

بهینه‌سازی پره روتور کامپوزیتی به کمک ترکیب روش المان محدود و الگوریتم ژنتیک

داود طاهری فر^۱، سید محسن محسنی شکیب^۲، مهدی شهابی^۳
dtaherifar@yahoo.com

پذیرش مقاله: ۹۰/۰۲/۱۷

دریافت مقاله: ۸۹/۱۲/۱۱

چکیده

در این مقاله روشی برای بهینه‌سازی همزمان وزن و تغییر مکان پره کامپوزیتی ارائه شده است. شکل ایرفویل در طی فرآیند بهینه‌سازی ثابت بوده تا مباحثی مانند آیرودینامیک و آکوستیک بدون تغییر بمانند. برای رسیدن به هدف نهایی تنها لایه‌چینی پره تغییر کرده است. برای رسیدن به حداقل وزن برای هر قسمت سازه کمترین لایه مطابق با نیاز مقاومتی آن قسمت پیش‌بینی شده است. لذا پره به قسمت‌های مختلف تقسیم شده است. فرآیند بهینه‌سازی ضمن تمرکز بر کاهش وزن و تغییر مکان باید بتواند از عدم گسیختگی لایه‌های هر قسمت اطمینان یابد. برای داشتن عملکرد مطلوب، فرآیند بهینه‌سازی باید مکان مرکز جرم را جلوتر از مرکز آیرودینامیکی پره نگه دارد. کاهش وزن و تغییر مکان با هم مغایرند و کاهش هر کدام منجر به افزایش دیگری می‌شود. در فرآیند بهینه‌سازی تغییر لایه‌چینی هر قسمت بر عملکرد قسمت‌های دیگر تأثیرگذار است. لذا در این مقاله با اعمال تغییراتی در الگوریتم ژنتیک و تعریف مناسبی از تابع هدف، متغیرهای طراحی و قیود تمامی الزامات فوق، به خوبی برآورده شده است. ضمن اینکه فرکانس‌های طبیعی سازه بهینه شده نیز در محدوده مناسبی قرار گرفتند. نتایج و عملکرد پره بهینه شده در مقایسه با پره ابتدایی بسیار مناسب است.

کلید واژه:

پره روتور - کامپوزیت - روش ماتریسی - المان محدود - بهینه‌سازی - الگوریتم ژنتیک

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، دانشکده هوافضا، تهران، ایران

۲- استادیار، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، دانشکده هوافضا، تهران، ایران، smmshakib@yahoo.com

۳- کارشناس ارشد، دانشگاه جامع امام حسین(ع) دانشکده هوافضا، تهران، ایران، mahdishahabi.2000@gmail.com

۱- مقدمه

جایروپلن پرنده‌ای شبیه بالگرد است با این تفاوت که پره‌های روتور اصلی آن به هیچ موتوری متصل نیست و صرفاً در اثر حرکت رو به جلوی وسیله دوران کرده و نیروی برآ ایجاد می‌کند. بحرانی‌ترین بخش جایروپلن روتور اصلی آن است که نیروهای گریز از مرکز و برآ را به همراه قابلیت مانور فراهم می‌کند. طراحی و بهینه‌سازی پره روتور یک فرآیند پیچیده است که شامل چندین بخش همچون آیرودینامیک، سازه، آکوستیک و دینامیک می‌باشد. بهینه‌سازی پره روتور در دو سطح کلی و محلی صورت می‌گیرد. در سطح کلی رفتارهای آیرودینامیک، آکوستیک و آیروالاستیک پره‌های روتور به گونه‌ای بهینه‌سازی می‌شوند که ارتعاشات پره کاهش یابد و در سطح محلی، آرایش مقطع عرضی و توزیع مواد در طول پره بررسی می‌شود.

به طور کلی روش‌های بهینه‌سازی برای طراحی بالگرد از اوایل دهه ۱۹۸۵ معرفی شده‌اند [۱]. کیم^۱ و ساریگال^۲ [۲]، [۳] یک روش بهینه‌سازی چندسطحی را برای کاهش وزن، ارتعاش و افزایش استحکام پره با یک قید برای جلوگیری از پدیده تشدید اجرا کرده‌اند. ولوی^۳ [۴]، بهینه‌سازی چندسطحی پره‌های روتور کامپوزیتی را ارائه کرد. لی هونگ‌لی^۴ [۵]، یک روش جدید برای طراحی مقطع عرضی پره روتور با در نظر گرفتن خواص سختی و اینرسی آن ارائه نمود.

هدف اصلی این مقاله ارائه روشی برای بهینه‌سازی همزمان وزن و تغییرمکان پره کامپوزیتی با در نظر گرفتن شرایط عملکردی آن است. مدل اصلی پره دارای تیر اصلی^۵ آلومینیومی و پوسته کامپوزیتی می‌باشد، اما در مدل بهینه‌سازی شده تیر اصلی و پوسته، هر دو از جنس کامپوزیت می‌باشند. بهینه‌سازی پره روتور با استفاده از ترکیب نرم‌افزار المان محدود آباکوس و نرم‌افزار برنامه‌نویسی مطلب انجام شده است. برای بهینه‌سازی پره، کاهش وزن و تغییر مکان با هم مغایرند. لذا کاهش یکی به معنی افزایش دیگری است. برای رسیدن به هدف نهایی تنها لایه چینی پره تغییر کرده است. برای رسیدن به حداقل وزن برای هر قسمت سازه کمترین لایه مطابق با نیاز مقاومتی آن قسمت پیش بینی شده است. فرآیند بهینه‌سازی ضمن تمرکز بر کاهش وزن و تغییرمکان باید بتواند از عدم گسیختگی لایه‌های هر قسمت اطمینان یابد. برای داشتن عملکرد مطلوب پره فرآیند بهینه‌سازی باید مکان مرکز جرم را در

جلوی مرکز آیرودینامیکی پره نگه دارد. در فرآیند بهینه‌سازی تغییر لایه چینی هر قسمت بر عملکرد قسمت های دیگر تأثیرگذار است. لذا در این مقاله با اعمال تغییراتی در الگوریتم ژنتیک و تعریف مناسبی از تابع هدف، متغیرهای طراحی و قیود تمامی الزامات فوق به خوبی برآورده شده است. ضمن اینکه فرکانس‌های طبیعی سازه برای جلوگیری از پدیده تشدید در محدوده مناسبی قرار گرفتند.

۲- بارگذاری پره روتور

آنالیز و طراحی هر وسیله‌ای مستلزم شناخت دقیق از مأموریت، عملکرد، بارهای اعمالی خارجی و نیروهای ایجاد شده داخلی است. در دنیا استانداردهایی برای ساخت جایروپلن‌ها وجود دارد. از آنجا که استاندارد ASTM یکی از معتبرترین استانداردها در این زمینه است، در این مقاله از «مقررات استاندارد برای طراحی و عملکرد هواپیمای جایروپلن ورزشی سبک» استاندارد ASTM-2352 [۶] ویرایش سال ۲۰۰۸ برای تحلیل پره روتور استفاده شده است.

روتور جایروپلن در مدت زمان فعالیت خود تحت شرایط مختلف بارگذاری قرار می‌گیرد که تنها تعدادی از آن‌ها بحرانی‌اند. بارهای عمودی را می‌توان به صورت زیر خلاصه نمود [۷]:

- بارهای آیرودینامیکی.
- وزن پره‌ها.
- بارگذاری اینرسی نرمال در اثر شتاب عمودی.
- استهلاک آیرودینامیکی، که از بال‌زدن پره‌ها و انحنای آن‌ها ناشی می‌شود.
- استهلاک سازه‌ای پره.

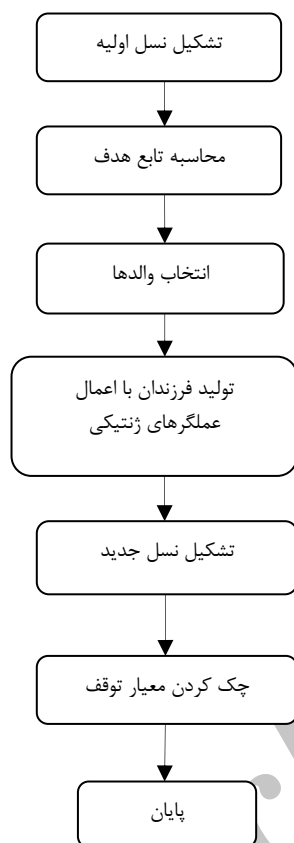
در هنگام بررسی رفتار سازه‌ای پره، می‌توان از بار وزن و نیروی‌های اینرسی ناشی از شتاب و بارهای استهلاکی سازه در مقایسه با نیروهای برآ و گریز از مرکز چشم‌پوشی نمود [۷].

در این تحقیق نحوه توزیع شدت برآ در راستای کورد و توزیع نیروی برآ در طول پره (شکل‌های ۱ و ۲)، به ترتیب با استفاده از مراجع [۸] و [۹] محاسبه شده است. مقدار نیروی برآ وارد بر پره برابر ۲۵۰۰ نیوتن و نیروی گریز از مرکز برای پره اصلی که دارای تیر اصلی آلومینیومی، پوسته کامپوزیتی و پرکننده فومی می‌باشد، برابر ۵۸۴۰۰ نیوتن است. در فرآیند بهینه‌سازی برای پره تمام کامپوزیتی به دلیل آنکه ضخامت و تعداد لایه‌ها تغییر می‌کند، وزن پره نیز تغییر کرده، در نتیجه نیروی گریز از مرکز تغییر می‌کند. این تغییرات به طور مداوم در نرم‌افزار المان محدود اعمال می‌گردد.

برای بررسی پره، بارهای آیرودینامیکی وارد بر آن طبق بند ۵.۲.۲.۱ [۶]، در حالت حدی در ضریب ۳ ضرب می‌شود.

1-Kim
2-Sarigul
3-Volovoi
4-Leihong Li
5-Spar

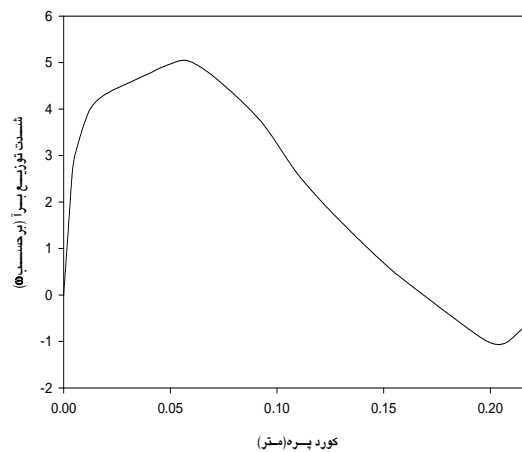
شخص‌هایی که شایستگی بیشتری دارند شانس بیشتری برای تولید نسل بعد دارند. بدین صورت مقدار تابع هدف شخص‌ها در یک رقابت، در طی نسل‌های مختلف، تکامل یافته و متوسط مقدار تابع هدف در جمعیت شخص‌ها افزایش می‌یابد. چرخه الگوریتم ژنتیک در شکل (۳) نشان داده شده است.



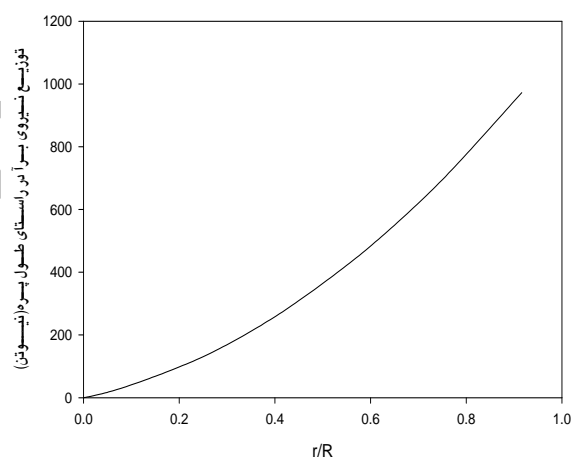
شکل (۳): چرخه الگوریتم ژنتیک

برای بهبود عملکرد الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی سازه‌های کامپوزیتی راهکارهای زیادی در مراجع بیان شده است. سه تغییر بسیار مؤثر در الگوریتم ژنتیک که باعث افزایش کارایی آن و صرفه‌جویی هزینه محاسباتی می‌گردند عبارتند از [۱۰]:

- استفاده از ورودی‌های مجزا
 - استفاده از عملگرهایی متناسب با خصوصیات سازه‌های مرکب
 - ذخیره اطلاعات اشخاص پیشین
- فلوچارت الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی مواد مرکب در شکل (۴) نشان داده شده است.



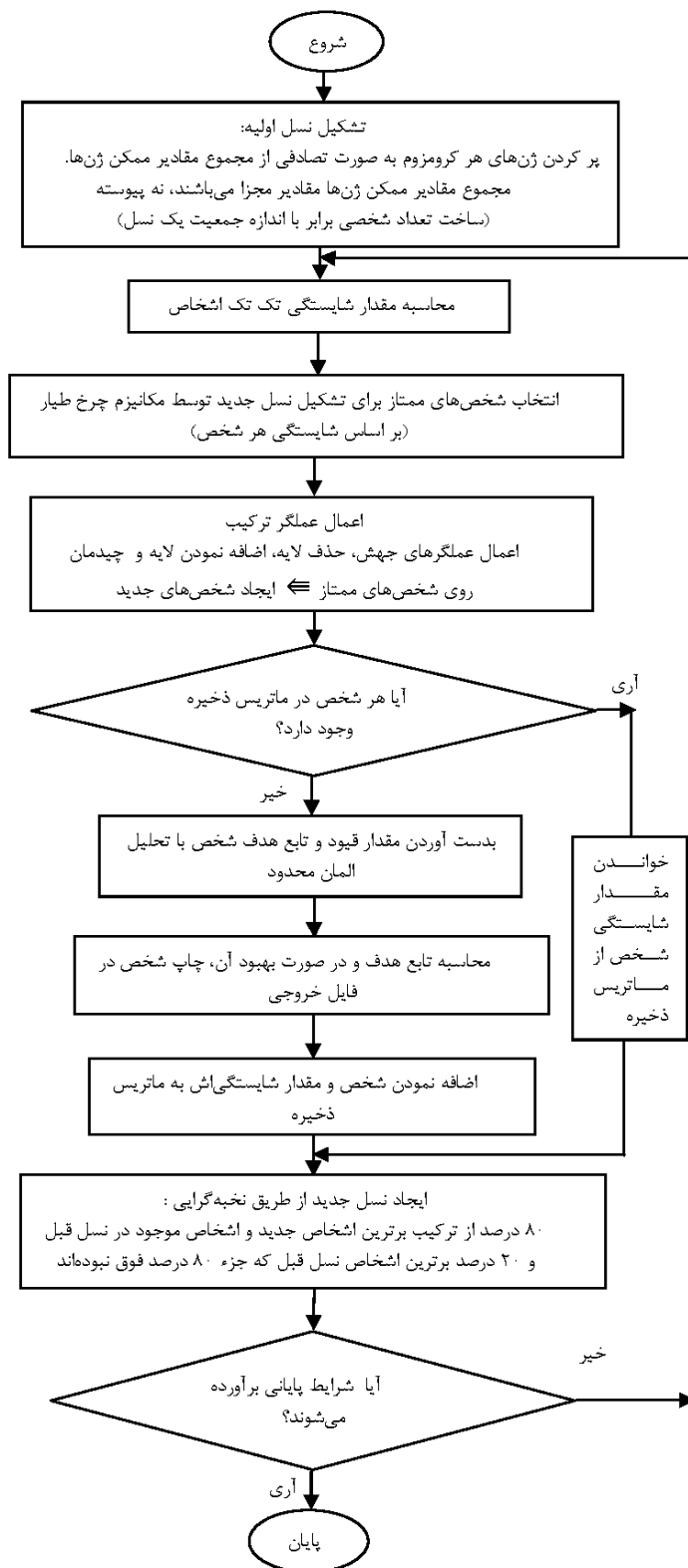
شکل (۱): شدت توزیع برآ در راستای کورد پره



شکل (۲): توزیع نیروی برآ در طول پره روتور

۳- بهینه‌سازی سازه‌های کامپوزیتی به کمک الگوریتم ژنتیک

الگوریتم ژنتیک با در نظر گرفتن مجموعه‌ای از نقاط فضای جواب در هر تکرار محاسباتی هیچ محدودیتی برای تابع بهینه شونده، مثل مشتق‌پذیری و پیوستگی ندارد و در روند جستجوی خود تنها به تعیین مقدار تابع هدف در نقاط مختلف نیاز دارد. هر شخص معرف یک نقطه در فضای جواب است و به آن یک مقدار تابع هدف نسبت داده می‌شود. هر شخص ترکیبی از کروموزوم‌ها و هر کروموزوم نیز ترکیبی از ژن‌ها است. الگوریتم در هر تکرار محاسباتی (نسل)، جمعیتی از شخص‌ها را انتخاب کرده و با انجام عملگرهای ژنتیکی روی آن‌ها نسل جدید را تولید می‌کند. مکانیزم‌های انتخاب والد تصادفی که روی شخص‌ها عمل می‌کنند به گونه‌ای هستند که



شکل (۴): الگوریتم ژنتیک توسعه یافته به منظور بهینه‌سازی مواد مرکب



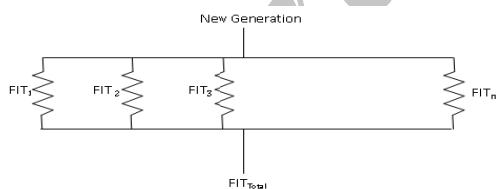
شکل (۵): ساختار الگوریتم ژنتیک

است که این ورودی را عوض نمود. ساختار این الگوریتم ژنتیک در شکل (۵) نشان داده شده است.

۳-۳-۲- تابع هدف

تعریف صحیح تابع هدف در یافتن نقطه بهینه کلی و نرخ همگرایی بسیار حیاتی است. تابع هدف بایستی این توانایی را داشته باشد تا ضمن تمرکز بر روی هر قسمت برای بدست آوردن لایه‌چینی متناسب با عملکرد آن قسمت، هدف نهایی بهینه‌سازی سازه که می‌تواند کاهش وزن سازه یا تغییر مکان باشد را نیز مدیریت نماید. به این منظور مقاومت کل سازه بایستی ترکیبی منطقی از مقاومت قسمت‌های گوناگون لحاظ شود. بنابراین برای هر قسمت یک تابع هدف تعریف می‌شود و توابع هدف قسمت‌های گوناگون به شیوه‌ای صحیح با یکدیگر ترکیب می‌شوند. تابع هدف کل پیشنهادی همانند شکل (۶) به صورت ترکیب موازی تابع هدف تمامی قسمت‌ها تعریف می‌گردد. بنابراین مقدار تابع هدف کل برابر رابطه (۱) است.

$$\frac{1}{FIT_{Total}} = \frac{1}{FIT_1} + \frac{1}{FIT_2} + \dots + \frac{1}{FIT_n} = \sum_{i=1}^n \frac{1}{FIT_i} \quad (1)$$



شکل (۶): تابع شایستگی کل، ترکیب موازی از توابع شایستگی تک تک قسمت‌ها

۴- پره روتور اصلی و نتایج تحلیل آن

برای بهینه‌سازی پره روتور در این بخش مشخصات مدل پره اصلی آمده است. اول به کمک روش ماتریسی [۷] تغییر شکل در طول پره روتور، تحت بارهای اولیه محاسبه شده است. به منظور صحت گذاری روش المان محدود، شبیه‌سازی و تحلیل استاتیکی غیرخطی پره روتور در نرم‌افزار المان محدود آباکوس صورت گرفته است و نتایج با یکدیگر مقایسه شده است که نزدیکی خوبی با یکدیگر نشان

۳-۱- بهینه سازی سازه‌های متشکل از چندین قسمت

سازه‌های صنعتی در عمل تحت نیروهای متفاوتی در قسمت‌های گوناگون‌شان هستند که سبب ایجاد گرازیان تنش در سازه می‌گردد. در سازه‌های ایزوتروپ تغییر ضخامت بر اساس گرازیان تنش توسط روش‌های ساخت ممکن است. در این سازه‌ها تغییر ضخامت به صورت پیوسته صورت می‌گیرد و بدین ترتیب پیوستگی سازه حفظ می‌شود. در سازه‌های کامپوزیتی طراحان بر اساس این گرازیان تنش، سازه را به قسمت‌های گوناگون تقسیم کرده و برای هر قسمت لایه‌چینی مناسب اعمال می‌کنند. در عمل کاهش ضخامت با تغییر ضخامت به صورت پله‌ای توسط کم کردن تعداد لایه‌ها صورت می‌گیرد. در هنگام تعیین لایه‌چینی قسمت‌های مختلف سازه‌های بزرگ بایستی توجه داشت که اولاً تغییر لایه‌چینی و ضخامت هر قسمت بر مقاومت قسمت‌های دیگر تأثیرگذار است و ثانیاً قسمتی که کمترین مقاومت را دارد مشخص کننده مقاومت نهایی سازه است.

۳-۲- متغیرهای طراحی

در بهینه‌سازی مواد مرکب معمولاً هر شخص از یک جفت کروموزوم تشکیل شده است. در مواد مرکب لایه‌ای، یکی از کروموزوم‌ها معمولاً شامل ژن‌های تعیین کننده زاویه الیاف و دیگری در بردارنده ژن‌های ضخامت می‌باشد. به هر یک از زاویه‌ها و ضخامت‌ها کدی اختصاص می‌یابد. تعداد حداکثر لایه‌ها در چند لایه توسط تعداد ژن‌ها در کروموزوم‌ها محدود می‌شود.

در این مقاله برای سهولت در تعریف لایه‌چینی قسمت‌ها، اولاً تعداد کروموزوم‌ها در تمامی قسمت‌ها یکسان است. ثانیاً در تمامی قسمت‌ها کروموزوم‌ها دارای تعداد ژن‌های برابر هستند و مجموعه مقادیر ممکن ژن‌های کروموزوم‌های یکسان (برای مثال کروموزوم ضخامت یا کروموزوم زاویه) نیز با هم برابرند. این امر امکان می‌دهد که تعریف مسئله در الگوریتم ژنتیک بسیار ساده شود. تعداد قسمت‌ها به عنوان ورودی جدید به الگوریتم ژنتیک اضافه می‌شود. برای مقایسه تأثیر تعداد قسمت‌ها در عملکرد نهایی سازه تنها کافی

برای آنالیز المان محدود پره روتور در جدول‌های (۲) و (۳) آمده است.

جدول (۳): مشخصات گرافیت-اپوکسی (دوجهته)

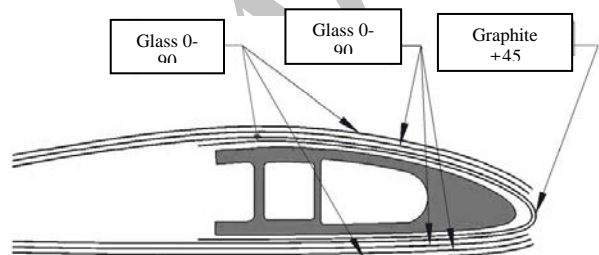
مقدار	مشخصه	مقدار	مشخصه
۷۰۰	X_t (Mpa)	۳۰	E_1 (Gpa)
۳۵۰	X_c (Mpa)	۳۰	E_2 (Gpa)
۷۰۰	Y_t (Mpa)	۵	G_{12} (Gpa)
۳۵۰	Y_c (Mpa)	۰/۱	ν_{12}
۴۰	S (Mpa)	۱۶۵۰	$\rho(\frac{kg}{m^3})$

همچنین تیر اصلی پره روتور از جنس آلومینیوم 6061-T651 بوده و پرکننده پره از جنس فوم می‌باشد که خصوصیات آن‌ها در جدول (۴) آمده است.

جدول (۴): مشخصات مکانیکی تیر اصلی و پرکننده فومی

مشخصه	آلیاژ آلومینیوم 6061-T651	پرکننده فومی
مدول یانگ (Gpa)	۶۹/۶۳۷	۳
ضریب پواسون	۰/۳۳	۰/۳
دانسیته ($\frac{kg}{m^3}$)	۲۷۱۲/۶۳	۱۰۰

لایه‌چینی پره روتور در شکل (۸) نشان داده شده است که برای ضخامت‌های ۰/۱ و ۰/۲ میلی‌متری از الیاف شیشه-اپوکسی و برای ضخامت ۰/۴ میلی‌متری از الیاف گرافیت-اپوکسی استفاده شده است.



شکل (۸): لایه‌چینی پوسته پره روتور اصلی

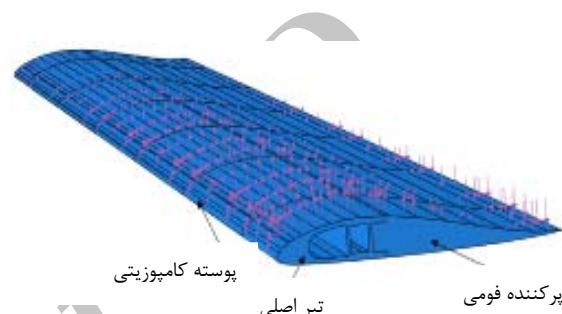
۴-۲- روش حل ماتریسی پره روتور

پره روتور یک جاپروپلن همانند یک تیر یک سرگیردار است، ممکن است در وهله اول تصور شود به دلیل آنکه مسأله از دیدگاه استاتیکی معین است، می‌توان ممان خمشی وارد بر سازه و نتیجتاً

دادند. نتایج حاصل از تحلیل المان محدود پره در حالت بارگذاری حدى مبنای بهینه‌سازی در ادامه تحقیق قرار داده شده است.

۴-۱- مشخصات مدل هدف

پره روتور اصلی جاپروپلن، از تیر اصلی آلومینیومی، پوسته کامپوزیتی و پرکننده فومی تشکیل شده است که مشخصات کلی آن در جدول (۱)، آمده است. هندسه پره روتور و بارگذاری آن در شکل (۷) نشان داده شده است.



شکل (۷): مدل بارگذاری شده روتور در نرم‌افزار آباکوس

جدول (۱): مشخصات کلی پره روتور اصلی

نوع روتور	صلب
تعداد پره	دو
حداکثر سرعت دورانی	۴۵۰ [دور بر دقیقه]
وزن هر پره	۱۳/۲۰۰ [kg]
شعاع پره	۳/۸۷ [متر]
کورد پره	۰/۲۲ [متر]
نوع ایرفویل	NACA-8H12
مرکز آیرودینامیکی	۰/۲۷۸ کورد
(بر حسب درصدی از کورد)	

جدول (۲): مشخصات شیشه-اپوکسی (دوجهته)

مقدار	مشخصه	مقدار	مشخصه
۳۳۰	X_t (Mpa)	۱۵	E_1 (Gpa)
۱۶۵	X_c (Mpa)	۱۵	E_2 (Gpa)
۳۳۰	Y_t (Mpa)	۴/۵	G_{12} (Gpa)
۱۶۵	Y_c (Mpa)	۰/۰۹۷	ν_{12}
۴۰	S (Mpa)	۱۷۴۰	$\rho(\frac{kg}{m^3})$

مواد مورد استفاده در پوسته پره روتور، از جنس شیشه-اپوکسی و گرافیت-اپوکسی می‌باشد. مشخصات مواد کامپوزیتی مورد استفاده

$$Z = [ZM] \{M_s\} + \{\beta\} \quad (۴)$$

که در روتوری با توزیع سفتی ثابت خواهیم داشت [۷]:

$$[ZM] = \frac{\Delta r^2}{EI} \begin{bmatrix} 1 & 2 & 3 & 4 & 5 \\ \frac{1}{8} & 1 & 2 & 3 & 4 \\ 0 & \frac{1}{8} & 1 & 2 & 3 \\ 0 & 0 & \frac{1}{8} & 1 & 2 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{8} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{8} \end{bmatrix}$$

که در آن E مدول یانگ، I ممان اینرسی پره در جهت بال زدن آن و Ω سرعت روتور می باشند.

$$\{\beta\} = \beta \begin{Bmatrix} r_{0.916} \\ r_{0.75} \\ r_{0.58} \\ r_{0.41} \\ r_{0.25} \\ r_{0.083} \end{Bmatrix}$$

و در این ماتریس β زاویه‌ی مخروطی روتور و r فاصله‌ی هر المان پره از هاب در نقاط مختلف می باشد. حال می توان رابطه (۲) که برای توزیع ممان بیان نمودیم را به صورت رابطه (۵) تبدیل نماییم [۷]:

$$M_s = [1.0] + \Omega^2 [F][ZM]^{-1} - 1 \{ [R] \{L\} - \Omega^2 [F] \{ \beta \} \} \quad (۵)$$

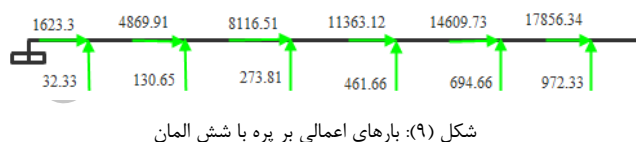
رابطه‌ی فوق که زاویه‌ی مخروطی روتور را در بر دارد، برای حالت خودگردشی روتور جاپروپلن و یا تعادل عمودی بالگرد که در آن بارهای اعمالی بر پره در تمام زوایای گردش آن در طول یک دور ثابت هستند، اعتبار دارد.

با توجه به روابط ارائه شده، حداکثر تغییر مکان عمودی پره روتور در روش ماتریسی برابر ۱۸/۱ متر است (شکل (۱۰)).

۴-۳- صحنه‌گذاری تحلیل المان محدود

جاپروپلن در بیشترین زمان عمر مفید خود، دارای یک شرایط پرواز سیر می باشد. روتور از نوع صلب بوده، بنابراین به صورت یک تیر یک سرگیردار مدل می شود. شرایط تکیه‌گاهی در ریشه پره روتور به

تنش ناشی از آن را در هر قسمت محاسبه نمود. در صورتیکه باید توجه نمود که به علت ماهیت غیرخطی مسأله، ممان فوق تابعی از خواص فیزیکی و مکانیکی پره، نظیر مدول الاستیسیته و ممان اینرسی سطح مقطع پره است. بارهایی که بر روی پره‌ها اثر می کنند، به دو دسته تقسیم شده‌اند: آنهایی که به صورت عمودی بر روی پره‌ها اثر می کنند و آنهایی که به صورت خروج از مرکز بر هاب اعمال می شوند. بار افقی نیز همان نیروی گریز از مرکز است که به صورت $F \times \Omega^2$ بیان می شود که در آن Ω همان سرعت دورانی روتور است. ترکیب بارهایی که ذکر شد توسط مقاومت خمشی روتور با M_s نمایش داده می شود. طبق مرجع [۷] برای محاسبه تغییر شکل در طول پره روتور آن را به شش المان مساوی همانند شکل (۹)، تقسیم نموده‌ایم. مجموع بارهایی که بر هر گره در $X=r/R$ اعمال می شود، برابر با نیروی برآ خواهد بود. ممان سازه‌ای M_s ، که در هر گره‌ی پره وجود دارد برابر با مجموع تمامی ممان‌هایی است که از ریشه‌ی روتور تا آن نقطه بر پره اعمال شده است.



شکل (۹): بارهای اعمالی بر پره با شش المان

به عنوان مثال ممان سازه‌ای در نقطه $X=0.75$ برابر با رابطه (۲) است [۷]:

$$M_s = -\Omega^2 F_6 (Z_6 - Z_5) + \Delta r L_6 \quad (۲)$$

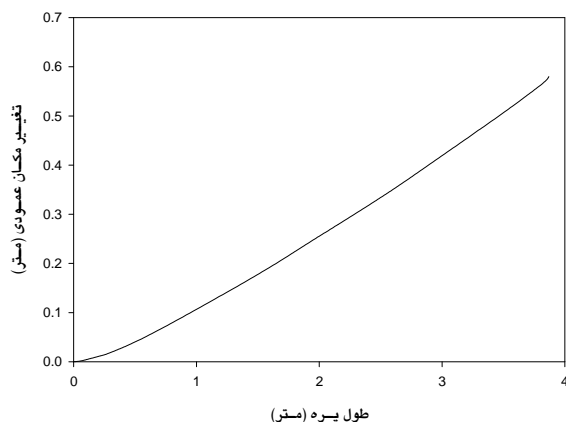
که در آن Z فاصله‌ی عمودی المان تغییرشکل یافته‌ی پره از مبدأ مورد نظر و Δr طول هر المان (در اینجا R/6) هستند.

ممان خمشی سازه‌ای در $X=0.58, 0.41, 0.25, 0.083$ را نیز می توان به کمک نمایه‌ی ماتریسی که در معادله (۳) آمده است، محاسبه نمود [۷].

$$M_s = -\Omega^2 [F] \{Z\} + [R] \{L\} \quad (۳)$$

ماتریس F، نیروی افقی در قسمت‌های مختلف پره، ماتریس L، نیروی برآ در قسمت‌های مختلف پره و ماتریس R، ماتریس شعاع پره با $\Delta r=R/6$ می باشد.

با استفاده از روابط مقدماتی الاستیسیته می توان تغییرشکل $\{Z\}$ را بر حسب ممان سازه‌ای $\{M_s\}$ و جابجایی پره‌ی صلب $\{\beta\}$ به صورت رابطه (۴) نمایش داد [۷].



شکل (۱۱): تغییر مکان عمودی در طول پره روتور

برای تحلیل گسیختگی پوسته پره روتور در نرم‌افزار آباکوس از معیار گسیختگی تسای- هیل استفاده شده است. معیار گسیختگی تسای- هیل به صورت رابطه‌ی (۶) بیان می‌گردد.

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1 \quad (6)$$

در رابطه (۶) بر اساس کششی یا فشاری بودن تنش‌های σ_1 و σ_2 ، مقادیر مقاومتی متناظر با حالت کششی با X_c یا Y_c و نیز در حالت های فشاری با X_c یا Y_c جایگزین می‌گردد. در این معیار حداکثر مقدار گسیختگی یک می‌باشد و اگر در لایه‌های مختلف این مقدار بیشتر از یک شود، گسیختگی در لایه رخ داده است. نتایج حاصل از تحلیل پره روتور در لایه‌های مختلف در جدول (۵) آمده است.

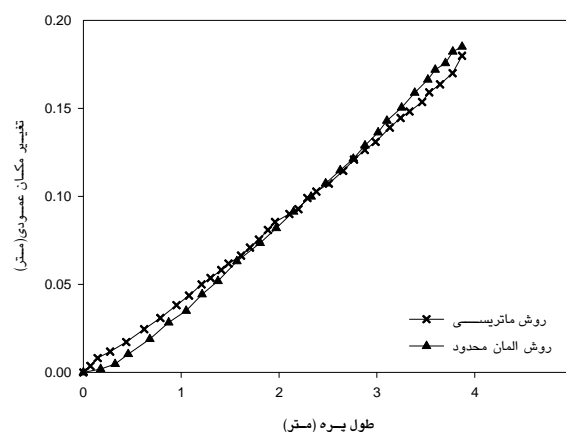
جدول (۵): بررسی معیار تسای- هیل در لایه‌های مختلف

سطح بالای پره		سطح پایین پره	
شماره لایه	معیار تسای- هیل	شماره لایه	معیار تسای- هیل
۱	۰/۶۳۷	۱	۰/۶۷۴
۲	۰/۹۴	۲	۰/۹۶
۳	۰/۹۴	۳	۰/۹۶
۴	۰/۶۶۵	۴	۰/۶۷۴
۵	۰/۶۷۴	۵	۰/۶۷۴
---	---	۶	۰/۶۷۴

سپس باید مشخصه‌های دینامیکی پره چک شود. فرکانس‌های طبیعی پره روتور به کمک نرم‌افزار آباکوس محاسبه شده است. طبق مرجع [۶]، فرکانس‌های طبیعی سازه به منظور اجتناب از پدیده تشدید باید یک حاشیه اطمینان ۲۰ درصد نسبت به ماکزیمم سرعت دورانی روتور (۷/۵ هرتز) داشته باشند که مشاهده می‌شود

گونه‌ای است که $UR1=UR2=UR3=U1=U2=U3=0$ می‌باشد. برای تیر اصلی آلومینیومی و پرکننده فومی از المان سه بعدی، خطی، هشت گره‌ای، نوع C3D8R و برای پوسته‌های کامپوزیتی از المان shell، خطی، چهار گره‌ای، نوع S4R استفاده شده است. مجموع تعداد کل المان‌ها برابر ۳۹۷۴۴ و تعداد گره‌ها برابر ۳۵۱۷۹ می‌باشد.

برای نشان دادن صحت نتایج بدست آمده از تحلیل المان محدود، این نتایج با روش حل ماتریسی مقایسه شده است. مقدار حداکثر جابجایی عمودی در طول پره روتور از آنالیز المان محدود برابر ۱/۱۸۵ متر است. مقایسه حداکثر تغییر مکان عمودی پره روتور به کمک روش ماتریسی و المان محدود در شکل (۱۰) آمده است.



شکل (۱۰): مقایسه تغییر مکان عمودی در طول پره روتور برای روش ماتریسی و المان محدود

۴-۴- تحلیل المان محدود پره در حالت بارگذاری حدی

در این قسمت تحلیل پره روتور در حالت بارگذاری حدی نشان داده شده است که نتایج به دست آمده در این بخش، با ارائه یک مدل تمام کامپوزیتی در ادامه تحقیق حاضر بهینه می‌شوند. جاپروپیلن ممکن است در طول عمر پروازی دچار بار حدی شود. بار حدی، باری است که در طول عمر پرنده ممکن است حداقل یک بار بر سازه وارد شود و در این حالت سازه باید در محدود الاستیک باقی مانده و تغییر شکل پسماند در آن صفر باشد. مقدار حداکثر جابجایی در طول پره روتور از آنالیز المان محدود در شکل (۱۱) نشان داده شده است. همچنین حداکثر تنش تیر اصلی پره روتور، ۲۳۰ مگاپاسکال بوده و تنش مجاز آلومینیوم T651-6061 برابر ۲۸۹ مگاپاسکال می‌باشد که حاشیه اطمینان پره در این حالت بارگذاری برابر ۲۶ درصد است.

همانطور که بیان شد، هر شخص در بردارنده خصوصیات منحصر به فردی از سازه است و برای هر شخص بایستی یک تحلیل المان محدود جدید صورت بگیرد. بنابراین بایستی بین نرم افزار برنامه نویسی و نرم افزار المان محدود ارتباط برقرار شود. بعضی از مراجع برنامه المان محدود را در خود نرم افزار برنامه نویسی نوشته اند [۱۲]. این امر اگرچه به دلیل این که هر دو برنامه در یک نرم افزار نوشته شده اند از نظر محاسباتی مطلوب می باشد ولی عیب بزرگ آن است که کاربرد آن به مدل های ساده که امکان نوشتن برنامه المان محدودشان وجود دارد، محدود می شود.

شکل (۱۲) چگونگی ایجاد ارتباط بین نرم افزار المان محدود و نرم افزار برنامه نویسی را نشان می دهد. در هر نسل متغیرهای طراحی یعنی زوایای الیاف، ضخامت و تعداد لایه ها که معرف شخص جدید می باشد توسط الگوریتم ژنتیک بر اساس بهبود تابع هدف تعیین می گردند (مرحله دوم شکل ۱۲). ورودی برنامه ی المان محدود آباکوس یک فایل متنی می باشد که تمامی اطلاعات مدل شامل مختصات گره ها، نوع المان، نوع تحلیل، بارگذاری، شرایط مرزی، خروجی های مطلوب، خصوصیات مواد و ... در آن وجود دارد. در مرحله سوم شکل (۱۲) خصوصیات مواد در این فایل متنی توسط متغیرهای طراحی مرحله ۲ به روز می شوند. سپس برنامه مطلب، نرم افزار آباکوس را فرا خوانده و نرم افزار آباکوس اجرا می شود (مرحله ۴). خروجی نرم افزار آباکوس نیز یک فایل متنی می باشد. خروجی ها شامل مقدار معیار گسیختگی تسای- هیل، وزن، تغییر مکان عمودی پره و محل مرکز ثقل پره از فایل متنی خروجی خوانده می شوند (مرحله ۵). در مرحله ششم این خروجی ها در تابع هدف اعمال می شوند تا مقدار شایستگی شخص بدست آید. در مرحله هفتم اگر مقدار تابع شایستگی شخص از تمامی شخص های قبلی بهتر باشد، این شخص، شخص برتر است و اطلاعات این شخص در فایلی خارج از برنامه ذخیره می شود تا در صورت توقف ناخواسته برنامه به هر دلیلی مانند قطعی برق اطلاعات مربوط به شخص برتر از بین نرود. بالاخره در مرحله هشتم شرایط توقف چک می شوند. در صورت برآورده شدن معیارهای توقف، برنامه پایان می یابد و در غیر این صورت این سیکل ادامه می یابد تا جواب بهینه حاصل شود.

۶- معرفی پره روتور کامپوزیتی

مشخصات هندسی پره روتور تمام کامپوزیتی برای بهینه سازی در جدول (۱) آمده است. پره روتور دارای تیر اصلی با مقطع D شکل می باشد که محل قرارگیری جان تیر^{۱۱} در ۰/۳۲ کورد پره است. به

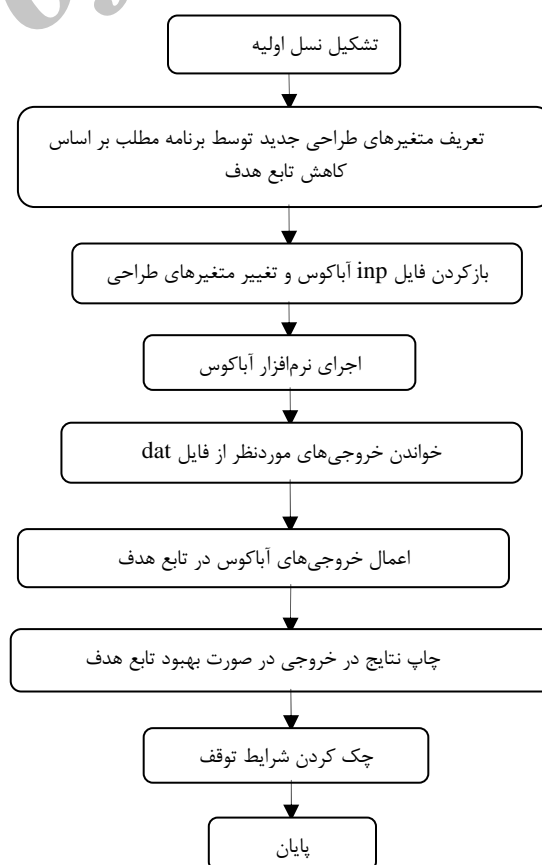
که پره روتور اصلی حاشیه اطمینانی حدود ۱۰ درصد دارد که در مدل بهینه شده نهایی این نقص برطرف شده است. همچنین مقدار حداکثر پیچش در پره باید کنترل شود و طبق [۱۱]، نباید حداکثر مقدار آن بیش تر از ۵ درجه در طول پره شود (جدول ۶).

جدول (۶): فرکانس های طبیعی و حداکثر زاویه پیچش پره

۳/۵۰	حداکثر زاویه پیچش در طول پره (درجه)
۸/۲۰	فرکانس طبیعی اول خارج از صفحه (هرتز)
۲۰/۹۰	فرکانس طبیعی دوم خارج از صفحه (هرتز)
۴۳	فرکانس طبیعی سوم خارج از صفحه (هرتز)
۹/۱۰	فرکانس طبیعی اول درون صفحه (هرتز)

۵- ارتباط بین نرم افزار المان محدود و برنامه نویسی

به دلیل پیچیدگی سازه های صنعتی استفاده از نرم افزار المان محدود تجاری برای تحلیل سازه های صنعتی ضروری می باشد. به منظور بهینه سازی، برنامه الگوریتم ژنتیک با تغییرات ذکر شده در بخش های قبل در نرم افزار برنامه نویسی مطلب نوشته شده است.



شکل (۱۲): ارتباط بین نرم افزار المان محدود و برنامه نویسی

تحمل می‌کند. قسمت‌های فوق در شکل (۱۳) نشان داده شده‌اند.

۷-۱- تعریف پره روتور در الگوریتم ژنتیک

پره روتور به پنج ناحیه تقسیم شده است که هر ناحیه در برگیرنده دو کروموزوم و هفت ژن می‌باشد. صفحات حداکثر می‌توانند شامل چهارده لایه باشند و حداقل تعداد لایه، چهار لایه در نظر گرفته می‌شود. لایه‌ها نسبت به محور میانی متقارن می‌باشند. لذا به دلیل تقارن هر کروموزوم در بردارنده هفت ژن خواهد بود. از طرفی با توجه به محدودیت‌های ساخت از زاویه‌های اجرایی برای الیاف استفاده می‌شود. جدول (۸) مجموعه مقادیر ممکن زاویه‌ها، ضخامت‌ها و کدگذاری مربوط به آن‌ها را نشان می‌دهد که ضخامت صفر به معنی عدم وجود لایه می‌باشد.

۷-۲- متغیرهای طراحی

تعداد متغیرهای طراحی فرآیند بهینه‌سازی وابسته به نحوه تقسیم‌بندی پره می‌باشد. با اضافه شدن تعداد قسمت‌ها به عنوان ورودی جدید الگوریتم ژنتیک می‌توان به راحتی تعداد قسمت‌ها را تغییر داد. تعداد متغیرهای طراحی فرآیند بهینه‌سازی برابر است با:

$$K=J*(P*E)$$

که در آن
 $K=2$: کروموزوم اول در بردارنده ضخامت لایه و کروموزوم دوم در بردارنده زاویه‌های الیاف لایه می‌باشد.

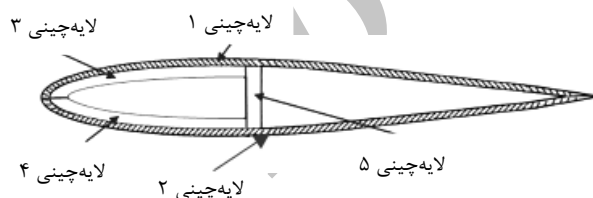
$J=7$: مقادیر ممکن ژن‌های دو کروموزوم ضخامت و زاویه که در جدول (۹) آمده است.
 $P=5$: تعداد قسمت‌ها.

$E=1$: قسمت‌های طولی لایه‌چینی یکسان دارند.
 بنابراین با یک مسئله بهینه‌سازی ۷۰ متغیره روبرو هستیم.

جدول (۸): زاویه‌ها و ضخامت‌های ممکن و کدگذاری مربوط به آن‌ها

مقادیر ممکن ژن‌های زاویه	مقادیر ممکن ژن‌های ضخامت	کد	ضخامت لایه (میلی‌متر)
۱	۱	۱	صفر
۲	۲	۲	۰/۱
۳	۳	۳	۰/۱۵
۴	۴	۴	۰/۲
۵	۵	۵	۰/۲۵
۶	۶	۶	۰/۳
۷	۷	۷	۰/۴
۸	۸	۸	۰/۵

طور کلی پره روتور به پنج ناحیه شامل پوسته‌های سطح بالا و پایین پره، بخش بالا و پایین تیر اصلی و جان تیر اصلی تقسیم شده است (شکل ۱۳). جنس مواد مورد استفاده برای پره روتور از نوع گرافیت-اپوکسی T300-5208 می‌باشد (جدول ۷). برای مدل المان محدود از پرکننده فومی استفاده نشده است زیرا نسبت چگالی آن به چگالی گرافیت-اپوکسی ناچیز است و همچنین نوع المان به کار رفته برای شبیه‌سازی پره در نرم‌افزار المان محدود آباکوس از نوع S4R است و مجموع تعداد کل المان‌ها برابر ۵۸۱۲ و تعداد گره‌ها برابر ۵۴۴۸ می‌باشد.



شکل (۱۳): لایه‌چینی متفاوت قسمت‌های مختلف پره در فرآیند بهینه‌سازی

جدول (۷): مشخصات گرافیت-اپوکسی T300-5208

مشخصه	مقدار	مشخصه	مقدار
E_1 (Gpa)	۱۸۱	X_t (Mpa)	۱۵۰۰
E_2 (Gpa)	۱۰/۳	X_c (Mpa)	۱۵۰۰
G_{12} (Gpa)	۷/۱۷	Y_t (Mpa)	۴۰
ν_{12}	۰/۲۸	Y_c (Mpa)	۲۴۶
ρ ($\frac{kg}{m^3}$)	۱۶۰۰	S (Mpa)	۶۸

۷-۳- بهینه‌سازی پره روتور

همانطور که بیان شد سازه بایستی به نواحی مناسبی تقسیم شود. در پره روتور با توجه به بارهای متفاوت وارده به پوسته‌ها و تیر اصلی هر یک از این قسمت‌ها بایستی لایه‌چینی مجزایی داشته باشند. از طرفی در پوسته‌ها نیز نیروها به صورت یکنواخت وارد نمی‌شوند. لبه‌ی حمله، نیروی بیشتری تحمل می‌کند. در لبه فرار نیز بحث آیرودینامیکی مهم می‌باشد. سطوح بالایی و پایینی پره تحت بارهای متفاوتی هستند. بنابراین پروفیل پره روتور بایستی به چند ناحیه مناسب تقسیم شود.

پره روتور به پنج قسمت تقسیم شده است. از آنجا که یکپارچگی الیاف یک قید ساخت مهم می‌باشد هر یک از پوسته‌های بالایی و پایینی در طول پروفیل (از لبه حمله تا لبه فرار) دارای یک لایه‌چینی یکسان می‌باشند. با این حال لبه حمله تحت نیروی بیشتری است و این ناحیه توسط تیر اصلی پره، بارهای وارده را

۷-۳- تابع هدف

هدف حداقل کردن وزن و تغییر مکان پره روتور با در نظر گرفتن قیود مربوط به شکست سازه و شرایط عملکردی آن است. تابع هدف برای هر قسمت از پره در رابطه (۷) آمده است.

$$\frac{1}{r_i^* + (1 - \alpha) D_i^*} + 10^{-6} \lambda^* \quad , \quad \text{if } \lambda^* \geq 1$$

$$\frac{1}{(\alpha W_i^* + (1 - \alpha) D_i^*)^2} \quad , \quad \text{if } \lambda^* < 1$$

(۷)

$$W_i^* = \frac{W_i - W_{\min}}{W_{\max} - W_{\min}}; \quad D_i^* = \frac{D_i - D_{\min}}{D_{\max} - D_{\min}} \quad i=1:n$$

$$\lambda^* = \min(\lambda_f, \lambda_{cg}); \quad \lambda_f = \frac{1}{Tsi}; \quad \lambda_{cg} = \frac{(X_{ac} - X_0)}{(X_{cg} - X_0)}$$

در رابطه فوق:

FIT_i : تابع هدف قسمت iW_i : مقدار بدون بعد وزن سازه برای قسمت iW_{max} : حداکثر وزن سازه (در صورت وجود همه لایه‌ها)W_{min} : حداقل وزن سازه (با حداقل لایه‌ها)D_i^{*} : مقدار بدون بعد جابه‌جایی سازه برای قسمت iD_{max} : حداکثر جابه‌جایی سازهD_{min} : حداقل جابه‌جایی سازه

α : ضریب وزن‌دار

λ^{*} : ضریب تأثیر قید شکست و قید عملکردی پره

Tsi : قید حداکثر مقدار معیار گسیختگی تسای-هیل

X_{ac} : محل مرکز آیرودینامیکیX_{cg} : محل مرکز ثقلX₀ : محل لبه حمله ایرفویل

n : تعداد کل قسمت‌های سازه

در بهینه‌سازی بایستی مقدار تابع FIT حداکثر شود. از مقادیر بی‌بعد وزن و تغییر مکان در تابع هدف استفاده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، وزن و تغییر مکان با بیشترین و کمترین مقدارشان نرمالیزه می‌شوند. در این مسئله کاهش وزن و تغییر مکان با هم مغایرند. کاهش یکی به معنی افزایش دیگری است. لذا ضریب وزن دار α در وزن و ضریب (1-α) در تغییر مکان ضرب می‌شود. مقدار α بین صفر و یک می‌تواند تغییر کند. در اینجا به جای بدست آوردن یک جواب بهینه، می‌توان یک مجموعه از جواب‌ها، وابسته به مقادیر گوناگون α بدست آورد. در نهایت وابسته به میزان اهمیت

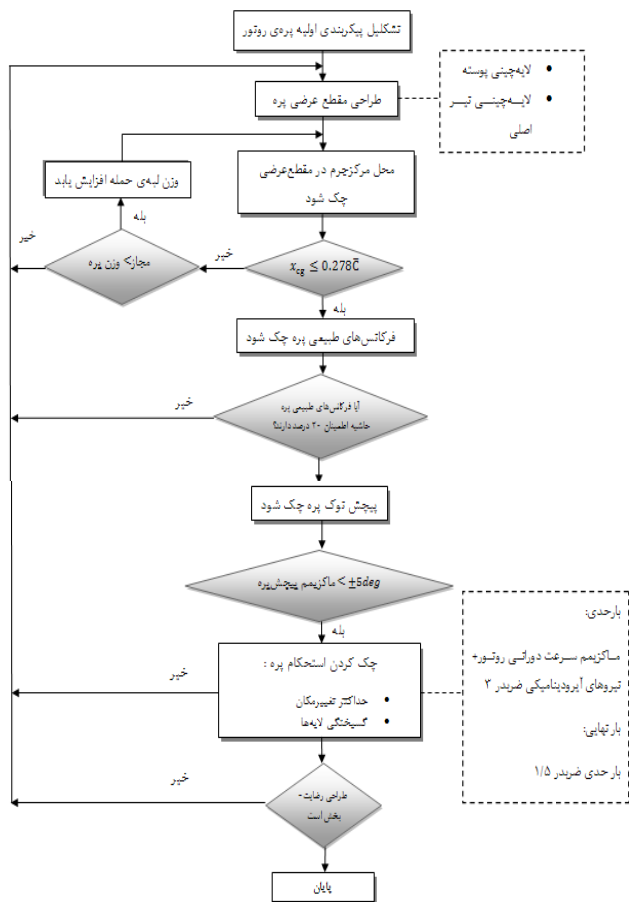
وزن یا تغییر مکان، جواب بهینه را می‌توان از میان مجموعه جواب‌ها انتخاب نمود. برای مثال وقتی α=0 است مسئله بهینه‌سازی تغییر مکان می‌شود و وزن اهمیتی ندارد و وقتی α=1 است مسئله بهینه‌سازی وزن می‌شود و تغییر مکان اهمیتی ندارد. تابع هدف کل نیز همانند رابطه (۷) است.

۷-۴- قیود

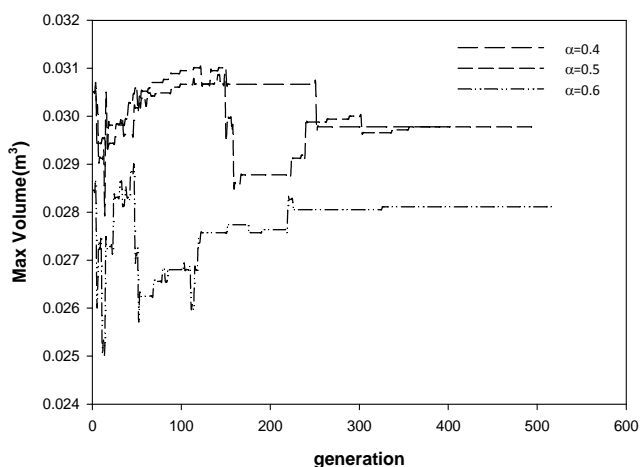
برای اعمال قیود در این بهینه‌سازی از روش جریمه استفاده شده است. دو قید مهم در این بهینه‌سازی شکست سازه و قرارگیری محل مرکز ثقل در جلوی مرکز آیرودینامیکی پره می‌باشد. ضریب اطمینان شکست ماده λ_f نامیده می‌شود و با معیار گسیختگی تسای-هیل سنجیده می‌شود. ضریب اطمینان قرارگیری محل مرکز ثقل در جلوی مرکز آیرودینامیکی پره λ_{cg} نامیده می‌شود. هنگامیکه λ_f و λ_{cg} هر دو بزرگتر مساوی یک باشند طراحی قابل قبول است. λ^{*} به عنوان ضریب اطمینان سازه حداقل (λ_f و λ_{cg}) تعریف می‌شود. λ^{*} کوچکتر از یک به معنای ارضاء نشدن حداقل یکی از قیود می‌باشد، در این حالت توان دوم λ^{*} در تابع هدف ضرب شده تا شایستگی شخص برای شرکت در نسل‌های بعد کم شود. λ^{*} بزرگتر مساوی یک به معنای قرار گرفتن طرح در منطقه امن طراحی می‌باشد. در این حالت از ایده جالبی استفاده شده و λ^{*} در عدد کوچک 10⁻⁶ ضرب شده و سپس به مقدار تابع هدف اضافه می‌گردد. این امر سبب می‌شود فرآیند بهینه‌سازی با یک هدف اضافه یعنی ماکزیمم کردن ضریب اطمینان ارتقاء یابد. انتخاب ضریب مناسب λ^{*} مهم بوده و باید به گونه‌ای باشد که در ضمن تأثیرگذاری روی مقدار تابع هدف باعث تغییر ناگهانی تابع هدف نشود. با چند بار تحلیل مقدار مناسب این ضریب 10⁻⁶ تعیین شد. قید دیگر طراحی، فرکانس‌های طبیعی پره می‌باشد. فرکانس‌های طبیعی پره بایستی مطابق مراجع [۶] در محدوده امن طراحی باشند بنابراین، این قید در پایان بهینه‌سازی بایستی چک شود.

۷-۵- معیار توقف

معیار توقف در این مسئله شامل دو حالت است. اولین معیار حداکثر تعداد نسل می‌باشد که به دلیل تعداد متغیرهای بسیار زیاد، برابر ۶۰۰ گرفته شده و معیار دوم حداکثر تعداد نسل بدون بهبود شایستگی نقطه بهینه می‌باشد که برابر ۱۵۰ در نظر گرفته شده است. تعداد تحلیل فرآیند بهینه‌سازی ترکیبی از اندازه جمعیت و تعداد نسل انجام شده می‌باشد. تعداد تحلیل صورت گرفته در صورت برآورده شدن شرط اول برابر رابطه (۸) و در صورت برآورده شدن



شکل (۱۴): فلوجارت طراحی پره روتور



شکل (۱۵): حجم کل پره روتور در نسل‌هایی که تابع شایستگی بهبود یافته

شرط دوم برابر رابطه (۹) می‌باشد.

$$(۸) \quad (+۱ \text{ حداکثر نسل}) \times \text{اندازه جمعیت} = \text{تعداد تحلیل صورت گرفته}$$

$$(۹) \quad \text{نسل‌های بهبود یافته} \times \text{اندازه جمعیت} = \text{تعداد تحلیل صورت گرفته} + (+۱ \text{ نسل‌های بدون بهبود})$$

۶-۷- ورودی‌های برنامه

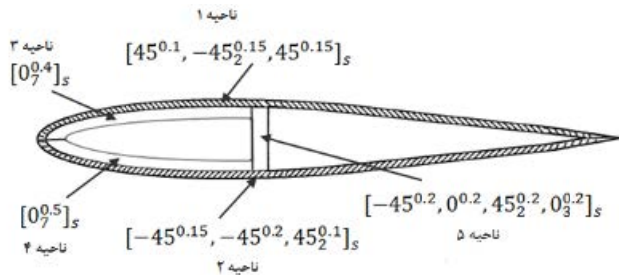
ورودی‌های برنامه به شرح زیرند:

تعداد قسمت‌ها	۵
اندازه جمعیت	۸
تعداد ژن هر کروموزوم	۷
درصد جهش	۰.۲٪
درصد جهش چیدمان لایه	۰.۸۰٪
درصد جهش اضافه نمودن لایه	۰.۴٪
درصد جهش کاهش لایه	۰.۴٪
حداقل تعداد لایه‌ها	۲
مجموعه کد ژن‌های ضخامت	[۱۰۸]
مجموعه کد ژن‌های زاویه	[۱۰۸]
ضریب نخبه‌گرایی	۰.۸۰٪
تعداد حداکثر نسل	۶۰۰
تعداد حداکثر نسل بدون بهبود	۱۵۰

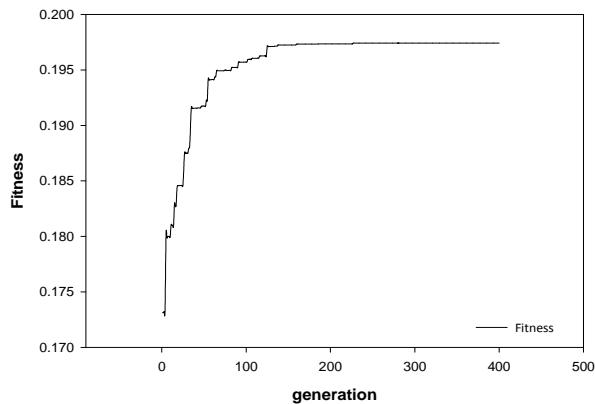
۸- نتایج

بهینه‌سازی پره که شامل حداقل کردن وزن و تغییر مکان با در نظر گرفتن قید شکست و عملکرد است، با توجه درصد اهمیت وزن و تغییر مکان به ازای α های ۰/۴، ۰/۵ و ۰/۶ انجام شده است. با در نظر گرفتن شرایط کلی فلوجارت شکل (۱۴) نقطه بهینه نهایی از میان مجموعه جواب‌ها انتخاب شده است.

در شکل‌های (۱۵) و (۱۶)، روند تغییرات وزن و تغییر مکان پره و در شکل (۱۷) مقدار حداکثر معیار تسای- هیل قسمت‌های پنجگانه به ازای α های مختلف نشان داده شده است. تسای‌هیل کمتر از یک به معنای عدم شکست سازه می‌باشد. پره روتور باید شرایط مربوط به فرکانس طبیعی و پیچش در طول پره را ارضاء کند. در جدول (۹) به ازای α های گوناگون وزن، محل مرکز جرم، مقدار فرکانس‌های طبیعی و زاویه پیچش پره آمده است.

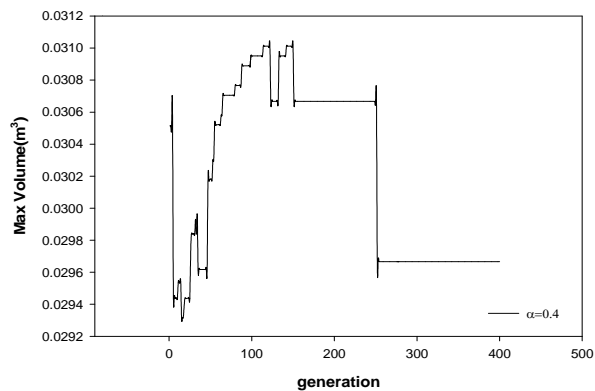


شکل (۱۸): زاویه‌های نهایی حاصل از بهینه‌سازی توسط الگوریتم ژنتیک

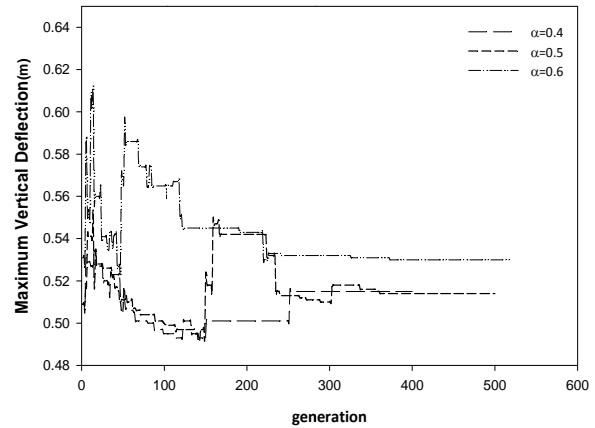


شکل (۱۹): روند صعودی تابع شایستگی کل

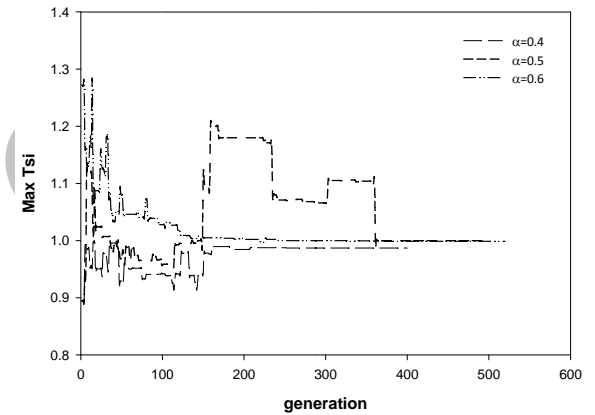
با بررسی نمودارهای ارائه شده در شکل‌های (۱۵) تا (۱۷) و جدول (۹) مشاهده می‌شود در $\alpha=0.4$ تمام الزامات فلوجارت شکل (۱۴) به خوبی ارضاء شده است و استحکام پره نیز مناسب می‌باشد. بنابراین نقطه بهینه مطلوب به ازای $\alpha=0.4$ حاصل شده است. لایه‌چینی نهایی پرهی کامپوزیتی در شکل (۱۸) نشان داده شده است. روند همگرایی در شکل (۱۹) آمده است. همانطور که مشاهده می‌شود، مقدار تابع هدف به تدریج افزایش یافته است. شکل‌های (۲۰) تا (۲۲) به ترتیب روند تغییرات حجم، ماکزیمم تغییر مکان و معیار گسیختگی تسای-هیل را نشان می‌دهند.



شکل (۲۰): حجم کل پره روتور در نسل‌هایی که تابع شایستگی بهبود یافته



شکل (۱۶): تغییر مکان عمودی پره روتور در نسل‌هایی که تابع شایستگی بهبود یافته



شکل (۱۷): مقدار حداکثر معیار تسای-هیل در نسل‌های بهبود یافته

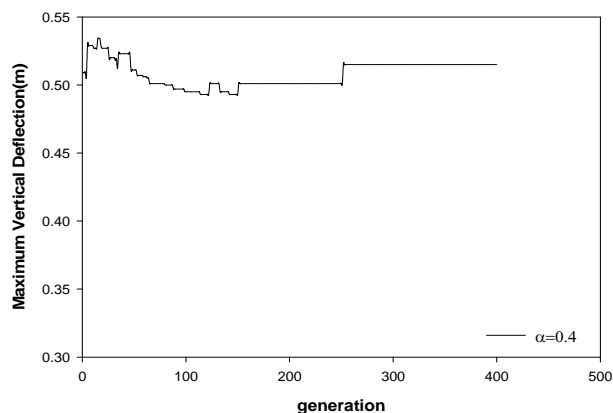
جدول (۹): خصوصیات پره به ازای α های مختلف

$\alpha=0.6$	$\alpha=0.5$	$\alpha=0.4$	مشخصات پره
۹/۳۹	۹/۴۷	۹/۴۷	فرکانس طبیعی اول خارج از صفحه (هرتز)
۲۵/۱۶	۱۸۴	۲۵/۸۴	فرکانس طبیعی دوم خارج از صفحه (هرتز)
۴۹/۸۱	۱۲۸	۵۲/۵۸	فرکانس طبیعی سوم خارج از صفحه (هرتز)
۱۱/۰۸	۱۰۹	۱۱/۵۴	فرکانس طبیعی اول درون صفحه (هرتز)
۳/۲۲	۲/۳۶	۲/۳۵	حداکثر پیچش (درجه)
۰/۲۷	۰/۲۶	۰/۲۶	محل مرکز جرم (بر حسب کورد)
۹/۰۲	۹/۲۸	۹/۲۸	وزن پره (کیلوگرم)

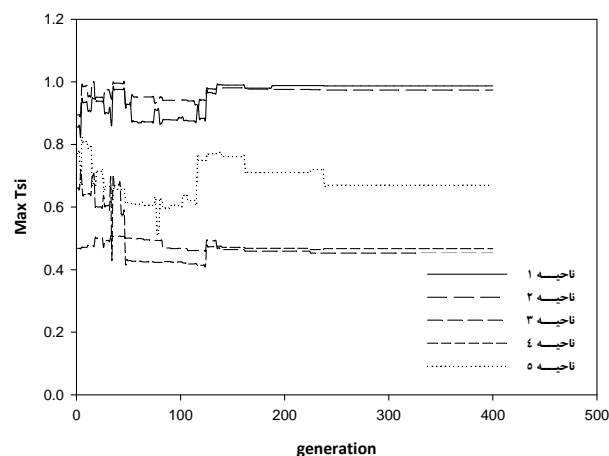
که وزن و تغییر مکان پره نسبت به پره اصلی، با در نظر گرفتن شرایط استحکام و عملکردی پره کاهش یافته است. وزن پره بهینه‌سازی شده ۳۰ درصد و تغییر مکان آن ۱۱ درصد نسبت به پره اصلی کاهش یافته است. حداکثر زاویه پیش‌در طول پره اصلی، $3/5$ درجه و برای پرهی بهینه‌سازی شده $2/35$ درجه است. استحکام پره با توجه به معیار گسیختگی تسای-هیل در تمام بخش‌های سازه در محدوده مجاز بوده و کمتر از یک می‌باشد. حاشیه اطمینان مرکز آیرودینامیکی پره تا مرکز ثقل آن حدود $0.2/0$ کورد می‌باشد و همچنین فرکانس‌های طبیعی پره یک حاشیه اطمینان ۲۰ درصد طبق مرجع [۶] دارند.

۱۰- مراجع

- [1] Miura, H., "Applications of Numerical Optimization Methods to Helicopter Design Problems a Survey," Vertica, Vol. 9, No. 2, pp.141-154, 1985.
- [2] Kim, J. E., and Sarigul-Klijn, N., "Structural Optimization for Light-weight Articulated Rotor Blade," in Proceedings of the 41st AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, (Atlanta, GA), Apr. 3-6, 2000. AIAA 2000-1520.
- [3] Kim, J.E., and Sarigul-Klijn, N., "Elastic-dynamic Rotor Blade Design with Multiobjective Optimization," AIAA Journal, Vol. 39, No. 9, pp.1652-1661, 2001.
- [4] Volovoi, V. V., Li, L., Ku, J., and Hodges, D. H., "Multi-level Structural Optimization of Composite Rotor Blades," in Proceedings of the 46th AIAA/ ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, (Austin, Texas), Apr. 18-21, 2005.
- [5] Li, L., Ku, J., Volovoi, V. V., and Hodges, D. H., "Cross-Sectional Design of Composite Rotor Blades," paper presented at the 63rd Annual Forum of the American Helicopter Society, April 2008.
- [6] Astm-F2352-05., "Standard Specification for Design and Performance of Light Sport Gyroplane Aircraft," Current edition approved May 15, 2008.
- [7] Alton P.Mayon., "Martix Method for obtaining Spanwise Moments and Deflection of Torsionally Rigid Rotor Blades With Arbitrary Loadings," NACA TN 4304, 1958.
- [8] Louis S., Stivers, Jr., and Fred.Rice,Jr."Aerodynamic Characteristics of Four Naca Airfoil Sections Designed For Helicopter Rotor Blades," Langley Memorial Aeronautical Laboratory, 1946.



شکل (۲۱): تغییر مکان عمودی پره روتور در نسل‌هایی که تابع شایستگی بهبود یافته



شکل (۲۲): مقدار حداکثر معیار تسای-هیل در نسل‌های بهبود یافته

۹- نتیجه‌گیری

در این مقاله از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی پره روتور استفاده شده است. استفاده از ورودی‌های مجزا، عملگرهای ژنتیکی مخصوص مواد مرکب و ذخیره اطلاعات تحلیل‌های پیشین از یک سو و تعریف جدید و مناسب تابع هدف، قیود و متغیرهای طراحی سبب بهبود کارایی الگوریتم ژنتیک شده است. در بهینه‌سازی، پره به چندین قسمت تقسیم شده و با اضافه نمودن بخشی به ساختار الگوریتم ژنتیک یک ورودی تحت عنوان تعداد قسمت‌های دارای لایه‌چینی متفاوت به ورودی‌های الگوریتم اضافه گردید که این ورودی کاربرد الگوریتم را برای بهینه‌سازی سازه‌های این‌چینی مناسب نمود. در فرآیند بهینه‌سازی لایه‌چینی بهینه متناسب با مقاومت مورد نیاز هر قسمت که سبب کاهش وزن و تغییر مکان کلی پره گردید، بدست آمده است. با بررسی پرهی بهینه‌سازی شده به ازای $\alpha=0.4$ مشاهده می‌نماییم

- Aerostructures Directorate Langley Research Center Hampton, Virginia, NASA Technical Paper 2730 AVSCOM Technical Memorandum 87-B-6, 1987.
- [12] B. Paluch., M. Gre´diac., A. Faye., “Combining a Finite Element Programme and a Genetic Algorithm to Optimize Composite Structures with Variable Thickness,” *Composite Structures* 83, pp. 284–294, 2008.
- [9] Raymond A. Young., “Helicopter Engineering,” (New York: Ronald Press), pp.85-116, 1949.
- [10] Almedia, F.s., “Design Optimization of Composite Laminated Structures Using Genetic Algorithms and Finite Element Analysis,” *composite structures*, 2008.
- [11] Nixon, M., “Preliminary Structural Design of Composite Main Rotor Blades for Minimum Weight,”

Archive of SID