲
- ۳- بهینه سازی مقاوم (استوار)^۳

رویکردی که منجر به یافتن جواب بهینه در مقابل عدم قطعیتهای ناشی از عدم قطعیت پارامتری (خطای اندازه گیری مقدار دقیق پارامتر) و دینامیک مدل نشده می شود را بهینه سازی استوار می نامند. 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 می باید. همچنین بهینه سازی استوار نسبت به رویکرد احتمالی و فازی، از لحاظ حل مدل و امکان تطبیق با سایر مسائل بهینه سازی راحت ر 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 آیرودینامیکی و... مى باشد. منابع عدم قطعيت ممكن است متفاوت باشد. به طور كلى شايع ترین آنها در سیستمهای آیروالاستیک در مدلهای ساختاری و آیرودینامیکی دیده می شود [۱۱و۱۲]. شبیه سازی مونت کارلو روشی است که غالبا برای کمیتهای غیرقطعی در یک چارچوب تصادفی استفاده می شود. با این حال ممکن است این شبیه سازی برای برخی مسائل با محاسبات سنگین، به جواب همگرا نشود. بسط چند جملهای آشفته^۴ 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 روش مونت کارلو با روش فلاتر سنتی مطابقت خوبی دارد. هینزی و همکاران [۱۵] تحلیل فلاتر را تحت عدم قطعیت در آیرودینامیک جرم خارجی را مورد بررسی قرار دادند. ایشان در این مطالعه با آنالیز حساسیت نشان دادند که پیچش آیرودینامیکی بر روی سرعت فلاتر مؤثر است. بورگلند و رینگرتز [۱۶] فلاتر مرزی با عدم قطعیتهای مختلف برای جنگنده اف-۱۶را مورد مطالعه قرار دادند و با استفاده از فورمول بندى الگوريتم ساده نشان دادند كه رابطه نزديكي بين تحلیل فلاتر مرزی مقاوم و فلاتر سنتی وجود دارد. ایشان در ادامه نشان دادند که استفاده از دادههای اسمی برای تخمین پیک فرکانسی باعث مى شود كه الكوريتم به لحاظ تعداد مورد نياز ارزيابي، بسيار كارآمد 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 آیرودینامیکی نوک بال دارد. مارکوس [۱۷] با استفاده از شبیه سازی مونت كارلو بر اساس آيروديناميك اولر، تحليل 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 شبیه سازی حوزه زمان و تجزیه و تحلیل دوشاخگی برای موقعیت ها و تعداد جرم های مختلف پرداخت.

¹ Stochastic Optimization

² Fuzzy Optimization

³ Robust Optimization

⁴ Polynomial Chaos Expansion (PCE)

گراهام [۲۰] فلاتر مرزی یک سیستم آیروسروالاستیک را با استفاده از آنالیز مقاوم بر اساس روش μ تعریف کرد. چندین مطالعه در حوزه بهینه سازی مقاوم مدل های آیروالاستیک انجام شده است. با این حال در مدلسازی های 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 نمونه گیری 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 با استفاده از بهینه سازی شش سیگما را انجام دادند. ایشان در این مطالعه، تابع هدف را بر پایه بهینه کردن ضریب برآ و پسا طراحی کردند. پس از بهینه سازی در نتایج این مطالعه مشاهده شد که تغییرات ضریب پسا 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، شكل ايروفويل جمعتر شده و سطح مقطع ايرفويل كاهش يافته است. در نهایت دست آورد این مقاله این بود که طراحی شکل آیرودینامیکی مقاوم ایرفویل مبتنی بر روش شش سیگما میتواند عملکرد وسایل پرنده در رژیم جریان گذر صوت را بهبود بخشد. نیکبی 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 v-g برای محاسبه سرعت فلاتر استفاده کردند. پس از محاسبه سرعت فلاتر، پارامترهایی همچون سفتیهای 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 میشود 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 آیروالاستیک با قید کمینه سازی انحراف استاندار آن بررسی میشود.

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 صفحهای بر رفتار دینامیکی بال، مدل بال تحت

تاثیر نیروهای آیرودینامیکی دچار خمش -پیچش میشود⁴ یکطرفه و معادلات حاکم مسأله با این فرضیات و در حضور جملات غیرخطی هندسی مرتبه سوم استخراج می شود. در بخش دوم مطالعه حاضر ابتدا معادلات حاکم بر حرکت بال استخراج می گردد. این معادلات بر اساس معادلات تير الاستيك يكسر گيردار اويلر-برنولي با استفاده از روش هامیلتون به دست میآیند و برای گسسته سازی معادلات از روش مودهای فرضی استفاده شده است. در بخش سوم، معادلات استخراج شده در بخش قبل با روش حل عددی رانج-کوتا به کمک نرم افزار MATLAB حل شده و با حل معادلات حاکم، رفتارهای دینامیکی بال مانند؛ پاسخ زمانی سیستم، تغییرات میرایی خمشی و پیچشی با سرعت جریان بیبعد برای به دست آوردن سرعت فلاتر و همچنین تغییر فرکانسهای خمشی و پیچشی با سرعت جریان بیبعد برای نشان دادن فرکانس رخ داد فلاتر در مود اول خمشی و پیچشی مورد بررسی قرار می گیرند. در بخش چهارم این مطالعه، به منظور بهینه سازی مقاوم با استفاده از شبیه سازی لاتین هایپرکیوب-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 modeFRONTIER کوپل شده با نرم افزار MATLAB، بهینه سازی شده و در نهایت نتایج بهینه سازی قطعی و مقاوم ارائه می گردد.

۲- معادلات آیروالاستیک حاکم

بال مورد بررسی در این پژوهش به صورت تیر یکسرگیردار الاستیک مدل سازی شده است. با توجه به بزرگ بودن سفتی خمشی صفحهای، از خمش صفحهای 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 سازی میتوان به عدم تغییر طول وتر بال از نوک بال تا تکیهگاه و عدم تاب برداشتن در حین جابجایی بال اشاره نمود. همچنین مدل سازی آیرودینامیکی بر اساس مدل شبه پایا میباشد که برای جریانهای آیرودینامیک در سرعت پایین و بدون دخالت دادن اثرات دنباله و تراکم ناپذیری اعتبار دارند که با ترکیب غیرخطیهای هندسی سازه منجر به پدیدههایی همچون فلاتر میشوند. بر اساس مدل مرجع [۲۵] معادلات ارائه شده برای بال الاستیک یکنواخت مطابق شکل ۱ به صورت زیر خواهد بود.

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

⁵ Bending-Torsion (UBT)

(٢)

$$\ddot{\mathbf{w}} + \mathbf{c}_{3}\dot{\mathbf{w}} + \mathbf{w}^{iv} = -\beta_{1} \left[\left(\frac{1}{2} \mathbf{v}' \mathbf{w}'' - \frac{1}{2} \mathbf{v}'' \mathbf{w}' - \mathbf{\Phi}'' \right) \mathbf{v}'' \right]' \\ - \left[\mathbf{w}' (\mathbf{v}' \mathbf{v}'' + \mathbf{w}' \mathbf{w}'')' \right]' \\ + (1)$$

$$-\beta_{3}\left(\left(\mathbf{v}''\boldsymbol{\Phi}+\frac{1}{2}\mathbf{v}'\mathbf{v}''\mathbf{w}'+\mathbf{w}''\boldsymbol{\Phi}^{2}\right)'\right)$$
$$-\mathbf{v}'\mathbf{v}''\mathbf{w}''\right)'\mathbf{i}_{*}\mathbf{\tilde{w}}''$$

$$-\frac{1}{2} \left\{ w' \int_{1}^{s} \frac{\partial^{2}}{\partial t^{2}} \left[\int_{0}^{s} (v'^{2} + w'^{2}) ds \right] ds \right\}' + Q_{1}$$

$$+ Q_{1}$$

$$\ddot{\mathbf{p}} + c_{4} \dot{\mathbf{\Phi}} - \frac{\beta_{1}}{j_{1}} \mathbf{\Phi}'' = \frac{\beta_{1}}{2j_{1}} (v''w') + \frac{\beta_{3} - 1}{j_{1}} (v''^{2} \mathbf{\Phi}) + \frac{\beta_{3} - 1}{j_{1}} (v''^{2} \mathbf{\Phi}) + \frac{-w''^{2} \mathbf{\Phi}}{-v''w''} + Q_{2}$$
(Y)

در شکل (۱)، (Χ, Υ, Ζ) مختصاتهای بال قبل از تغییر شکل و (ζ, ξ, η) مختصاتهای بال بعد از از تغییر شکل میباشد. در رابطه (۱)، δT



شكل ۱- مدل بال الاستيك با ارتعاشات خمشي يكطرفه و پيچشي [۶].

جزئی انرژی جنبشی، δπ تغییرات جزئی مجموع انرژیهای پتانسیل و δW_{nc} تغییرات جزئی کار نیروهای غیر پایستار میباشد. در رابطه (۲) که مربوط به خمش صفحهای بال میباشد، ضرایب β_1 و نسبتهای سفتی پیچشی و خمشی بال و Q_1 و $_2$ نیرو و گشتاور β_3 آيروديناميكي وارد بر بال مي باشند.

1-1 معادلات آبرودینامیک

به طور معمول برای توصیف مدل آیرودینامیکی بال آیروالاستیک، 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 [۲۴]. در این مطالعه، برای مدلسازی 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 [۲۷] به صورت روابط زیر بیان مىشود.

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

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

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

در این روابط c_3 معرفی کننده غیرخطیهای واماندگی α_{eff}^{3} اویه حمله مؤثر است. همچنین $C_{L\alpha}$ و $C_{m\alpha}$ به ترتیب ضرایب بـرآ و گشـتاور آیرودینامیکی هستند. با توجه به اینکه در مطالعه حاضر نیـرو و گشـتاور آیرودینامیکی به صورت خطی بررسی میشود، از غیرخطی واماندگی صرف نظر شده و زاویه حمله، نیرو و گشتاور آیرودینامیکی نیز به صورت خطی بررسی می شوند. با توجه به این فرضیات روابط (۵و۶) به روابط زير تبديل مي شوند.

۲-۲- ترکیب معادلات سازه و آیرودینامیک

با محاسبه نیروهای آیرودینامیکی وارد بر سازه میتوان رابطه به دست آمده برای بال مدلسازی شده با تیر اویلر-برنولی را کامل کرد. اگر صلبیت خمشی داخل صفحه نسبتا بالا باشد، آنگاه میتوان از اثر خمش داخل صفحه چشم پوشی کرد. به سبب آنکه تحلیل آیروالاستیک برای

$$L_{QS} = \pi \rho b^2 V \dot{\alpha} + \rho V^2 b C_{L\alpha} \alpha_{eff} \tag{Y}$$

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

اين مطالعه تحت فرضيه مذكور مىباشد، معادلات خمش-خمش-پیچش^۷ به معادلات خمش یکطرفه-پیچش^۸ کاهش می یابد. همچنین در معادلات حاکم، تنها جملات غیرخطی هندسی در نظر گرفته شده است.



شكل۲- مدل مقطع آيروديناميك شبه پايا [۲۵].

 $\ddot{w} - me\ddot{\alpha} + D_x w^{IV} - \rho \pi b^2 V \dot{\alpha}$ $+ \rho b V C_{L\alpha} \dot{w} - V_{\alpha}$ (۹) $-b\left(\frac{1}{2}-a\right)\dot{\alpha}$ $= D_{x}[w'(w'w'')']' - (D_{z} - D_{x})[w''\alpha^{2}]''$ $Iy\ddot{\alpha} - me\ddot{w} - Dy\alpha'' + \rho\pi b^2 Vb\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha}$ $+ \rho b^2 V C_{m\alpha} \left[\dot{w} - V_{\alpha} \right]$ $(1 \cdot)$ $-b\left(\frac{1}{2}-a\right)\dot{\alpha}$ $= -(D_{z} - D_{x})w''^{2}\alpha$ ۲-۳- گسسته سازی و حل معادلات حاکم

به منظور تسهیل در حل معادلات حاکم، ابتدا معادلات حاکم بی بعد می شوند. در ادامه مطابق با روش مودهای فرضی حل معادلات حرکت به صورت حاصل ضربی از مختصههای عمومی حرکت وابسته به زمان و توابعی وابسته به مختصات مکانی که شرایط مرزی هندسی را برآورده می

Stall nonlinearity

 ⁷ Bending-Bending-Torsion (BBT)
 ⁸ Unilateral Bending-Torsion (UBT)

$$\begin{split} & \int_{0}^{1} \Omega_{j}^{2} \ddot{w} \, ds - e^{*} \int_{0}^{1} \Omega_{j} A_{i} \ddot{\alpha} \, ds + \int_{0}^{1} \Omega_{j} \Omega_{j}^{1} W \, w \, ds \\ & - \mu^{*} V^{*} \int_{0}^{1} \Omega_{j} A_{i} \dot{\alpha} \, ds + \frac{\mu^{*}}{\pi b^{*}} C_{L\alpha} V^{*} \int_{0}^{1} \Omega_{j}^{2} \dot{w} \, ds \\ & - \frac{\mu^{*}}{\pi b^{*}} C_{L\alpha} V^{*2} \int_{0}^{1} \Omega_{j} A_{i} \alpha \, ds \, \frac{\mu^{*}}{\pi} C_{L\alpha} V^{*} \left(\frac{1}{2}\right) \\ & - a \int_{0}^{1} \Omega_{j} A_{i} \dot{\alpha} \, ds \\ & = -\int_{0}^{1} \Omega_{j} \left[\Omega_{j'} (\Omega_{j'} \Omega_{j''})' \right]' w^{3} \, ds \\ & - \int_{0}^{1} \Omega_{j} \left[\Omega_{j''} (A_{i})^{2} \right]'' (\beta_{z} - 1) w \alpha^{2} \, ds \\ & - \int_{0}^{1} \Omega_{j} \left[\Omega_{j''} (A_{i})^{2} \right]'' (\beta_{z} - 1) w \alpha^{2} \, ds \\ & + \frac{1}{Iy^{*}} \mu^{*} b^{*} \left(\frac{1}{2} - a\right) V^{*} \int_{0}^{1} A_{i}^{2} \dot{\alpha} \, ds \\ & + \frac{1}{Iy^{*}} \mu^{*} b^{*} \left(\frac{1}{2} - a\right) V^{*} \int_{0}^{1} A_{i}^{2} \dot{\alpha} \, ds \\ & + \frac{1}{Iy^{*}} \mu^{*} \frac{C_{m\alpha}}{\pi} V^{*} \int_{0}^{1} \Omega_{i} A_{i} \dot{w} \, ds - \frac{1}{Iy^{*}} \beta_{y} \int_{0}^{1} A_{i}^{2} \Omega_{j''}^{2} w^{2} \alpha \, ds \\ & = \frac{(\beta_{z} - 1)}{Iy^{*}} \int_{0}^{1} A_{i}^{2} \Omega_{j''}^{2} w^{2} \alpha \, ds \\ & = \frac{(\beta_{z} - 1)}{Iy^{*}} \int_{0}^{1} A_{i}^{2} \Omega_{j''}^{2} w^{2} \alpha \, ds \end{split}$$

$$[M_{\text{Lin}}] \begin{cases} \dot{w} \\ \dot{\alpha} \end{cases} + [C_{\text{Lin}}] \begin{cases} \dot{w} \\ \dot{\alpha} \end{cases} + [K_{\text{Lin}}] \begin{cases} w \\ \alpha \end{cases} = [K_{\text{N}}] \begin{cases} w \\ \alpha \end{cases}$$
(77)
$$\begin{bmatrix} M_{\text{Lin}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \int_{0}^{1} \Omega_{j}^{2} \, ds & -e^{*} \int_{0}^{1} \Omega_{j} A_{i} \, ds \\ -\frac{e^{*}}{Iy^{*}} \int_{0}^{1} \Omega_{j} A_{i} \, ds & \int_{0}^{1} \Omega_{j}^{2} \, ds \end{bmatrix}$$
(77)

$$\begin{bmatrix} I_{Lin} \\ \int_{0}^{1} \Omega_{j} \Omega_{j}^{IV} ds & \frac{-\mu^{*} C_{L\alpha} V^{*2}}{\pi b^{*}} \int_{0}^{1} \Omega_{j} A_{i} ds \\ 0 & -\frac{1}{Iy^{*}} \begin{bmatrix} \beta_{y} \int_{0}^{1} A_{i} A_{i}^{"} ds + \\ \left(\frac{-\mu^{*} C_{m\alpha} V^{*2} \int_{0}^{1} A_{i}^{2} ds}{\pi} \right) \end{bmatrix}$$
(Y\Delta)

$$\begin{split} u^{*} &= \frac{u}{L} \ , w^{*} = \frac{w}{L} \ e^{*} = \frac{e}{L} \ , t^{*} = t \sqrt{\frac{D_{x}}{mL^{4}}} \ Iy^{*} \\ &= \frac{Iy}{mL^{2}} \ , \beta_{y} = \frac{D_{y}}{D_{x}} \ , \beta_{z} = \frac{D_{z}}{D_{x}} \ , \end{split} \ \ (11) \\ &\mu^{*} = \frac{\rho \pi b^{2}}{mL^{2}} \ , V^{*} \\ &= \frac{V}{V_{F}} \frac{\rho \pi b^{2}}{\sqrt{D_{x}/mL^{2}}} \ , V^{*} \\ &= \frac{V}{V_{F}} \frac{V_{F}}{\sqrt{D_{x}/mL^{2}}} \\ \ddot{w}^{*} - e^{*}\ddot{\alpha}^{*} + w^{IV} - \mu^{*}V^{*}\dot{\alpha}^{*} \\ &+ \frac{\mu^{*}\pi}{\pi}C_{L\alpha}V^{*} \left[\frac{\dot{w}^{*}}{b^{*}} - \frac{V^{*}}{b^{*}}\alpha^{*} \\ &- \left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha}^{*}\right] \\ &= -[w'(w'w'')']' - (\beta_{z} \\ &- 1)[w'''\alpha^{2}]'' \\ \ddot{\alpha}^{*} - \frac{e^{*}}{Iy^{*}}\ddot{w}^{*} - \frac{\beta_{y}}{Iy^{*}}\alpha^{*}'' + \frac{1}{Iy^{*}}\mu^{*}b^{*}\left(\frac{1}{2} - a\right)V^{*}\dot{\alpha}^{*} \\ &+ \frac{1}{Iy^{*}}\mu^{*}\frac{C_{m\alpha}}{\pi}V^{*2}\alpha^{*}\frac{1}{Iy^{*}}\mu^{*}\frac{C_{m\alpha}}{\pi}b^{*}\left(\frac{1}{2} - a\right)V^{*}\dot{\alpha}^{*} \end{split}$$

با تعریف مودهای خمشی و پیچشی و جایگذاری شکّل مودها در روابط (۱۲و۳۱) معادلات گسسته شده به صورت روابط زیر استخراج میشوند.

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

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

$$\Omega_i = \cos h(\beta_i s) - \cos(\beta_i s)$$
(12)

$$\frac{u_{j} = \cos \ln (\mu_{j}s) - \cos(\mu_{i}s)}{-\frac{\cos h (\beta_{i}) + \cos(\beta_{i})}{\sin h(\beta_{i}) + \sin \beta_{i}}} [\sin h (\beta_{i}s) \qquad (18)$$
$$- \sin(\beta_{i}s)]$$

$$A_{i}(s) = \sqrt{2} \sin\left(\frac{n\pi}{2}s\right)$$
(1Y)

$$\beta = [1/8751, 4/69406, 7/85476, 10/9955]$$
(1A)

در این روابط (Ω_j(s) و (A_i(s) به ترتیب شکل مودهای خمشی و پیچشی و w_j(t) و α_i(t) به ترتیب ضرایب زمانی خمشی و پیچشی می،اشند. با جایگذاری این روابط در معادلات (۱۲و۱۳)، معادلات حاکم به صورت زیر به دست میآیند.

$$\begin{split} \xi_{\alpha}\ddot{w} - e^{*}\xi_{b}\ddot{\alpha} + \xi_{c}w - \mu^{*}V^{*}\xi_{d}\dot{\alpha} + \frac{\mu}{\pi b^{*}}C_{L\alpha}V^{*}\xi_{\alpha}\dot{w} \\ &-\frac{\mu^{*}}{\pi b^{*}}C_{L\alpha}V^{*2}\xi_{f}\alpha\frac{\mu^{*}}{\pi}C_{L\alpha}V^{*}\left(\frac{1}{2}\right) \\ &-a)\xi_{g}\dot{\alpha} \\ &=\xi_{h}w^{3} - \xi_{\alpha}(\beta_{z}-1)w\alpha^{2} \\ \xi_{j}\ddot{\alpha} - \frac{e^{*}}{ly^{*}}\xi_{k}\ddot{w} - \frac{1}{ly^{*}}\beta_{y}\xi_{i}\alpha + \frac{1}{ly^{*}}\mu^{*}b^{*}\left(\frac{1}{2}-a\right)V^{*}\xi_{m}\dot{\alpha} \\ &+\frac{1}{ly^{*}}\mu^{*}\frac{C_{m\alpha}}{\pi}V^{*}\xi_{n}\dot{w} \\ &-\frac{1}{ly^{*}}\mu^{*}\frac{C_{m\alpha}}{\pi}V^{*2}\xi_{0}\alpha \\ &-\frac{1}{ly^{*}}\mu^{*}\frac{C_{m\alpha}}{\pi}b^{*}\left(\frac{1}{2}-a\right)V^{*}\xi_{p}\dot{\alpha} \\ &=\frac{(\beta_{z}-1)}{ly^{*}}\xi_{q}w^{2}\alpha \end{split}$$

$$\begin{bmatrix} C_{\text{Lin}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\mu^* C_{\text{L}\alpha} V^* \int_0^1 \Omega_i^2 \, ds}{\pi b^*} & -\mu^* v^* \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \left(\int_0^1 \Omega_i A_i \, ds \right) \\ + \left(\frac{C_{\text{L}\alpha}}{\pi} \left(\frac{1}{2} - a \right) \int_0^1 \Omega_i A_i \, ds \end{pmatrix} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \mu^* C_{\text{m}\alpha} V^* \\ Iy^* \pi \end{bmatrix}^1 \Omega_i A_i \, ds & \frac{\mu^* b^* v^*}{Iy^*} \left(\frac{1}{2} - a \right) \int_0^1 A_i^2 \, ds \left[1 - \frac{C_{\text{m}\alpha}}{\pi} \right] \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} -\left(\int_0^1 \Omega_j \left[\Omega_{j'} (\Omega_{j'} \Omega_{j''})' \right]' w \, ds + \int_0^1 \Omega_j \left[\Omega_{j''} (A_i)^2 \right]'' (\beta_z - 1) w^2 \, ds \right) & 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \mu^{*}C_{m\alpha}V^{*} \int_{0}^{1} \Omega_{i} A_{i} ds & \frac{\mu^{*}b^{*}v^{*}}{Iy^{*}} \left(\frac{1}{2} - a\right) \int_{0}^{1} A_{i}^{2} ds \left[1 - \frac{C_{m\alpha}}{\pi}\right] \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} -\left(\int_{0}^{1} \Omega_{j} \left[\Omega_{j'}(\Omega_{j'}\Omega_{j''})'\right]' w ds + \int_{0}^{1} \Omega_{j} \left[\Omega_{j''}(A_{i})^{2}\right]''(\beta_{z} - 1)w^{2} ds\right) & 0 \\ -\frac{(\beta_{z} - 1)}{Iy^{*}} \int_{0}^{1} A_{i}^{2} \Omega_{j''}^{2} w \alpha ds & 0 \end{bmatrix}$$

$$(YV)$$

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

مقدار كميت	نوع كميت	رديف	مقدار كميت	نوع كميت	رديف
2π	$C_{L\alpha}$	9	3/04 m	L	1
1/0053	C _{mα}	10	$240 \frac{\text{kg}}{\text{m}}$	m	2
0/191kg. m	I _{y0}	11	9/7406× 10 ⁷ Nm ²	EI	3
0/168	es	12	1/233×10 ⁶ Nm ²	GJ	4
9/125 kg. m	I _y	13	0/912 m	Chord	5
-0/66	а	14	0/456 m	b	6
$1/225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$	ρ	15	44	β _z	7

- اعتبارسنجی و شبیه سازی معادلات حاکم

با استفاده از مقادیر پارامترهای ارائه شده در جدول ۱، سرعت فلاتر و فرکانسهای مود اول پیچش و خمش بال به دست آمده و به منظور اعتبار سنجي، نتايج مطالعه حاضر با مراجع معتبر علمي 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 MATLAB، پاسخ زمانی، سرعت و فرکانس فلاتر بال بر اساس دادههای جدول ۱ به دست آمده است. با استفاده از نظریه مقادیر ویژه سرعت فلاتر محاسبه شده است. در این روش ابتدا با حذف جملات غیرخطی از معادلات حاکم، این معادلات خطیسازی شدهاند. با ترسیم نمودار تغییرات میرایی بر حسب سرعت جریان بدون بعد برای مودهای 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 میشود. سرعت فلاتر به دست آمده مطابق شکل (۳) برابر ۰/۲۴۲ میباشد که این مقدار با توجه به بیبعد سازی معادلات مطابق رابطه (۱۱) معادل ۲۵/۰۴۴(m/s میباشد.



خمشی و پیچشی

ل گلند	سنگين	بال	نتايج	و	حاضر	مطالعه	'- نتايج	جدول۲
--------	-------	-----	-------	---	------	--------	----------	-------

	0.	0.6	C.ª	
درصد خطا	نتايج مطالعه حاضر	مدل گلند بدون جرم خارجی [۲۵]	مدل گلند همراه با جرم خارجی [۲۶و۲۷]	نوع مشخصه
'/.٣/۶۴	۳/۳۰۷(Hz)	٣/۴٣٢(Hz)	۳/۰۳۱(Hz)	فرکانس مود اول پیچش
7.7/91	1/۴۹۹(Hz)	1/244(Hz)	۱/۵۰۲(Hz)	فرکانس مود اول خمش
7.1/01	۲۵/۰۴۴ (m/s)	۲۵/۴۳ (m/s)	۲۴/۵۱۰ (m/s)	سرعت فلاتر

شکل ۴ تغییرات فرکانس کاری سیستم با سرعت جریان بدون بعد را نشان میدهد. در این شکل فرکانس فلاتر برای مودهای اول خمشی و پیچشی نشان داده شده است.



با حل عددی به روش رانج کوتا مرتبه چهارم، پاسخ زمانی مود خمشی سیستم قبل از سرعت فلاتر مطابق شکل ۵، محاسبه شده است. در این شکل دیده میشود که با افزایش زمان، دامنه جابجایی کاهش یافته و پس از مدتی ارتعاشات خمشی بال میرا میشود.



شکل ۵-پاسخ زمانی ار تعاشات خمشی بال قبل از سرعت فلاتر

همچنین در شکل۶ جابجایی پیچشی بال بر حسب زمان قبل از سرعت فلاتر ترسیم شده است. در این شکل نیز دیده میشود که دامنه جابجایی بال کاهش یافته و پس از مدتی ارتعاشات پیچشی بال میرا می شود.



شکل ۶-پاسخ زمانی ار تعاشات پیچشی بال قبل از سرعت فلاتر شکلهای ۷ و ۸ به ترتیب پاسخهای زمانی خمشی و پیچشی سیستم در حالت فلاتر مرزی را نشان میدهند. در این شکلها مشهود است که سیستم در این حالات با دامنه ثابت به نوسان خود ادامه می-



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



شکل۸ -پاسخ زمانی ارتعاشات پیچشی بال در حالت فلاتر مرزی

با توجه پاسخهای زمانی به دست آمده از حل عددی، میتوان 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 شوندگی ارتعاشات خمشی و پیچشی بال در سرعتهای بالاتر افزایش مییابد. به همین منظور در ادامه بهینه سازی سرعت فلاتر ارائه شده است.

در شکلهای ۹ و ۱۰ به ترتیب پاسخهای زمانی خمشی و پیچشی بعد از وقوع پدیده فلاتر ترسیم شدهاند. در این شکلها دیده میشود که ارتعاشات خمشی و پیچشی بال پس از گذشت زمان واگرا شده و عملکرد سیستم مختل میشود.



شکل۹-پاسخ زمانی خمشی بال بعد از سرعت فلاتر



۴- بهینه سازی مقاوم

۴–۱– متغیرها، روش بهینه سازی و انتخاب تابع هدف

یکی از بخشهای مهم در بهینه سازی، انتخاب متغیرهای بهینه سازی است. در مسائل بهینه سازی اولویت با عدم تغییر در هندسه و ساختار سیستم میباشد. به همین منظور متغیرهای بهینه سازی به نحوی انتخاب شدهاند 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 شدهاند. به منظور بهینه سازی از نرم افزار MATLAB استفاده می شود.

درصد تغییرات پارامترها بعد از بهینه سازی مقاوم	مقادیر پارامترها بعد از بهینه سازی مقاوم	مقادیر پارامترها بعد از بهینه سازی قطعی	مقادیر پارامترها قبل از بهینه سازی	نوع مشخصه	رديف
10/37٪ کاهش	215/09 kg m	$184/87 \frac{\text{kg}}{\text{m}}$	$240 \frac{\text{kg}}{\text{m}}$	جرم بر واحد طول بال	1
7/03٪ افزايش	$10/425 \times 10^7 \text{ Nm}^2$	10/655× 10 ⁷ Nm ²	$9/7406 \times 10^7 \text{Nm}^2$	سفتى خمشى	2
11/52٪ کاهش	1/191×10 ⁶ Nm ²	1/01×10 ⁶ Nm ²	1/233×10 ⁶ Nm ²	سفتی پیچشی	3
28/13٪ افزايش	0/311	0/313	0/242	سرعت فلاتر بىبعد	4
%99	0.001	-	0.1	توزيع انحراف استاندارد	5

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

در این نرم افزار برای اعمال تاثیر عدم قطعیت بر متغیرهای بهینه سازی از ماژول بهینه سازی مقاوم (RDO) استفاده شده است. در این ماژول چند روش (مانند؛ مونت کارلو، لاتین هایپرکیوب، چند جمله ای آشفته و ...) وجود دارد که با توجه به قدرتمند بودن روش لاتین هایپرکیوب-مونت کارلو، از این روش برای مشخص کردن تاثیر عدم قطعیت بر پارامترهای طراحی بال استفاده شده است. همچنین از روش بهینه منوان یکی از زیر مجوعههای الگوریتم ژنتیک برای بهینه سازی استفاده شده است. با توجه به در نظر گرفتن عدم قطعیت در متغیرهای بهینه سازی، میزان انحراف استادارد هر یک از متغیرها بهینه سازی به صورت نرمال میباشد. همچنین متغیرهای بهینه سازی بهینه سازی به صورت نرمال میباشد. همچنین متغیرهای بهینه سازی نسبت به حالت نامی خود ۲۰٪ افزایش و ۲۰٪ کاهش داده شدهاند.

مسأله بهینه سازی با انتخاب ۱۰ نسل اولیه و ۴۰۰ نسل تولیدی برای روش مرتب سازی غیرغالب^۹ (NSGA-2) انجام شد. به منظور شبیه سازی مسأله بهینه سازی همراه با عدم قطعیت پارامترها، در ماژول بهینه سازی مقاوم نرم افزار modeFRONTIER، با انتخاب ۵ تعداد نمونه مقاوم، بهینه سازی صورت گرفت. انتخاب تعداد نمونه مقاوم به این معنی است که به ازای تولید 5 تعداد نسل قطعی^{۱۰} تنها ۱ نسل مقاوم تولید میشود و به مراتب تعداد نسلهای تولید شده در بهینه سازی مقاوم کمتر از بهینه سازی قطعی خواهد بود. لازم به ذکر است که انتخاب این اعداد به گونهای انجام شده است که زمان همگرایی مسأله به جواب کاهش یابد. با توجه به این که نرم افزار مود

فرانییر کدهای نوشته شده در نرم افزار MATLAB را فراخوانی می-کند، این فراخوانی باعث طولانی شدن زمان حل مسأله میشود. به همین دلیل از کامپیوتر نسبتا قوی برای بهینه سازی استفاده شده است. به منظور بالابردن دقت نتایج در بخش بهینه سازی مقاوم، بسط چند جملهای آشفته تا مرتبه سوم 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 میابد. بیشینه سازی مقدار متوسط 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 میشود.

$$\begin{split} & \text{Ob}_{j} = \text{maxU}_{\text{F}}^{\text{MEAN}}(\text{X}, \text{s}) \ , \ \text{min}\,\sigma_{\text{U}_{\text{F}}}\left(\text{X}, \text{s}\right), \ \text{s} \in \text{S} \\ & \text{S} = \{\text{s} \in \ \Re \ , \text{s}_{\text{L}} \leq \text{s} \leq \text{s}_{\text{U}}; \text{s} = (\text{m/L}, \text{EI}, \text{GJ}) \} \\ & 192 \frac{\text{Kg}}{\text{m}} \leq (\text{m/L})_{\text{nom}} \leq 288 \frac{\text{Kg}}{\text{m}} \qquad (\text{\rasslash}) \\ & 240000\text{N}.\,\text{m}^{2} \leq \text{GJ}_{\text{nom}} \leq 360000\text{N}.\,\text{m}^{2} \\ & 8917600\text{N}.\,\text{m}^{2} \leq \text{EI}_{\text{nom}} \leq 28376400\text{N}.\,\text{m}^{2} \end{split}$$

کار میزان (۲۸) میزان (۲۸) تابع هدف بهینه سازی است. همچنین عبارت $Ob_{J'}(TA)$ تابع هدف بهینه سازی است. همچنین عبارت $\sigma_{\rm UF}$ میان دهنده انحراف استاندارد سرعت فلاتر از حالت نامی خود میباشد. انحراف استاندارد به عنوان یکی از قیدهای مسأله بهینه سازی فلاتر در نظر گرفته شده به گونهای که بیشینه سازی انحراف استاندارد آن انجام فلاتر در شرایط ارضای قید کمینه سازی انحراف استاندارد آن انجام شده است. در رابطه (۲۸) پارامتر S نشان دهنده مجموعهی متغیرهای شده است. در رابطه (۲۸) پارامتر S نشان دهنده مجموعهی متغیرهای شده است. در رابطه (۲۸) پارامتر S نشان دهنده مجموعهی متغیرهای شده است. در رابطه (۲۸) پارامتر S نشان دهنده مجموعهی متغیرهای پینه سازی و بالا و/m) پارامتر X نیز نشان دهنده اعداد تصادفی تولید شده برای مقادیر نامی این متغیرهای بهینه پارامترهای طراحی و یا همان مقادیر اولیه تولید شده متغیرهای بهینه پارامترهای طراحی و یا همان مقادیر اولیه تولید شده متغیرهای بهینه پارامترهای طراحی و یا همان مقادیر اولیه تولید شده متغیرهای بهینه سازی برای مسأله است.

⁹. Non-dominated Sorting Genetic Algorithm

¹⁰.Deterministic

۲-۴- نتایج بهینه سازی

تحلیل نتایج بهینه سازی با هدف اصلی بیشینه سازی مقدار متوسط سرعت فلاتر با ارضای قید کمینه سازی میزان انحراف استاندارد متغیرهای طراحی بال هواپیما در نرم افزار بهینه سازی modeFRONTIER انجام شده است. 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 میدهد که با افزایش سفتی خمشی و کاهش سفتی پیچشی و جرم بر واحد طول، سرعت متوسط فلاتر از ۲۵/۰۴۴ به (m/s) ۳۲/۰۹ رسیده و قطعی بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت در پارامترهای طراحی، تغییرات پارامترها نسبت با حالت مقاوم بیشتر بوده و سرعت فلاتر نیز افزایش بیشتری نسبت به حالات نامی خود داشته است.

شکل (۱۱) نمودار همگرایی سرعت فلاتر بی بعد در بهینه سازی قطعی 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 جوابهای به دست آمده بخاطر وجود عدم قطعیت همراه با نویز می-باشد. شکل (۱۳) توزیع انحراف استاندارد سرعت فلاتر در تکرارهای بهینه سازی را نشان می دهد. با توجه به قیود افزایش مقدار متوسط سرعت فلاتر و کاهش انحراف استاندارد از حالت نامی خود در این شکل مشاهده می شود که انحراف استاندارد از حالت نامی خود که مقدار ۲۰٫۰ کاهش یافته و برای مسأله بهینه سازی قیود در نظر گرفته شده ارضاء شدهاند.



شکل ۱۲- نمودار همگرایی سرعت فلاتر در بهینه سازی مقاوم



شکل۱۳ -توزیع انحراف استاندارد سرعت فلاتر در تعداد نسلهای تولید شده بهینه سازی مقاوم

۵- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر، مدل دینامیکی بال تحت شرایط آیروالاستیک و جریان مادون صوت مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. ابتدا معادلات آيروالاستيک حاکم با در نظر گرفتن آيروديناميک شبه پايا و غیرخطیهای 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 MATLAB، پاسخ زمانی سیستم در حالتهای 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 نظریه مقادیر ویژه استفاده شده و سرعت و فرکانس فلاتر برای مودهای اول خمش و پیچش محاسبه گردید. با توجه به اهمیت سرعت فلاتر بالهای با نسبت منظری بالا، بهینهسازی 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، سفتیهای 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 modeFRONTIER کوپل شده با MATLAB 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 ۳۱/۴٪ افزایش یافته است. به طور کلی میتوان گفت در عمل به علت حضور عدم قطعیت در پارامترهای سیستم، نتایج بهینه سازی مقاوم نسبت به بهینه سازی قطعی به واقعیت نزدیکتر است. انجام مطالعه آزمایشگاهی و ساخت بال با مقادیر پارامترهای بهینه در این مطالعه، به عنوان ادامه این پژوهش پیشنهاد می شود.

8- نمادها

```
a فاصله نصف عرض بال تا محور الاستیک (بیبعد)
α<sub>eff</sub> زاویه حمله (deg)
b نصف عرض بال (m)
Chord عرض بال (m)
```

محمد آزادی، محمد زمردی پور و عبدالحسین فریدوز

ریه مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، شماره پیلپی ۹۴، جلد ۵۵، شماره ۱، بهار، ۱۹۰۰ مفحه ۲۹-۵۵ – میثم الیاسی و علیرضا رودباری

θ جابجایی پیچشی بال (deg) اعداد تصادفي توليد شده براي متغيرهاي بهينه سازي Х زير نويسها -1-9 QS شبه یایا eff مؤثر Lin خطى Ν غبرخط F فلاتر نامى nom

(بی بعد) آ سريب نيروي برآ (بي بعد) C_{Lα}

ضریب گشتاور آیرودینامیکی (بیبعد)

سفتی خمشی بال (Nm²)

 (Nm^2) مقدار نامی سفتی پیچشی EI $_{nom}$

سفتی پیچشی (Nm²)

ماتریس سفتی خطی

نيروى برآ (kg.deg/s²)

ماتریس جرم خطی

(m/s) سرعت فلاتر متوسط U_F^{MEAN}

سرعت جریان سیال (m/s)

جابجایی خمشی بال (m)

طول بال (m)

جرم (kg)

تابع هدف

 (Nm^2) مقدار نامی سفتی پیچشے GJ_{nom}

ممان اینرسی جرمی (kgm²)

ماتريس غيرخطىهاى هندسى

(kg/m)مقدار نامی جرم بر واحد طول (m/L)nom

گشتاور آیرودینامیکی (kg.deg.m/s²)

ماتریس میرایی خطی C_{Lin}

 $C_{m\alpha}$

ΕI

GI

Iy

K_{Lin}

K_N

Los

 M_{Lin}

Mos

Obi

W

L

m

- ۷- مراجع
- Bisplinghoff R. L., Ashley H., Halfman R. L., Aeroelasticity. Courier Corporation, 2013.
 Amageneration M. Luci S. Via G. A. and Milling and M. Luci S. Via G. A. and Milling and M. Luci S. Via G. A. and M. Luci S. Via G. A. and M. Luci S. A. and M. And M.
- [2] Amoozgar M., Irani S., Vio G., Aeroelastic instability of a composite wing with a powered-engine, *Journal of Fluids* and Structures, Vol. 36, pp. 70-82, 2013.
- [3] Mazidi A., Fazelzadeh S. A., 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] Pourshamsi H., Mazidi A., Fazelzadeh S. A., Flutter analysis Of an aircraft wing carrying, elastically, an external store, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 1, pp. 49-58, 2015 (In Persian).
- [5] Moharami S., Irani S., Shams Sh., Fallah M. R., The Flutter Velocity and effect of laminate layers of composite wing Carrying two powered engines, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 18, No. 02, pp. 314-322, 2018 (in Persian).
- [6] Nejati M., Shokrollahi S., Shams S., 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] Deb K., Multi-objective optimization, in Search methodologies: Springer, pp. 403-449, 2014.
- [8] Ben-Tal A., El Ghaoui L., Nemirovski A., Robust optimization. Princeton University Press, 2009.
- [9] Ben-Tal A., Nemirovski A., Robust optimizationmethodology and applications, Mathematical Programming, Vol. 92, no. 3, pp. 453-480, 2002.

- [10] Hirsch C., Wunsch D., Szumbarski J., Łaniewski-Wołłk Ł., and Pons-Prats J., 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] Majumder L. and Rao S. S., Interval-based optimization of aircraft wings under landing loads, *Computers & Structures*, Vol. 87, No. 3-4, pp. 225-235, 2009.
- [12] Poirion F., 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] Poirion F., Chaos polynomial representation of parametric uncertainties in aeroelasticity, ONERA: Tire a Part, No. 178, pp. 1-10, 2004.
- [14] Danowsky B. P., Chrstos J. R., Klyde D. H., Farhat C., Brenner M., Evaluation of aeroelastic uncertainty analysis methods, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 4, pp. 1266-1273, 2010.
- [15] Heinze S., Ringertz U., Borglund D., Assessment of Uncertain External Store Aerodynamics Using mu-p Flutter Analysis, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 3, pp. 1062-1068, 2009.
- [16] Borglund D., Ringertz U., 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 boundary, in AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, p. 6309, 2007.
- [19] Abbas L., Chen Q., Marzocca P., Milanese A., 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] Odaka Y., Furuya H., 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] Lee S. W., Kwon O. J., Robust airfoil shape optimization using design for six sigma, *Journal of aircraft*, Vol. 43, No. 3, pp. 843-846, 2006.
- [24] Nikbay M., Acar P., 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] Kim K., Nonlinear aeroelastic analysis of aircraft wingwith-store configurations, Texas A&M University, 2004.
- [26] Strganac T. W., Ko J., Thompson D. E., 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] Beran P. S., Strganac T. W., Kim K., Nichkawde C., Studies of store-induced limit-cycle oscillations using a model with full system nonlinearities, *Nonlinear Dynamics*, Vol. 37, No. 4, pp. 323-339, 2004.