

بهینه‌سازی فلاتر بال هیبریدی فلز- کامپوزیت سوئیپ‌دار با استفاده از الگوریتم نخبه‌گرای تطبیقی توده ذرات

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۷/۲۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۵/۰۶

سلمان شفقت^۱، هادی قشوجی برق^{۲*}، علی دهقانی قبادی^۳، سعید ایرانی^۴

۱ دکترای هوافضا، محقق دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

۲* استادیار، گروه مهندسی صنایع، مکانیک و هوافضا، مرکز آموزش عالی فنی و مهندسی بوئین زهرا، بوئین زهرا، Ghashochi.b@bzte.ac.ir

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

۴ دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

چکیده

در پژوهش حاضر به بهینه‌سازی بال‌های فلز-کامپوزیت سوئیپ‌دار پرداخته شده است. بدین منظور سرعت فلاتر به عنوان تابع هدف و زوایای الیاف به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی در نظر گرفته شده‌اند. برای محاسبه سرعت فلاتر از الگوریتم روش P استفاده شده است. به عنوان نوآوری، جهت بهینه‌سازی از الگوریتم نخبه‌گرای تطبیقی توده ذرات با تابع اینرسی ابتکاری استفاده، و عملکرد آن با نسخه پایه الگوریتم مقایسه، و کارایی مطلوب آن تایید، و در نهایت با استفاده از آن به بهینه‌سازی سرعت فلاتر پرداخته شده است. نتایج به ازای مقادیر مختلف نسبت فلز به کامپوزیت، نسبت منظری و زاویه سوئیپ ارائه شده است. در پایان نیز اثر افزایش تعداد متغیرهای طراحی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد با افزایش نسبت فلز به کامپوزیت، مقدار بیشینه سرعت فلاتر لزوماً کاهش یا افزایشی نبوده، اما مقدار بهینه نسبت فلز به کامپوزیت و همچنین مقدار بیشینه سرعت فلاتر برای هندسه‌های مختلف، منحصر به فرد می‌باشد که اهمیت ویژه آن را در بهینه‌سازی فلاتر بیان می‌کند.

واژه‌های کلیدی: فلاتر، الگوریتم تطبیقی نخبه‌گرای توده ذرات، ورق سوئیپ دار، تئوری پیستون

Flutter optimization of hybrid metal-composite swept wing using elitist adaptive particle swarm algorithm

Salman Shafaghat¹, Hadi Ghashochi-Bargh^{2*}, Ali Dehghani Ghobadi³, Saeid Irani⁴

1- PhD, Researcher at Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran.

2*-Assistant Professor, Department of Industrial, Mechanical and Aerospace Engineering, Buein Zahra Technical University, Buein Zahra, Iran.

3- PhD student, Faculty of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.

4- Associate Professor, Faculty of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran.

Abstract

In the present study, optimization of metal-composite swept wings is investigated. For this purpose, the flutter speed and fiber angles are considered as objective function and optimization variables, respectively. The flutter speed is computed with the p-method. As innovation, the adaptive elitist particle swarm algorithm with innovative inertia weight is used for optimization, and its performance is compared with the basic version of the algorithm, and its good efficiency is demonstrated, and finally, the mentioned algorithm is used to optimize the flutter speed. The optimization results are presented for different metal-to-composite ratios, different aspect ratios, and different sweep angles. In the end, the effect of increasing the number of design variables is investigated. The results show that by increasing the metal to composite ratio, the maximum flutter speed is not necessarily decreased or increased but the optimum metal to composite ratio and also, the maximum flutter speed is unique for different geometries, and shows its special importance in the flutter optimization.

Keywords: Flutter, Adaptive Elitist Particle Swarm Algorithm, Swept Plate, Piston Theory.

۱۱۳

سال ۱۳ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا





۱. مقدمه

یکی از الزاماتی که یک پرنده برای اخذ گواهینامه صلاحیت پروازی باید آن را اجابت نماید؛ الزام مربوط به پدیده فلاتر است. در نتیجه تحلیل فلاتر، به حوزه‌های مهم و ضروری در علوم هوافضا تبدیل گشته است. از آنجایی که تحلیل فلاتر آخرین حلقه طراحی بعد از متخصصین آیرودینامیک، کنترل و سازه می‌باشد؛ کار سختی را نسبت به دیگر متخصصین در پیش دارد. به نحوی که مسئله طراحی او تبدیل به یک مسئله بهینه‌سازی چندموضوعی با قیدهای طراحی فراوان می‌شود. این موضوع، مسائل بهینه‌سازی فلاتر را به مبحث مطالعاتی جذابی برای محققین تبدیل کرده است. ظهور مواد کامپوزیتی، انقلابی در طراحی سازه بال هواپیما از دیدگاه آیرولاستیک ایجاد کرده است، به عنوان یک نمونه برجسته می‌توان به برطرف کردن مسئله واگرایی بال در بال‌های رو به جلو و به دنبال آن امکان طراحی این نوع بال‌ها اشاره کرد. زیرا بال‌های کامپوزیتی چندلایه قابلیت بسیار خوبی در بهینه‌سازی با استفاده از متغیرهای زوایای الیاف و لایه‌چینی برای تغییر سفتی بال در راستاهای مختلف دارا می‌باشند. در ادامه، مطالعاتی که در زمینه تحلیل فلاتر و همچنین طراحی‌های بهینه با تابع هدف فلاتر توسط محققین انجام شده؛ مورد بررسی قرار گرفته است.

سویر [۱] در مرکز تحقیقاتی لانگلی ناسا یک ورق کامپوزیتی را در جریان مافوق صوت مورد تحلیل قرار داد. او تاثیر لایه‌چینی، وجود هسته فلزی و اثر هندسه را برای یک ورق با تکیه‌گاه ساده در چهار طرف بررسی کرد. ویشرو و اوهلمن [۲] اثر آیرولاستیک غیرفعال در افزایش پایداری آیرولاستیک یک بال سوئیپ‌دار را مورد

بررسی قرار دادند. در پژوهش مذکور، سازه بال یک تیر خمشی و پیچشی و مدل آیرودینامیک در رژیم مافوق صوت به صورت خطی و شبه‌پایا مدل شده بود. آنان بدین منظور تاثیر پارامترهای سازه‌ای و ویژگی‌های آیرودینامیکی و اینرسی بر فلاتر را مورد مطالعه قرار دادند. جیسون چوی و چانگ [۳] یک بال با نسبت منظری پایین را در جریان مافوق صوت مورد مطالعه قرار دادند. آنها از روش پنل برای مدل‌سازی آیرودینامیک و مدل المان محدود در مدل سازه‌ای استفاده کردند. وی زانگ و همکاران [۴] بالی را در جریان مافوق صوت مورد تحلیل قرار دادند. در پژوهش مذکور از تئوری پیستون محلی، تئوری پیستون کلاسیک و روش اویلر ناپایا جهت تحلیل فلاتر استفاده و نتایج مورد مقایسه قرار گرفت و تئوری پیستون کلاسیک اصلاح گردید. نتایج نشان داد که تئوری پیستون محلی از دقت بالاتری نسبت به تئوری پیستون کلاسیک برخوردار بوده و در مقایسه با روش اویلر ناپایا به یک دهم زمان برای انجام محاسبات نیاز دارد. ایرانی و همکاران [۵] سرعت فلاتر یک بال با نسبت منظری پایین به همراه مخزن^۱ در جریان مادون صوت را بررسی کردند. در این پژوهش تاثیر مخزن بر تغییر سرعت فلاتر و نیز تاثیر پارامترهایی چون وزن مخزن، محل قرارگیری مخزن و شکل آیرودینامیکی مخزن مورد تحلیل قرار گرفت. آنها برای مدل‌سازی سازه‌ای از روش المان محدود استفاده و برای بال از المان‌های پوسته چهار ضلعی و برای مخزن از المان تیر استفاده نمودند و جرم مخزن را به صورت جرم متمرکز و با استفاده از المان بدون بعد روی تیر در نظر

گرفتند. در ادامه آنالیز تغییرات سرعت فلاتر با استفاده از نرم‌افزار زونا^۱ انجام و نتایج عددی با نتایج حاصل از تست‌های تجربی بدست آمده از تونل باد مادون صوت مقایسه گردید و تطابق خوبی میان هر دو روش مشاهده شد. شکرالهی و شفقت [۶] ارتعاشات آزاد یک بال دوزنقه‌ای هیبریدی فلز-کامپوزیت را مورد مطالعه قرار دادند. آنها جهت مدل‌سازی بال از تئوری رایسنر-میندلین استفاده نموده و اثر پارامترهای هندسی مانند سوئیپ، باریک‌شوندگی و نسبت منطری، جهت‌گیری الیاف در بخش کامپوزیتی بال و نسبت کامپوزیت به فلز را در فرکانس‌های سیستم مورد مطالعه قرار دادند. آنها [۶] در ادامه پژوهش، فلاتر بال هیبریدی در رژیم جریان مافوق صوت را بررسی و تاثیر نسبت کامپوزیت به فلز سازه بال هیبریدی بر مرزهای فلاتر در رژیم مافوق صوت را مطالعه نمودند. علاوه بر این، تاثیر برخی از پارامترهای هندسی مهم نظیر زاویه سوئیپ، نسبت باریک‌شوندگی و نسبت منطری در پدیده فلاتر را مورد مطالعه قرار دادند. آنها در تحقیق-شان از تئوری آیرودینامیکی بر مبنای روش پنل در جریان مافوق صوت، به نام روش شبکه ماخ^۲ استفاده کردند که بر خلاف تئوری پیستون در اعداد ماخ کمتر از $\sqrt{2}$ نیز کارایی داشت. نتایج کار آنها نشان داد که یک نسبت کامپوزیت به فلز بهینه وجود دارد که در آن عدد ماخ فلاتر به حداکثر مقدار خود می‌رسد.

انجام بهینه‌سازی در سازه‌های هوافضایی از اهمیت بسیار بالاتری نسبت به دیگر حوزه‌ها برخوردار است. زیرا وزن اضافه در سازه‌های هوافضایی، هزینه‌های زیادی را تحمیل می‌کند و

یک سازه بهینه، کمترین وزن را برای اجابت الزامات نتیجه می‌دهد. این واقعیت، منشا انجام پژوهش‌های بسیاری با هدف بهینه‌سازی سازه‌های هوافضایی گردیده است. در ادامه به بخشی از پژوهش‌های انجام شده در این حوزه اشاره شده است. چنگ و کوی [۷] سازه یک بال سوئیپ‌دار را با هدف بهینه‌سازی سرعت فلاتر، بهینه کردند. آنها در این پژوهش از یک روش جبری مبتنی بر گرادینان و الگوریتم ژنتیک استفاده و به‌منظور اعتبارسنجی، یک بال کامپوزیتی صاف و سوئیپ-دار با زوایای سوئیپ مختلف را مورد بررسی قرار دادند. نتایج بدست آمده در این پژوهش نشان دهنده یکسانی افزایش سرعت فلاتر در دو روش بهینه‌سازی مختلف بود. قشوچی برق و صدر [۸] با استفاده از ترکیب الگوریتم ژنتیک نخبه‌گرا و روش نوار محدود، بهینه‌سازی فرکانس طبیعی صفحات چند لایه الیاف-فلز را انجام دادند. در این پژوهش تعداد لایه‌ها، زاویه جهت‌گیری الیاف لایه‌های داخلی، شرایط مرزی و نسبت طول به عرض صفحه به عنوان متغیرهای طراحی در نظر گرفته شدند. آنها برای محاسبه فرکانس طبیعی از یک روش نوار محدود نیمه تحلیلی بر مبنای تئوری کلاسیک ورق استفاده کردند. قشوچی برق و صدر [۹] همچنین با استفاده از ترکیب الگوریتم توده ذرات و روش نوار محدود نیز به بهینه‌سازی فرکانس طبیعی صفحات چند لایه الیاف-فلز پرداختند. آنها تعداد لایه‌ها، ضخامت صفحات فلزی، زاویه الیاف، شرایط مرزی و نسبت طول به عرض صفحه را به عنوان متغیرهای طراحی در نظر گرفتند. در این پژوهش، برتری الگوریتم توده ذرات نسبت به الگوریتم ژنتیک ساده اثبات گردید. سونگ و لی [۱۰] پژوهشی برای یافتن مکان بهینه محرک‌ها و حسگرهای

1 Zona
2 Mach Box Method





پیزوالکتریک برای کنترل فلاتر مافوق صوت پنل‌های کامپوزیتی چندلایه انجام دادند. در این پژوهش تئوری پیستون مافوق صوت برای محاسبه فشار آیرودینامیکی استفاده شد و اصل همپلتون با روش مودهای فرضی برای توسعه معادله حرکت سیستم سازه‌ای به کار رفت. همچنین پاسخ زمانی سازه نیز با استفاده از روش رانگ-کوتا محاسبه شد. در ادامه تاثیر زاویه لایه کامپوزیتی برای نسبت‌های طولی مختلف بررسی گردید. همچنین اثرات کنترلی با استفاده از دو کنترل‌کننده مختلف مقایسه شدند.

ترابی و افشاری [۱۱] بهینه‌سازی سرعت فلاتر ورق‌های دوزنقه‌ای از جنس مواد مدرج تابعی^۱ با استفاده از روش بهینه‌سازی توده ذرات (PSO)^۲ را بررسی نمودند. آنها برای مدل‌سازی صفحه از تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول و برای تخمین فشار آیرودینامیکی از تئوری پیستون مافوق صوت استفاده و با بکارگیری اصل همپلتون، معادلات حاکم و شرایط مرزی را استخراج نمودند. به منظور دستیابی به یک طراحی بهینه، در این پژوهش بهترین مقادیر نسبت ابعاد، ضخامت صفحه، ضخامت هسته و زوایای صفحه تعیین گردید. جویی ماراس و همکاران [۱۲] به بهینه‌سازی سرعت فلاتر و حاشیه پایداری کمانش خطی صفحات کامپوزیتی تقویت شده در جریان مافوق صوت پرداختند. این پژوهش با استفاده از الگوریتم تکاملی دیفرانسیلی چند معیاره و با انتخاب زوایای الیاف به عنوان متغیرهای طراحی انجام و شرایط مرزی مختلف مورد بررسی قرار گرفت. آنها همچنین در بخش سازه از تئوری ورق کلاسیک و در بخش

آیرودینامیک از تئوری پیستون استفاده نمودند. الیاسی و رودباری [۱۳] با استفاده از الگوریتم ژنتیک به بهینه‌سازی سرعت فلاتر یک نمونه بال با درجات آزادی خمش-پیچش پرداختند. آنها ابتدا معادلات آیرولاستیک حاکم را با فرض آیرودینامیک شبه پایا استخراج نمودند. سپس با روش مودهای فرضی، معادلات مذکور را گسسته سازی و حل و پس از اعتبارسنجی نتایج، با روش رانگ کوتا مرتبه چهارم، پاسخ زمانی سیستم در حالت‌های قبل از فلاتر را در مرز فلاتر و بعد از وقوع فلاتر بدست آوردند. همچنین در این پژوهش به منظور محاسبه سرعت و فرکانسی که در آن فلاتر رخ می‌دهد، از تئوری مقادیر ویژه استفاده شد و برای بهینه‌سازی فلاتر، پارامترهای طراحی همچون جرم بر واحد طول بال، سفتی‌ها-ی خمشی و پیچشی به عنوان متغیرهای طراحی انتخاب و بال به صورت یک تیر یکسرگیردار الاستیک مدل شد. با توجه به بزرگی سفتی خمشی صفحه‌ای، از خمش صفحه‌ای صرف نظر شد. راشد و دمیر [۱۴] به بهینه‌سازی فرکانسی کامپوزیت‌های سفتی متغیر با در نظر گرفتن قیدهای ساخت پرداختند. آنها در این بهینه‌سازی از روش المان محدود استفاده کرده و اثر زوایای لایه‌ها در فرکانس سازه را بررسی کردند. همچنین نتایج بدست آمده از این تحقیق را با نتایج پژوهش‌های دیگر مقایسه کرده و در نهایت مدل فرکانسی بهبود یافته را پیشنهاد دادند. برزانی و شاهوردی [۱۵] به تحلیل فلاتر یک بال مرفینگ در جهت تغییر طول دهانه پرداختند. آنان از مدل سازه‌ای تیر اویلر برنولی و مدل آیرودینامیک ناپایای پیترز استفاده نمودند. نتایج این پژوهش نشان داد که افزایش طول بال، وجود موتور یا یک زاویه پس‌گرایی کوچک، سرعت

1 Functionally Graded Material
 2 Particle Swarm Optimization

فلتر را کاهش می‌دهد. همچنین هرچه بال مرفینگ سریع‌تر باز شود، سرعت فلتر بیشتر خواهد بود. شفت و همکاران [۱۶] فلتر در هواپیماهای دارای بال منعطف با نسبت منظری بالا را تحلیل نمودند. آنان در بخش سازه از مدل تیر اوپلر - برنولی غیرخطی عمومی با درجات آزادی خمش - خمش - پیچش و در بخش آیرودینامیک از مدل آیرودینامیک ناپایا براساس تابع وگنر به همراه واماندگی استاتیکی استفاده کردند. در این پژوهش، مدل مذکور براساس رفتار دامنه نوسانات سیکل حد، تحلیل حساسیت و رفتار زیربحرانی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج آنالیز حساسیت حاکی از آن بود که فاصله مراکز آیرودینامیکی بال و دم در مقایسه با جرم واحد طول بال و صلبیت خمشی بال در شروع فلتر جسم آزاد خطی تاثیر چندانی ندارد و به مرور با افزایش سرعت، تاثیر خود را در دامنه سیکل حد بروز می‌دهد در صورتی که دو پارامتر دیگر در شروع فلتر جسم آزاد اثر قابل توجهی دارند. اما در ادامه و با افزایش سرعت، اثر آنها در دامنه سیکل حد کاهش می‌یابد. همچنین تحلیل رفتار زیربحرانی فلتر جسم آزاد نشان داد که فلتر جسم آزاد غیرخطی در سرعت‌های زیر ناپایداری خطی نیز نوسانات سیکل حد رخ می‌دهد. همچنین یک سرعت بحرانی وجود دارد که با افزایش هرچه بیشتر مقدار شرایط اولیه، در این سرعت هیچ نوسان سیکل حدی رخ نخواهد داد. گئو و همکاران [۱۷] فلتر ورق‌های کامپوزیتی نانوهیبرید بر پایه کربن را مورد بررسی قرار دادند. آنها برای مدل‌سازی سازه‌ای از تئوری تغییر شکل برشی مرتبه سوم و از اصل همیلتون و تئوری پیستون مرتبه اول برای فرمول‌بندی معادلات کوپل شده آیرولاستیک حرکت صفحه استفاده

کردند. در پژوهش مذکور [۱۷] دقت حل و نتایج به دست آمده با مقایسه فرکانس طبیعی تعیین شده و فشار آیرودینامیکی بحرانی با نتایج حاصل از مطالعات قبلی مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد که روش آنان یک مدل عددی بسیار موثر برای تحلیل فلتر تمام صفحات هیبریدی ضخیم با شرایط مرزی متفاوت ارائه می‌دهد [۱۷]. در کار حاضر، بهینه‌سازی برای بال‌های هیبریدی (فلز-کامپوزیت) انجام پذیرفت. این بال‌ها در نقطه اتصال بال به بدنه تا طولی از دهانه از جنس فلز و بقیه طول دهانه تا نوک بال از جنس کامپوزیت می‌باشند. دلیل بکارگیری چیدمان فلز-کامپوزیت در این نوع بال‌ها این است که مقدار ماکزیمم گشتاور وارده حاصل از نیروهای وزن و آیرودینامیک در ریشه بال می‌باشد و همچنین این نیروها در ریشه در جهات مختلف وارد می‌شوند، و از آنجاییکه کامپوزیت‌ها در جهت‌های خاصی از استحکام مناسب برخوردار می‌باشند و همچنین در اتصالات ضعیف هستند، در طراحی این بال‌ها استفاده از فلز در ریشه بال ارجحیت دارد و برای استفاده از مزایای کاهش وزن کامپوزیت نیز در بخشی از دهانه بال از ماده کامپوزیت استفاده می‌کنند. این نوع ساختار برای یک ورق هیبریدی یکسرگردار در شکل ۱ نشان داده شده است. در پژوهش‌های پیشین اثر پارامترهای مختلف هندسی از قبیل زاویه سوئیچ، نسبت منظری، زوایای الیاف، لایه‌چینی و... بر سرعت فلتر در بال‌های هیبریدی به صورت پارامتری مورد مطالعه قرار گرفت. از اینرو در ادامه مطالعات انجام شده، در کار حاضر بیشینه سازی سرعت فلتر در نسبت‌های مختلف نسبت فلز به کامپوزیت با رویکرد بهینه‌سازی، محوریت تحقیق قرار گرفته است.



تئوری ورق کلاسیک (CPT¹) که برای ورق‌های نازک از دقت خوبی برخوردار است؛ استفاده شده است.

بر اساس این تئوری، مولفه‌های جابجایی ورق در راستای محورهای x ، y و z عبارتند از:

$$u = \bar{u} - z \frac{\partial w}{\partial x}, \quad v = \bar{v} - z \frac{\partial w}{\partial y}, \quad w = \bar{w} \quad (1)$$

در ناحیه خطی، کوپلینگی بین درجات آزادی داخل و خارج صفحه وجود ندارد؛ از این رو از جابجایی‌های داخل صفحه صرف نظر می‌شود. بنابراین:

$$\bar{u} = \bar{v} = 0 \quad (2)$$

در نتیجه روابط کرنش-جابجایی به صورت زیر می‌باشند:

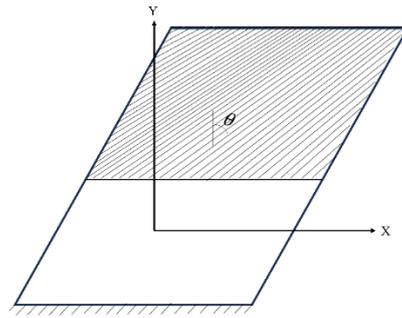
$$\begin{cases} \varepsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \\ \varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} \\ \varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} = -2z \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \end{cases} \quad (3)$$

همچنین رابطه‌ی تنش-کرنش یک ورق نازک به صورت زیر است.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E}{(1-\nu^2)} & \frac{E\nu}{(1-\nu^2)} & 0 \\ \frac{E\nu}{(1-\nu^2)} & \frac{E}{(1-\nu^2)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{E}{2(1+\nu)} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

که در آن E مدول الاستیسیته و ν ضریب پواسون ورق است [۱۸ و ۱۹].

در این پژوهش برای چند لایه کامپوزیتی از تئوری ورق چند لایه کلاسیک (CLPT) استفاده می‌شود. این تئوری به طور کامل مشابه تئوری ورق کلاسیک می‌باشد، با این تفاوت که در آن خصوصیات ماده و روابط تنش-کرنش متفاوت است. روابط تنش-کرنش براساس تئوری ورق چند لایه کلاسیک در رابطه (۵) ارائه شده است.



شکل ۱. ورق هیبریدی یک‌سرگردار

هندسه بال مورد مطالعه سوئیپ‌دار می‌باشد، که در بهینه‌سازی آن، زوایای الیاف، متغیر بهینه‌سازی و سرعت فلاتر، تابع هدف می‌باشند. به عبارت دیگر بهینه‌سازی در پژوهش حاضر به صورت زیر تعریف شده است:

$$\begin{cases} \text{Find : } & \theta = (\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4) \\ \text{Maximize : } & f(\theta) \text{ Flutter Speed} \\ \text{Subject to : } & -90 \leq \theta \leq 90 \end{cases}$$

در بخش نتایج، ابتدا سرعت بیشینه فلاتر برای پارامترهای هندسی مختلف بال شامل زاویه سوئیپ، نسبت منظری و نسبت فلز به کامپوزیت ارائه شده و در ادامه اثر افزایش تعداد متغیرهای طراحی، یا به بیان دیگر افزایش تعداد لایه‌ها با زوایای الیاف متفاوت بر سرعت بهینه فلاتر بال‌ها-ی هیبریدی سوئیپ‌دار مورد بررسی قرار گرفته و نتایج حاصل در قالب جداول و نمودارها ارائه شده است.

۲. آبروالاستیسیته

در این فصل تئوری مساله شامل سازه، آبرودینامیک و آبروالاستیسیته سازه مورد بررسی قرار گرفته است.

۲-۱- معادلات سازه

رفتار سازه بال‌های نازک را می‌توان با یک ورق مدل نمود. در کار حاضر برای مدل‌سازی بال از

در این حالت ماتریس سفتی نیروهای خارج از صفحه D_{ij} به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$D_{ij} = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{Q}_{ij} z^2 dz \rightarrow \quad (8)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{n=1}^{nl} \bar{Q}_{ij}^{(n)} \left((h_u^{(n)})^3 - (h_l^{(n)})^3 \right) \quad (i, j = 1, 2, 6)$$

که در آن nl و h به ترتیب برابر شماره لایه، تعداد لایه های سازه و ضخامت کل چندلایه و همچنین $h_u^{(n)}$ و $h_l^{(n)}$ به ترتیب مختصه‌های عمودی سطح بالا و پایین لایه n ام می‌باشند.

انرژی کرنشی ورق بر واحد حجم از رابطه (۹) بدست می‌آیند.

$$U = \frac{1}{2} (\sigma_{xx} \varepsilon_{xx} + \sigma_{yy} \varepsilon_{yy} + \sigma_{xy} \varepsilon_{xy}) \quad (9)$$

با انتگرال‌گیری روی حجم ورق از انرژی کرنشی و جایگذاری انرژی پتانسیل و جنبشی در رابطه لاگرانژ، ماتریس‌های سفتی و جرم برای ورق فلزی و کامپوزیتی به ترتیب به صورت زیر بدست می‌آیند:

$$K_{metal} = \left\{ \int_0^b \int_0^a D \begin{bmatrix} (X_{i,xx} X_{m,xx} Y_j Y_n) + (X_i X_m Y_j Y_n Y_{n,yy}) + (X_{i,xx} X_m Y_j Y_{n,yy}) + (X_i X_{m,xx} Y_{j,yy} Y_n) + 2(1-\nu)(X_{i,xx} X_{m,xx} Y_{j,yy} Y_n) \end{bmatrix} dx dy \right\} \quad (10)$$

$$M_{metal} = \left\{ \int_0^b \int_0^a \rho_m h [X_i X_m Y_j Y_n] dx dy \right\} \quad (11)$$

$$K_{composite} = \left\{ \int_{-a/2}^{a/2} \int_{-b/2}^{b/2} \int_{-h/2}^{h/2} \rho_m h \begin{bmatrix} D_{11}(X_{i,xx} X_{m,xx} Y_j Y_n) + D_{22}(X_i X_m Y_{j,yy} Y_{n,yy}) + D_{12}((X_{i,xx} X_m Y_j Y_{n,yy}) + (X_i X_{m,xx} Y_{j,yy} Y_n)) + 4D_{66}(X_{i,x} X_{m,x} Y_{j,y} Y_{n,y}) + 2D_{16}(X_i X_m Y_j Y_n' + X_i' X_m Y_j Y_n) + 2D_{26}(X_i' X_m Y_j Y_n' + X_i X_m' Y_j Y_n) \end{bmatrix} dx dy \right\} \quad (12)$$

$$M_{composite} = \left\{ \int_{-a/2}^{a/2} \int_{-b/2}^{b/2} \int_{-h/2}^{h/2} \rho_c h [X_i X_m Y_j Y_n] dx dy \right\} \quad (13)$$

در روابط (۱۱) و (۱۳) ρ_m و ρ_c به ترتیب چگالی ورق فلزی و کامپوزیتی و D در رابطه (۱۰)

در این رابطه، ۱ راستای الیاف و ۲ راستای عمود بر آن است $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_{12}$ مولفه‌های تنش و $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_{12}$ مولفه‌های کرنش هستند. همچنین $E_1, E_2, G_{12}, \nu_{21}, \nu_{12}$ به ترتیب مدول الاستیسیته در راستای ۱، مدول الاستیسیته در راستای ۲، مدول برشی در صفحه ۱-۲ و ضرایب پواسون در صفحه ۱-۲ و ۲-۱ می‌باشند [۲۰].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

$$Q_{11} = \frac{E_1}{(1-\nu_{12}\nu_{21})}, Q_{12} = Q_{21} = \frac{\nu_{12}E_2}{(1-\nu_{12}\nu_{21})}$$

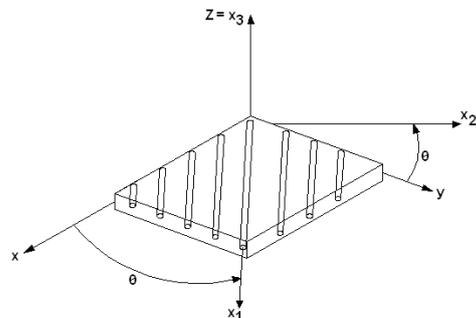
$$Q_{22} = \frac{E_2}{(1-\nu_{12}\nu_{21})}, Q_{66} = G_{12}$$

رابطه فوق بیان قانون هوک برای یک تک لایه است که در مختصات اصلی (۱-۲) تک لایه نوشته شده است. این رابطه در دستگاه مرجع (x-y) که مطابق شکل ۲ با دستگاه مختصات اصلی اختلاف زاویه‌ای برابر θ دارد، به صورت زیر می‌باشد.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

که در آن

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \end{aligned} \quad (7)$$



شکل ۲. جهت های اصلی و مرجع در یک لایه





صلبیت خمشی ورق فلزی است، که از رابطه (۱۴) بدست می‌آید.

$$D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)} \quad (14)$$

سازه مورد نظر در این پژوهش یک بال است. بنابراین شرط مرزی حاکم بر مساله، شرایط تکیه‌گاهی یک‌سرگردار است. برای تحلیل ارتعاشی ورق‌ها به دلیل عدم وجود حل تحلیلی از روش‌های تقریبی استفاده می‌شود. روش حل تقریبی مورد استفاده در این پژوهش روش مودهای فرضی^۱ است. در این روش، توابعی فرضی به عنوان شکل مودهای ارتعاشی ورق حدس زده می‌شود. این توابع فرضی بایستی شرایط مرزی هندسی ورق را اجابت نمایند. اما الزامی برای برآورده ساختن شرایط مرزی طبیعی وجود ندارد. برای سازه‌های یک‌سرگردار با هندسه مستطیلی، شکل مودهای فرضی، از ضرب تابع شکل مود تیر یک‌سرگردار اویلر برنولی برای راستای دهانه بال و تابع شکل مود تیر دو سرآزاد برای راستای وتر بدست می‌آیند. این توابع فرضی برای ورق‌هایی با هندسه ساده از تقریب خوبی برخوردار بوده و با تعداد جملات کم، همگرایی سریعی را در پی دارد، اما برای تحلیل سازه‌هایی که هندسه پیچیده‌تری دارند؛ مناسب نمی‌باشند. زیرا احراز همگرایی در این شرایط، مستلزم بکارگیری تعداد جملات زیاد و به تبع آن افزایش تصاعدی حجم محاسبات خواهد بود. بنابراین در مواردی همچون پژوهش حاضر بکارگیری توابعی ساده‌تر مانند توابع لژاندر^۲، چیشف^۳ و یا حتی چندجمله‌ای‌های ساده مناسب‌تر است.

در این پژوهش برای توصیف جابه‌جایی عرضی ورق از بسط سری زیر استفاده شده است:

$$W(x, y, t) = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N a_{ij}(t) w_{ij}(x, y) \quad (15)$$

که در آن $a_{ij}(t)$ مختصات تعمیم‌یافته و $w_{ij}(x, y)$ توابع شکل مود می‌باشد، که به صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$w_{ij}(x, y) = X_i(x) Y_j(y) \quad (16)$$

که در آن برای راستای x (راستای آزاد - آزاد) و راستای y (راستای گیردار - آزاد) به ترتیب از روابط (۱۷) و (۱۸) استفاده می‌شود.

$$X_i = \frac{1}{2^i i!} \frac{d^i}{dx^i} \left(\left(\frac{x+1}{2} \right)^2 - 1 \right)^i \quad (17)$$

$$Y_j = \left(\frac{y+1}{2} \right)^{j+1} \quad (18)$$

با جایگذاری معادلات (۱۷) و (۱۸) در معادلات (۱۰) تا (۱۳) ماتریس‌های سختی و جرم برای ورق فلزی و کامپوزیتی بدست می‌آیند.

باتوجه به اینکه در این پژوهش سازه‌ی بال به صورت یک ورق هیبریدی فلز-کامپوزیت مدل شده است و با فرض یکپارچه و ایده‌آل بودن اتصال این دو ورق و پیوسته بودن تغییر شکل در نقطه اتصال، ماتریس‌های سختی و جرم برای یک ورق هیبریدی به صورت زیر بدست می‌آیند:

استخراج معادلات برای هندسه‌های غیرمربعی، با

$$K = K_{metal} + K_{composite} \quad (19)$$

$$M = M_{metal} + M_{composite} \quad (20)$$

یک نگاشت یک به یک از صفحه $x-y$ به صفحه $u-v$ و با استفاده از رابطه زیر انجام می‌پذیرد:

$$\begin{cases} x = \sum_{i=1}^4 N_i(u, v) x_i \\ y = \sum_{i=1}^4 N_i(u, v) y_i \end{cases} \quad (21)$$

7 Assumed Mode Method
 2 Legendre Polynomials
 3 Chebyshev Polynomials

که در آن N_i تابع نگاشت بوده و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$N_i(u, v) = \frac{1}{4}(1+u_i u)(1+v_i v), i=1, 2, 3, 4 \quad (22)$$

درایه‌های ماتریس ژاکوبین¹ به ترتیب زیر می‌باشند:

$$J = \sum_{i=1}^4 \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial u} \\ \frac{\partial N_i}{\partial v} \end{bmatrix} [x_i \quad y_i] \quad (23)$$

و در نهایت:

$$dA = |J| du dv \quad (24)$$

که در رابطه فوق $|J|$ دترمینان ماتریس ژاکوبین است.

بدین ترتیب اگر $[\Gamma] = [J]^{-1}$ آنگاه مشتق کمیت‌ها در صفحه x-y به صورت زیر قابل بیان خواهد بود [21].

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial x} = \Gamma_{11} \frac{\partial}{\partial u} + \Gamma_{12} \frac{\partial}{\partial v} \\ \frac{\partial}{\partial y} = \Gamma_{21} \frac{\partial}{\partial u} + \Gamma_{22} \frac{\partial}{\partial v} \end{cases} \quad (25)$$

با علم به اینکه:

$$w(x, y) = w(u, v) \quad (26)$$

با جایگذاری روابط (21) تا (26) در روابط (19) و (20)، ماتریس‌های سفتی و جرم برای یک ورق هیبریدی غیرمربعی بدست خواهد آمد. قابل ذکر است رفتار سازه در نقطه‌ی اتصال به دلایل مختلف از جمله لقی یا اصطکاک خشک و نیز اختلاف سفتی بین فلز و کامپوزیت، می‌تواند کاملاً غیر خطی و همراه با ناپیوستگی باشد. ولی در این پژوهش از این موارد صرف نظر شده است. این اتصال به حد کافی صلب می‌باشد. و نیز در اتصال فلز و کامپوزیت، موضوع لقی روی

مشخصه‌های ارتعاشی از جمله فرکانس طبیعی، شکل مود و یا روی رفتار آیروالاستیک سازه تاثیر قابل توجهی ندارد. بنابراین فرض مذکور، یک فرض معقول است.

۲-۲- آیرودینامیک

به منظور استخراج بارهای آیرودینامیکی در معادلات آیروالاستیسیته، پس از تعیین معادلات حاکم بر جریان هوا، توزیع فشار بر روی بال بر اساس روابط میان فشار و سرعت بدست آمده است. با فرض اینکه ایرفویل بال، نازک و زاویه‌ی حمله کوچک است؛ می‌توان از اثرات لزجت صرف نظر نموده و جریان هوا بر روی بال را یک جریان پتانسیل در نظر گرفت. بدین ترتیب می‌توان نیروی برآ و گشتاور آیرودینامیکی را با انتگرال-گیری از میدان فشار بدست آورد. در جریان مافوق صوت، اختلاف فشار طبق تئوری پیستون از رابطه زیر بدست آمده است [21].

$$\Delta p = -\xi \frac{\partial W}{\partial x} - \mu \frac{\partial W}{\partial t} \quad (27)$$

که در آن:

$$\xi = \frac{\rho_{\infty} U_{\infty}^2}{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}}, \mu = \frac{\rho_{\infty} U_{\infty} (M_{\infty}^2 - 2)}{(M_{\infty}^2 - 1)^{\frac{3}{2}}} \quad (28)$$

در روابط فوق M_{∞} عدد ماخ بوده و به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$M_{\infty} = \frac{U_{\infty}}{a} \quad (29)$$

و در آن، U_{∞} سرعت جریان و a سرعت صوت می‌باشد.

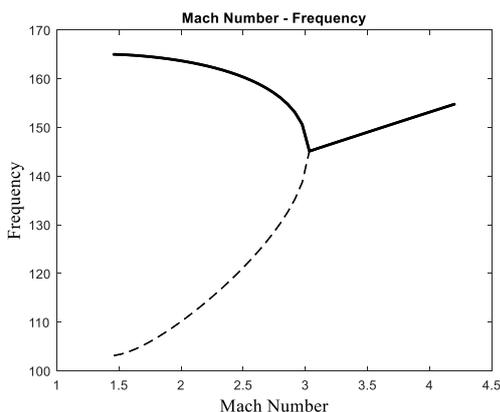
۲-۳- تحلیل فلاتر به روش p

در این روش جواب معادله به صورت $\vec{q} = \vec{q} e^{pt}$ فرض شده و با جایگذاری آن در معادله حرکت، یک ماتریس بوجود می‌آید که p در آن مجهول می‌باشد و با برابر صفر قرار دادن دترمینان، یک

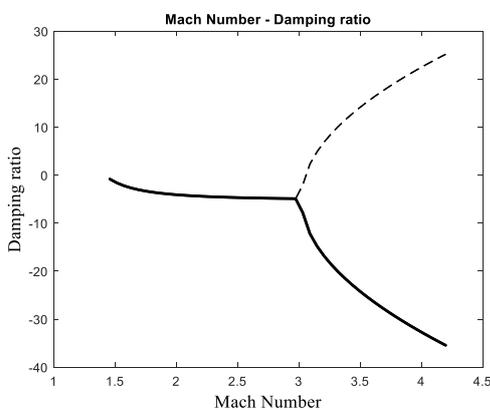
1 Jacobian

$$P^2 M \vec{q} + K \vec{q} = \vec{Q} \quad (34)$$

با مساوی صفر قرار دادن دترمینان ضرایب رابطه (۳۴) یک چند جمله‌ای بر حسب متغیر p حاصل می‌شود که با حل این چند جمله‌ای مقادیر p بدست می‌آیند [۲۱]. برای نمونه در شکل‌های ۳ و ۴ به ترتیب نمودارهای فرکانس و میرایی بر حسب عدد ماخ رسم شده‌اند.



شکل ۳. نمودار فرکانس بر حسب عدد ماخ



شکل ۴. نمودار میرایی بر حسب عدد ماخ

۳. الگوریتم بهینه‌سازی تطبیقی

نخبه‌گرای توده ذرات

در این پژوهش از نسخه تطبیقی نخبه‌گرای الگوریتم بهینه‌سازی توده ذرات استفاده شده است. مبنای الگوریتم بهینه‌سازی توده ذرات، عملکرد دسته‌جمعی گروه‌های حیوانات یا اصطلاحاً هوش جمعی است. در الگوریتم بهینه-

چند جمله‌ای بر حسب p بدست می‌آید که با حل این چند جمله‌ای، مقادیر p بدست می‌آیند. واضح است که پاسخ چنین مسأله‌ای به صورت $p_j = \sigma_j \pm i\omega_j$ خواهد بود که σ_j و ω_j به ترتیب میرایی و فرکانس سیستم آیرودلاستیک می‌باشند.

با توجه به اینکه در سرعت فلاتر، سیستم در مرز پایداری قرار دارد و نمودار تغییرات دامنه و زمان سیستم در این نقطه نه میرا می‌شود و نه واگرا بلکه به صورت پایدار با دامنه ثابت نوسان می‌نمایند، از نظر ریاضی برای واقع شدن این امر باید بخش حقیقی ریشه‌های معادله برابر صفر باشد، در نتیجه مقادیر p به ازای مقادیر U بدست می‌آیند و در هر جا که بخش حقیقی p از منفی به مثبت تغییر علامت دهد؛ سرعت متناظر با آن نقطه، سرعت فلاتر خواهد بود [۲۲].

شکل ماتریسی معادله حرکت سیستم آیرودلاستیک به صورت زیر است:

$$M \vec{q} + K \vec{q} = Q \quad (30)$$

که Q از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$q_w = \left\{ \int_A \Delta p W dA \right\} \quad (31)$$

که Δp از تئوری پیستون بدست می‌آید. بدین ترتیب ماتریس نیروهای آیرودینامیکی به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$Q = \vec{Q} \vec{q} \quad (32)$$

$$\vec{Q} = \left[\int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \left\{ \begin{array}{l} -\xi (\Gamma_{11} u_{i,u} v_j + \Gamma_{12} u_i v_{j,v}) u_m v_n \\ -p \mu u_i v_j u_m v_n \end{array} \right\} |J| dudv \right]$$

با علم به اینکه:

$$\vec{q} = \vec{q} e^{pt} \rightarrow \begin{cases} \vec{q} = p \times \vec{q} e^{pt} \\ \vec{q} = p^2 \times \vec{q} e^{pt} \end{cases} \quad (33)$$

با جایگذاری روابط (۳۲) و (۳۳) در رابطه (۳۰) معادله حرکت به صورت زیر خواهد بود.

$$X_k(i+1) = X_k(i) + V_k(i+1) \quad (36)$$

که در آن k شماره ذره، i شماره مرحله، p_{best} بهینه محلی و g_{best} بهینه کلی می‌باشند. همچنین C_1 و C_2 ضرایب شتاب بوده و اعداد ثابتی در بازه $[-1, 1]$ می‌باشند. براساس پژوهش‌های مختلف از جمله مرجع [۲۴] عدد ۱ مقدار مناسبی برای این دو پارامتر است. بنابراین در این پژوهش مقادیر C_1 و C_2 برابر ۱ در نظر گرفته شده‌است. r_1 و r_2 نیز اعدادی تصادفی در بازه $[-1, 1]$ یا بازه $[0, 1]$ بسته به نوع مساله بوده و برای حفظ میزان تنوع کافی بکار می‌روند. یکی از مهم‌ترین پارامترها در این الگوریتم، ω (ضریب اینرسی) می‌باشد. این پارامتر با ایجاد توازن میان اکتشاف و بهره‌برداری مهم‌ترین نقش را در عملکرد الگوریتم ایفا می‌نماید. مفهوم اکتشاف، ایجاد تنوع در جمعیت و تلاش برای بررسی تمامی فضای جست و جو، و بهره‌برداری نیز به معنای کاهش تنوع در جمعیت و تلاش برای افزایش دقت جست و جو پیرامون بهترین اعضای جمعیت در تکرارهای بالاتر می‌باشد. مقدار ضریب اینرسی همیشه عددی بین 0 و 1 است. بهتر است مقدار آن در طول فرایند بهینه‌سازی متغیر باشد. زیرا کوچک بودن مقدار ضریب اینرسی می‌تواند منجر به بهره‌برداری صرف و بزرگ بودن مقدار آن موجب اکتشاف صرف گردد. البته توضیحات فوق بدین معنا نیست که اگر مقدار ضریب اینرسی عددی ثابت باشد؛ الگوریتم همگرا نشود یا پاسخ بهینه بدست نیاید. اما هوشمند بودن این ضریب می‌تواند زمان همگرایی را کاهش دهد. بنابراین تنظیم مقدار ضریب اینرسی در طول فرآیند حل در بهبود زمان همگرایی و افزایش کیفیت حل نقش به‌سزایی دارد.

سازی توده ذرات، تعدادی ذره در فضای جستجو پخش شده و این ذرات، جمعیت اولیه را تشکیل می‌دهند. ایجاد جمعیت اولیه عموماً به صورت تصادفی صورت می‌گیرد. در ادامه، هر ذره مقدار تابع هدف را در موقعیتی از فضا که در آن قرار گرفته است، محاسبه می‌نماید. سپس با ترکیب اطلاعات بهترین محلی و بهترین کلی و تعیین بردار سرعت، جهتی را برای حرکت انتخاب نموده و موقعیت خود را تغییر می‌دهد. منظور از بهترین محلی، بهترین موقعیتی است که هر ذره تاکنون تجربه کرده‌است. و اصطلاحاً Personal Best یا p_{best} مخفف نامیده می‌شود. بهترین کلی نیز موقعیت ذره‌ای است که دارای بهترین p_{best} است. و به آن Global Best یا g_{best} مخفف می‌گویند. پس از انجام حرکت جمعی، یک مرحله از الگوریتم پایان می‌یابد. این فرایند تا اجابت شرط توقف و رسیدن به پاسخ بهینه مرتباً تکرار می‌شود.

در نسخه نخبه‌گرایی الگوریتم توده ذرات برخلاف نسخه پایه این الگوریتم، پس از تعیین موقعیت جدید اعضا، موقعیت‌های قبلی حذف نمی‌شوند. بلکه با موقعیت‌های جدید مقایسه می‌شوند و در مجموع بهترین موقعیت‌ها یا اصطلاحاً نخبه‌ها برای تعیین بهترین محلی و کلی مورد استفاده قرار می‌گیرند. در نتیجه با اعمال نخبه‌گرایی، سرعت همگرایی الگوریتم افزایش می‌یابد.

در این الگوریتم برای تعیین بردار سرعت و به روز رسانی موقعیت به ترتیب از روابط (۳۵) و (۳۶) استفاده می‌شود [۲۳]:

$$V_k(i+1) = \begin{cases} \omega V_k(i) + c_1 r_1 (p_{best}^k(i) - X_k(i)) \\ + c_2 r_2 (g_{best}(i) - X_k(i)) \end{cases} \quad (35)$$





در این پژوهش جهت افزایش سرعت همگرایی از رابطه (۳۷) که یک تابع ابتکاری می‌باشد، جهت تغییر ضریب اینرسی در طول بهینه‌سازی استفاده شده‌است.

$$\omega = 1 - x^\beta \quad (37)$$

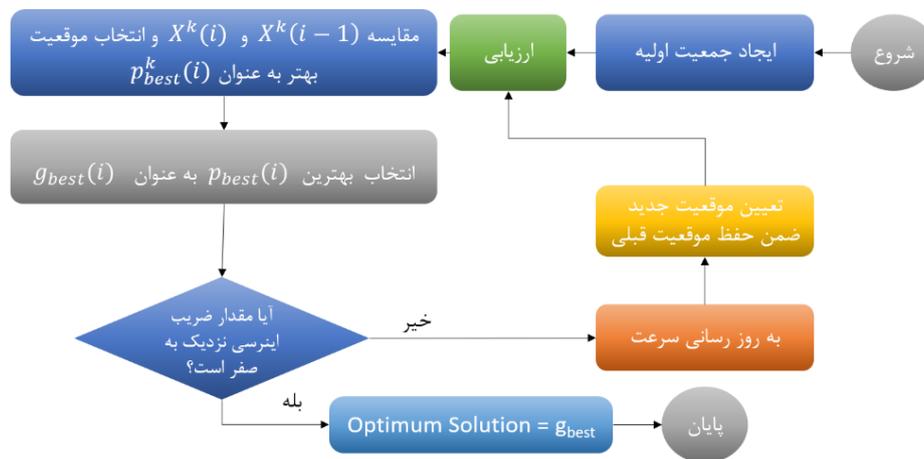
در رابطه فوق $\beta = 0.4$ و x به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$x = \frac{fit_{min}}{fit_{max}} \quad (38)$$

بنابراین به تدریج با همگرایی پاسخ‌ها، ضریب اینرسی به سمت صفر میل کرده و سبب کاهش تنوع ذرات و همگرایی سریع‌تر الگوریتم می‌گردد. بنابراین در نسخه تطبیقی می‌توان نیل ضریب اینرسی به مقدار نزدیک به صفر را به عنوان شرط توقف الگوریتم در نظر گرفت، که در افزایش

سرعت همگرایی تاثیر بسزایی دارد. فلوجارت الگوریتم تطبیقی نخبه‌گرایی توده ذرات در شکل ۵ ارائه شده‌است.

به منظور اثبات برتری نسخه تطبیقی نخبه‌گرایی نسبت به نسخه اولیه الگوریتم، برای دو ورق یک-سرگردار هیبریدی ۱۶ لایه، با لایه‌چینی $[(\theta_1 / \theta_2)_4]_s$ بهینه‌سازی انجام گرفته و عملکرد این دو نسخه مقایسه شده‌است. در تمامی سازه‌های بررسی شده در این پژوهش، برای بخش فلزی، آلیاژ آلومینیوم 2024 و برای بخش کامپوزیتی، گرافیت اپوکسی AS/3501 بکار رفته است. خواص مکانیکی ماده کامپوزیتی و ماده فلزی در جداول ۱ و ۲ آمده است [۲۵ و ۲۶].



شکل ۵. فلوجارت الگوریتم تطبیقی نخبه‌گرایی توده ذرات

جدول ۱. خواص مکانیکی گرافیت اپوکسی AS/3501

پارامتر	مقدار
E_2	۱۳۸ گیگا پاسکال
E_2	۸.۹۶ گیگا پاسکال
E_2	۸.۹۶ گیگا پاسکال
G_{12}	۷.۱ گیگا پاسکال
ν_{12}	۰.۳۰
$\rho_{Composite}$	۱۶۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب

جدول ۲. خواص مکانیکی آلیاژ آلومینیوم ۲۰۲۴

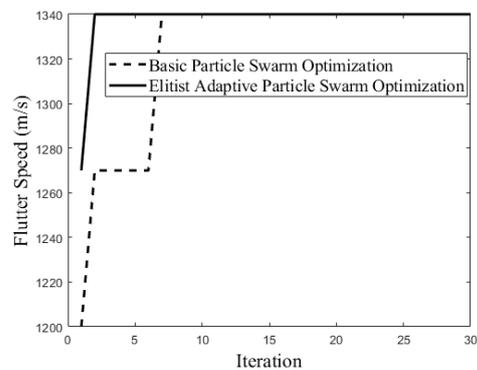
پارامتر	مقدار
E_{Metal}	۷۳ گیگا پاسکال
ν	۰.۳۰
ρ_{Metal}	۲۸۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب

مشخصات هندسه‌های مورد تحلیل در این پژوهش در جدول ۳ ارائه شده‌است.

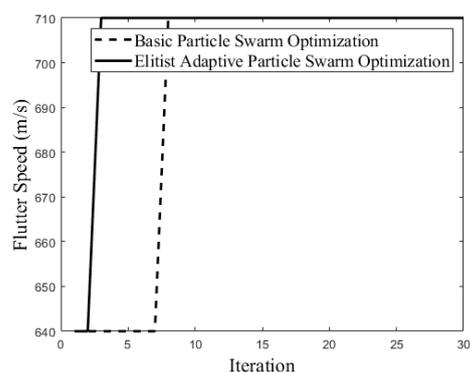
جدول ۳. مشخصات هندسی سازه‌های مورد بررسی

Case	Span	C_r	sweep angle	h
a	۱متر	۲متر	۰	۰.۰۲۴متر
b	۱.۵متر	۲متر	۰	۰.۰۲۴متر
c	۲متر	۲متر	۰	۰.۰۲۴متر
d	۲متر	۲متر	-۳۰	۰.۰۲۴متر
e	۲متر	۲متر	۳۰	۰.۰۲۴متر
f	۲متر	۲متر	۴۰	۰.۰۲۴متر

در شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب برای حالت‌های (c) و (f)، همگرایی نسخه پایه و تطبیقی نسخه‌گرای الگوریتم توده ذرات مقایسه شده است.



شکل ۶. مقایسه همگرایی نسخه پایه و نسخه نخه‌گرای الگوریتم توده ذرات برای حالت (c)



شکل ۷. مقایسه همگرایی نسخه پایه و نسخه نخه‌گرای الگوریتم توده ذرات برای حالت (f)

با توجه به شکل‌های ۶ و ۷، نسخه تطبیقی نسخه‌گرای الگوریتم توده ذرات نسبت به نسخه پایه آن سریع‌تر همگرا می‌گردد. به طوری که

برای یک ورق ۱۶ لایه متقارن با دو متغیر بهینه‌سازی، نسخه نخه‌گرای الگوریتم توده ذرات با ۴۰ عضو اولیه و به طور متوسط با ۲ تکرار یعنی در مجموع با ۸۰ عضو، همگرا می‌شود. در حالی که نسخه پایه آن برای احراز همگرایی به ۲۵ عضو اولیه و ۸ تکرار و در مجموع به ۲۰۰ عضو نیاز دارد. از مقایسه فوق نتیجه می‌شود که الگوریتم نخه‌گرای توده ذرات نسبت به نسخه پایه آن با سرعت بیشتری همگرا می‌شود که این به دلیل تضمین بهبود کیفیت نتایج هر مرحله نسبت به مرحله قبل به دلیل نخه‌گرا بودن از یک سو و تغییر مقدار ضریب اینرسی براساس میزان همگرایی نتایج از سوی دیگر می‌باشد.

۴. اعتبارسنجی

اعتبارسنجی در این بخش شامل اعتبارسنجی معادلات سازه، آیرودالاستیسیته و الگوریتم بهینه‌سازی می‌باشد.

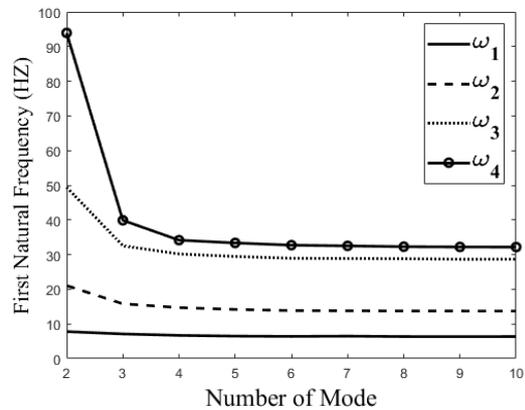
۴-۱- اعتبارسنجی معادلات سازه

به منظور اعتبارسنجی بخش سازه‌ای، چهار فرکانس اول بدست آمده از مدل تحلیلی حاضر با نتایج نرم افزار اجزاء محدود Abaqus مورد مقایسه قرار گرفته است. مدل مورد اعتبارسنجی، یک ورق هیبریدی یک‌سرگردار ۸ لایه متقارن با نسبت فلز به کامپوزیت 0.50 و با مشخصات هندسی ورق (c) می‌باشد.

برای استخراج مقادیر عددی از لایه چینی [30/45/60/90]_s استفاده شده است. به منظور بررسی تاثیر افزایش تعداد مود بر دقت نتایج و تعیین تعداد مود کافی، چهار فرکانس اول محاسبه و نتایج با نرم افزار Abaqus (نسخه ۲۰۱۶) مقایسه شده است. مقادیر چهار فرکانس



اول به ازای تعداد مودهای مختلف در شکل ۸ نشان داده شده است.



شکل ۸ چهار فرکانس اول سازه بر حسب تعداد مود

همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود؛ با انتخاب ۶ مود نتایج دارای دقت بالایی بوده و افزایش تعداد مودها تغییر محسوسی در نتایج ایجاد نخواهد کرد. بر این اساس نتایج اعتبارسنجی در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴. نتایج صحت سنجی معادلات سازه

روش مورد استفاده	ω_1 (HZ)	ω_2 (HZ)	ω_3 (HZ)	ω_4 (HZ)
Abaqus	۶.۳۱۶	۱۳.۴۵۲	۲۸.۳۹۵	۳۱.۴۸۱
روش حاضر (با ۶ جمله)	۶.۴۰۲۶	۱۳.۸۳۹	۲۸.۳۹۸	۳۲.۷۱۱
درصد خطای نسبی	۱.۳۷	۲.۸۷	۱.۹۱	۳.۹

مقایسه نتایج، نشان دهنده صحت و دقت کافی روش حاضر می‌باشد.

۴-۲- اعتبارسنجی معادلات آیرولاستیک

به منظور اعتبارسنجی معادلات آیرولاستیک، سرعت فلاتر بدست آمده از روش حاضر برای ورق مربعی (g) با نتایج بدست آمده از نرم افزار Zaero

مقایسه شده‌است. جنس ورق (g) از فولاد ASTM-A709 است. خواص مکانیکی این سازه طبق مرجع [۳۸] و نیز مشخصات هندسی آن و شرایط تحلیل، در جدول ۵ آمده است.

جدول ۵. خواص مکانیکی و مشخصات هندسی ورق (g)

پارامتر	مقدار
a	۲ متر
b	۲ متر
h	۰.۰۲ متر
E	۲۰۰ گیگاپاسکال
ν	۰.۳
M	۶
ρ_{st}	۷۸۰۰ کیلوگرم بر متر مکعب
ρ_{air}	۱.۲۲۵ کیلوگرم بر متر مکعب

نتایج اعتبارسنجی در جدول ۶ آمده است.

جدول ۶. نتایج صحت سنجی معادلات آیرولاستیک

روش مورد استفاده	Flutter Speed(m/s)
Zaero	۱۲۷۳
روش حاضر (با ۳ جمله)	۱۲۰۰
درصد خطای نسبی	۶.۰۸

مقایسه نتایج فوق، صحت و دقت قابل قبول برای مدل آیرولاستیک روش حاضر را نشان می‌دهد.

۵. ارائه نتایج

در این بخش نتایج بهینه‌سازی ورق‌های هیبریدی ۸ لایه متقارن، به ازای نسبت فلز به کامپوزیت های 0.25، 0.50 و 0.75 و برای نسبت‌های منظری و زوایای سوئیچ مختلف ارائه شده‌است. همچنین برای اثبات عملکرد صحیح الگوریتم بهینه‌سازی در یافتن بیشینه سرعت فلاتر، نتایج بهینه با سرعت فلاتر متناظر سه لایه چینی

۵-۱- بهینه‌سازی برای مقادیر مختلف نسبت منظری در جداول ۷ و ۸ به ترتیب لایه‌چینی بهینه و سرعت فلاتر متناظر با آن به ازای مقادیر مختلف نسبت منظری ورق‌های (a) تا (c) ارائه شده‌است.

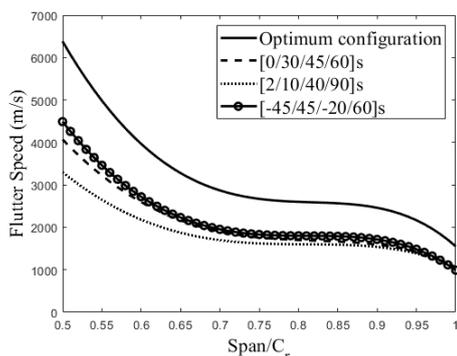
متفاوت مقایسه و صحت عملکرد الگوریتم تایید شده است. در پایان نیز اثر افزایش تعداد متغیرها-ی طراحی بر مقدار بیشینه‌ی سرعت فلاتر مورد بررسی قرار گرفته‌است.

جدول ۷. لایه‌چینی بهینه به ازای مقادیر مختلف نسبت منظری

Metal to composite ratio	0.25	0.50	0.75
Span/C _r	Optimum Configuration	Optimum Configuration	Optimum Configuration
0.5	[32/32/-52/-61] _s	[11/8/33/-21] _s	[36/-61/-64/6] _s
0.75	[38/23/-58/-65] _s	[33/-71/28/-4] _s	[30/-61/48/90] _s
1	[33/35/-79/90] _s	[31/-66/24/56] _s	[23/-3/81/-19] _s

جدول ۸. سرعت بیشینه فلاتر به ازای مقادیر مختلف نسبت منظری

Metal to composite ratio	0.25	0.5	0.75
Span/C _r	V _{F_{Opt}} (m/s)	V _{F_{Opt}} (m/s)	V _{F_{Opt}} (m/s)
0.5	6380	5540	4770
0.75	2670	2390	2040
1	1550	1410	1200



شکل ۹. اثبات کارایی الگوریتم برای نسبت فلز به

کامپوزیت ۰.۲۵

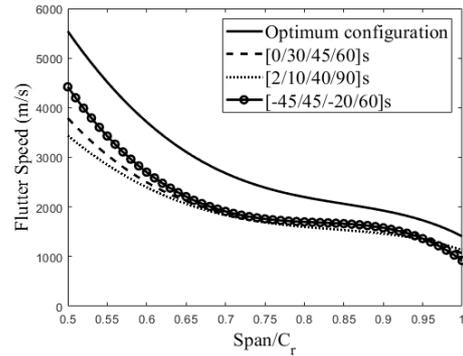
به منظور اثبات کارایی الگوریتم بهینه‌سازی در یافتن سرعت بیشینه فلاتر، به‌ازای سه نسبت مختلف فلز به کامپوزیت، نتایج حاصل از الگوریتم با سه لایه چینی دیگر مقایسه شده است. نتایج بدست آمده در اشکال ۹ تا ۱۱ ارائه گردیده‌است.



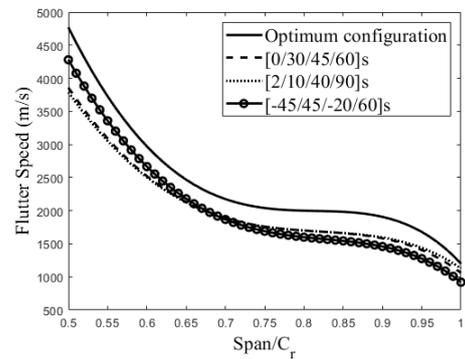
بررسی شکل‌های ۹ تا ۱۱ نشان دهنده عملکرد مطلوب الگوریتم در پیش‌بینی سرعت بهینه فلاتر می‌باشد. همچنین نتایج حاکی از آن است که مقادیر زوایای بهینه، از الگوی مشخصی پیروی نمی‌کنند. اما با افزایش نسبت منظری، مقدار سرعت بهینه فلاتر کاهش می‌یابد. علت این مساله آن است که با افزایش نسبت منظری، سفتی سازه کاهش می‌یابد و به تبع آن پدیده فلاتر زودتر رخ می‌دهد.

۵-۲- بهینه‌سازی برای مقادیر مختلف زاویه سوئیپ

در جداول ۹ و ۱۰ به ترتیب لایه‌چینی بهینه و سرعت فلاتر متناظر با آن به ازای مقادیر مختلف زاویه سوئیپ ورق‌های (d) تا (f) ارائه شده‌است.



شکل ۱۰. اثبات کارایی الگوریتم برای نسبت فلز به کامپوزیت ۰.۵



شکل ۱۱. اثبات کارایی الگوریتم برای نسبت فلز به کامپوزیت ۰.۷۵

جدول ۹. لایه‌چینی بهینه به ازای مقادیر مختلف زاویه سوئیپ

۰.۷۵	۰.۵	۰.۲۵	Metal to composite ratio
Optimum Configuration	Optimum Configuration	Optimum Configuration	Sweep Angle
$[-59/33/19/-76]_s$	$[37/-67/48/-20]_s$	$[45/-61/34/-18]_s$	-30°
$[22/30/79/67]_s$	$[21/19/-75/-11]_s$	$[18/-67/34/47]_s$	30°
$[17/22/36/-90]_s$	$[17/20/-85/57]_s$	$[24/-69/25/15]_s$	40°

به طور مشابه به منظور اثبات کارایی الگوریتم بهینه‌سازی در یافتن سرعت بیشینه بهینه فلاتر، نتایج بهینه در سه نسبت مختلف فلز به کامپوزیت با سرعت فلاتر چند لایه چینی دیگر مقایسه و صحت عملکرد الگوریتم تایید شده است. نتایج فوق در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ ارائه گردیده‌است.

جدول ۱۰. سرعت بیشینه فلاتر به ازای مقادیر مختلف زاویه سوئیپ

۰.۷۵	۰.۵	۰.۲۵	Metal to composite ratio
$V_{F_{Opt}}$ (m/s)	$V_{F_{Opt}}$ (m/s)	$V_{F_{Opt}}$ (m/s)	Sweep Angle
۳۱۶۰	۳۴۴۰	۳۷۹۰	-30°
۱۰۶۰	۱۲۰۰	۱۱۳۰	30°
۱۳۴۰	۱۳۴۰	۱۲۷۰	40°

افزایش زاویه سوئیپ، مقدار سرعت بهینه فلاتر و نیز مقادیر زوایای بهینه، از الگوی مشخصی پیروی نمی کنند. بلکه تا زاویه ۳۰ درجه، با افزایش زاویه سوئیپ، مقدار بهینه سرعت فلاتر، افزایش می یابد و پس از زاویه ۳۰ درجه، با افزایش سوئیپ، این روند کاهش می یابد. زیرا علاوه بر سفتی سازه، شکل مودهای کوپل شونده نیز در سرعت فلاتر موثر است و در مواردی می تواند اثر کاهش آن بر اثر افزایش ناشی از افزایش سفتی سازه غلبه نموده و در مجموع، سرعت فلاتر را کاهش دهد.

۳-۵- بررسی اثر افزایش تعداد متغیرهای

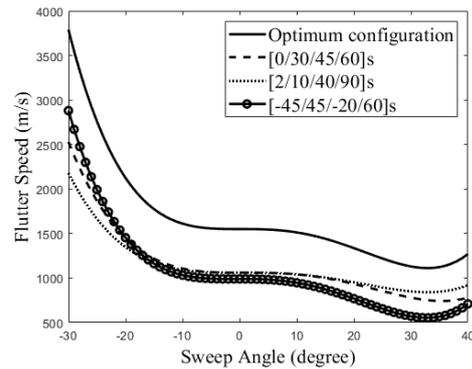
طراحی بر مقدار بیشینه سرعت فلاتر

در بررسی اثر افزایش تعداد متغیرهای طراحی، بهینه سازی برای سه ورق ۸ لایه با مشخصات هندسی ورق های (a) تا (c) با نسبت فلز به کامپوزیت 0.25 و با ساختار لایه چینی $[(\theta_1/\theta_2)_2]_s$ و $[\theta_1/\theta_2/\theta_3/\theta_4]_s$ انجام و با مقایسه نتایج، تاثیر افزایش تعداد متغیرها بر بیشینه سرعت فلاتر بهینه مورد بررسی قرار گرفته است. مقدار سرعت بهینه فلاتر به ازای هر دو لایه چینی برای سازه های مذکور در جدول ۱۱ ارائه شده است.

جدول ۱۱. تاثیر افزایش تعداد متغیرها بر سرعت بیشینه

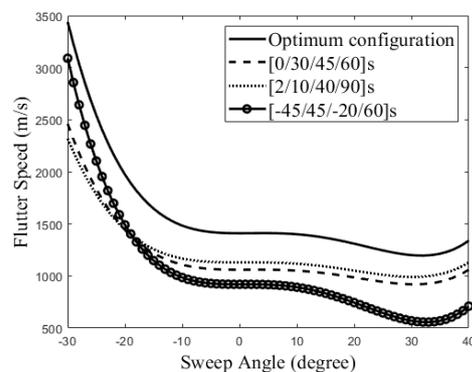
فلاتر

$[\theta_1/\theta_2/\theta_3/\theta_4]_s$	$[(\theta_1/\theta_2)_2]_s$	Optimum Configuration
$V_{FOpt}(m/s)$	$V_{FOpt}(m/s)$	Span/ C_r
۶۳۸۰	۶۲۴۰	۰.۵
۲۶۷۰	۲۶۷۰	۰.۷۵
۱۵۵۰	۱۵۵۰	۱



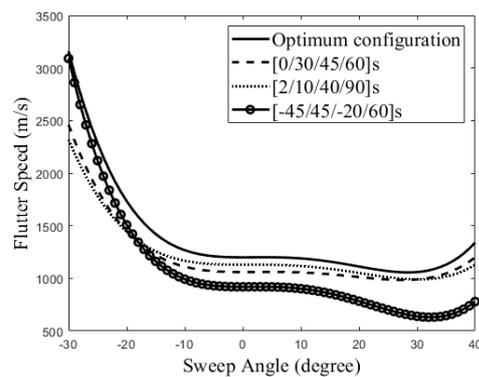
شکل ۱۲. اثبات کارایی الگوریتم برای نسبت فلز به

کامپوزیت 0.25



شکل ۱۳. اثبات کارایی الگوریتم برای نسبت فلز به

کامپوزیت 0.50



شکل ۱۴. اثبات کارایی الگوریتم برای نسبت فلز به

کامپوزیت 0.75

اشکال ۱۲ تا ۱۴ نیز عملکرد مطلوب الگوریتم در پیش بینی سرعت بهینه فلاتر را نشان می دهند. همچنین نتایج حاکی از آن است که با

همانطور که در جدول ۱۱ مشاهده می‌شود، با افزایش تعداد متغیرهای طراحی، مقدار بیشینه‌ی سرعت بهینه فلاتر، یا ثابت می‌ماند یا افزایش می‌یابد. دلیل این موضوع آن است که افزایش تعداد متغیرهای بهینه‌سازی موجب افزایش انعطاف و به تبع آن افزایش دقت الگوریتم در یافتن پاسخ بهینه می‌گردد. بنابراین در این حالت یا پاسخ بهتری حاصل خواهد شد و یا همان پاسخ قبلی بدست می‌آید.

۵-۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش با استفاده از نسخه نخبه‌گرای تطبیقی الگوریتم توده ذرات با تابع اینرسی جدید، بهینه‌سازی فلاتر بال‌های هیبریدی فلز- کامپوزیت سوئیپ‌دار صورت گرفت. انجام بهینه‌سازی برای هندسه‌های مختلف علاوه بر اثبات صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی و کارایی آن در یافتن سرعت بهینه فلاتر نشان داد که با افزایش نسبت منطری تغییرات زوایای بهینه روند معینی ندارند. یعنی نمی‌توان استناد نمود که با افزایش نسبت منطری مقادیر زوایای بهینه، مطلقاً کاهش یا افزایش می‌یابد. اما با افزایش نسبت منطری، مقدار سرعت بهینه فلاتر به دلیل کاهش سفتی سازه کاهش می‌یابد. همچنین نتایج نشان داد که با افزایش زاویه سوئیپ، مقدار سرعت بهینه فلاتر از الگوی مشخصی پیروی نمی‌کنند. به نحوی که تا زاویه ۳۰ درجه، با افزایش زاویه سوئیپ، مقدار بهینه سرعت فلاتر، افزایش می‌یابد و پس از زاویه ۳۰ درجه، با افزایش سوئیپ، این روند کاهشی است. زیرا علاوه بر سفتی سازه، شکل مودهای کوپل شونده نیز در سرعت فلاتر موثر است، و در مواردی می‌تواند اثر کاهشی آن بر اثر افزایش ناشی از افزایش سفتی

سازه غلبه نموده و در مجموع، سرعت فلاتر را کاهش دهد. در این مورد نیز تغییرات زوایای بهینه از الگوی مشخصی پیروی نمی‌کنند. بررسی اثر زاویه سوئیپ و نسبت منطری همچنین نشان داد که با هرگونه تغییر در هندسه سازه، مقدار بیشینه سرعت فلاتر تغییر می‌کند که این موضوع از اهمیت ویژه انجام بهینه‌سازی در تحلیل فلاتر حکایت دارد. بررسی اثر تغییر تعداد متغیرهای بهینه‌سازی بر مقدار بهینه سرعت فلاتر نیز حاکی از آن است که افزایش تعداد متغیرهای بهینه‌سازی می‌تواند مقدار بیشینه سرعت فلاتر را افزایش دهد. زیرا با افزایش تعداد متغیرها، انعطاف الگوریتم برای محاسبه مقدار بهینه بیشتر می‌شود.

بررسی تاثیر نسبت فلز به کامپوزیت گواه آن است که با افزایش نسبت فلز به کامپوزیت، مقدار بیشینه سرعت فلاتر لزوماً کاهش یا افزایش نمی‌یابد. زیرا سفتی سازه و شکل مودهای کوپل شونده تابع برآیند تاثیرات هندسه سازه، زوایای الیاف و نسبت فلز به کامپوزیت می‌باشند. در نتیجه برای هر سازه با هندسه مشخص، با تغییر نسبت فلز به کامپوزیت، لایه‌چینی بهینه و به تبع آن سرعت بیشینه فلاتر تغییر می‌نماید. بنابراین مقدار بهینه نسبت فلز به کامپوزیت برای هر هندسه، منحصر به فرد است. همچنین نتایج نشان داد که تابع به کار رفته برای کنترل مقدار ضریب اینرسی یک تابع مناسب بوده و برای محققین آینده نیز می‌تواند مورد استفاده قرار بگیرد.

- aeroelastic high-aspect-ratio wing, Journal of Mechanical Engineering and Vibration, Vol. 10, pp. 25-37, 2019.
- [14] A. Rashed, and Eralp. D, Design of variable stiffness composites for maximum fundamental frequency considering manufacturing constraints of tow steering, Composite Structures, Voi. 284, 2022.
- [15] S. H. Moravvej Barzani and H. Shahverdi, Analysis of flutter instability of a wing wing in order to change the span length under different parameters, Aerospace Knowledge and Technology Journal, vol. 2, pp. 7-16, 2019.
- [16] S. Shafaghat and M. A. Norian, Nonlinear analysis of free object flutter in flexible wing aircraft, Aerospace Knowledge and Technology Journal, vol. 11, pp. 1-14, 2022.
- [17] H. Gue, M. Li, K. Kamil Zur and J. Yuan, X. Wo. Flutter of carbon-based nanohybrid composite panels, Journal of ELSEVIER, vol. 188, 2023.
- [18] R. Chennamsetti, Theory of Plates: Defence R&D organization (Engineers), DRDO. 2008.
- [19] A.Rao, Vibration of Continuous Systems, New Jersey, John Wiley & Sons, 2007.
- [20] J. N. REDDY, MECHANICS of LAMINATED COMPOSITE PLATES and SHELLS: Washington, D.C, CRC Press, 2004.
- [21] S. Shafaghat, Aeroelastic analysis of hybrid wings with low aspect ratio in supersonic flow, M.S Thesis, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, 2014.
- [22] E. H. Dowell, E. F. Crawley, H. C. Curtiss, D. A. Peters, R. H. Scanlan and F. Sisto, A moderm course in aeroelasticity: Boston London, Kluwer Academic Publishers, 1995.
- [23] Meetu. Jain, Vibha. Saihjpal, Narinder. Singh and Satya. Bir Singh, An Overview of Variants and Advancements of PSO Algorithm, Journal of Applied Sciences, Vol. 12, pp. 8392-8412, 2022.
- [24] H. Ghashochi. Bargh and M.H. Sadr, Stacking sequence optimization of composite plates for maximum fundamental frequency using particle swarm optimization algorithm, Springer Science+Business Media, Vol. 47, pp. 719–730, 2012.
- [25] S. W. Tsai and H.T. Hahn, Introduction to Composite Materials: Washington, Washington University, 1980.
- [26] Ferdinand P. Beer, E. Russell Johnston and John T. Dewolf, David F. Mazurek, [1] J. Sawyer, Flutter of laminated plates in supersonic flow, NASA Langley, NASA TM X-72800, 1975.
- [2] T. A. Weisshaar and J. D. Bohlmannt, Supersonic flutter of aeroelastically tailored oblique wings, Journal of Aircraft, VOL. 26, pp. 75-83, 1989.
- [3] J. Cho and Y. Chang, Supersonic flutter analysis of wings using an unsteady 3D panel method, Journal of Computers & Fluids, VOL. 30, pp. 237-256, 2001.
- [4] W.W. Zhang, Z.Y Ye and C.A Zhang, Supersonic Flutter analysis based on a local piston theory, AIAA Journal, Vol. 47, pp. 2321-2328, 2009.
- [5] S. Irani, R. Mirzaee and H. Golparvar, Study the flutter speed of a thin wing with a lower aspect ratio with the reservoir in subsonic flow, International Conference of Acoustics and Vibrations, 2013. (In Persian)
- [6] S. Shokrollahi and S. Shafaghat, Flutter analysis of hybrid metal-composite low aspect ratio trapezoidal wings in supersonic flow, Chinese Journal of Aeronautics, vol. 16, pp. 30235-7, 2016.
- [7] W. Cheng and D. Cui, Optimization of composite wing structures for maximum flutter speed, Journal of Vibration and Control, Structural Dynamics & Materials Conference, pp. 2132-2141, 2005,
- [8] H. Ghashochi. Bargh and M.H. Sadr, Optimal design by elitist-genetic algorithm for maximum fundamental frequency of fiber metal laminated plates, Key Engineering Materials, Vol. 471-472, pp. 331-336, 2011.
- [9] H. Ghashochi. Bargh and M.H. Sadr, PSO algorithm for fundamental frequency optimization of fiber metal laminated panels, Structural Engineering and Mechanics, Vol. 47, pp. 713-727, 2013.
- [10] Z. G. Song and F. M. Li, Optimal locations of piezoelectric actuators and sensors for supersonic flutter control of composite laminated panels, Journal of Vibration and Control, vol. 20, pp. 2118–2132, 2013.
- [11] K. Torabi and H. Afshari, Optimization of flutter boundaries of cantilevered trapezoidal functionally graded sandwich plates, Journal of Sandwich Structures and Materials, vol. 00, pp. 1-29, 2017.
- [12] Thiago A. M. Guimarães, Saullo G. P. Castro and Carlos E. S. Cesnik, Domingos A. Rade, Supersonic flutter and buckling optimization of tow-steered composite plates, AIAA Journal, pp. 3-12, 2018.
- [13] M. Elyasi and A. Roudbari, Robust-design-optimization of flutter velocity of an



Mechanics of Materials: Storrs, McGraw-Hill Companies, 2012.

۱۳۲

سال ۱۳ - شماره ۲

پلییز وزمستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هرا فنا



بهینه‌سازی فلانر بال هیبریدی فلز - کامپوزیت سوئیچ‌دار
با استفاده از الگوریتم نخبه‌گرایی تطبیقی. توده ذرات