

چگونگی تست و آنالیز مودال پره‌های بالگرد

سید علی موسوی*

دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک

دانشکده فنی و مهندسی

مرکز تحقیقات هوایی نهاب

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

amousavi@ihu.ac.ir

محمد رضا الهامی

استادیار گروه مهندسی مکانیک

دانشکده فنی و مهندسی

گروه مکانیک

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

melhami@ihu.ac.ir

حسین تائب

کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا

دانشکده فنی و مهندسی

مرکز تحقیقات هوایی نهاب

دانشگاه جامع امام حسین (ع)

kptaeb@ihu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۹/۱۵

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۱/۲۷

چکیده

بررسی ارتعاشات اجسام دوار طی دهه‌های اخیر مورد توجه بسیاری از کارشناسان علوم سازه بوده است. از جمله اجسام دوار، پره‌های روتور انواع بالگرد می‌باشد. به دلیل تأثیر بسزای پره‌ها بر کارایی و عملکرد بالگرد، در این مقاله سعی شده است تا چگونگی تست و آنالیز این پره‌ها از منظر ارتعاشی تشریح شود. برای این منظور، انواع آزمایش‌های بالانسی، همچون وزن‌کشی، تست ریسمان و تست تراز، و آزمایش‌های ارتعاشی، همچون استاتیکی و دینامیکی، بررسی شده و در ادامه دیاگرام اسپیک پره‌های فلزی و کامپوزیتی بالگرد و چگونگی تغییرات آن مورد بررسی قرار گرفته است. با انجام این آزمایش‌ها مشخص شد که با توجه به امکان تغییر و کنترل سختی پره‌های کامپوزیتی، این نوع پره‌ها جهت طراحی در بالگردها بسیار مناسب‌اند.

واژگان کلیدی: آنالیز مودال، بالگرد، دیاگرام اسپیک، پره، روتور

۱. مقدمه

بهرتر بالگرد می‌شود. از همین رو، فرکانس‌های طبیعی پره‌های روتور موضوع ویژه و مهمی در طراحی و استفاده در بالگردها محسوب می‌شود. این امر در واقع برای جلوگیری از بروز پدیده‌هایی چون تشدید، فلاتر^۲ و جز این‌ها می‌باشد. پس باید فرکانس‌های طبیعی پره‌های بالگرد به‌طور دقیق تخمین زده شود. این عمل با استفاده از آنالیزهای تجربی و دقیق میسر است. در این مقاله به این موضوع مهم پرداخته شده است.

اهمیت پره‌های روتور در کاربردهای هوایی و تأثیر آن بر عملکرد و کارایی بالگرد سبب شده است تا امروزه جهت ساخت پره‌ها، آزمایش‌های متنوعی روی آنها انجام شود. اگر ارتعاشات پره‌ها با روش‌های مناسب کنترل نشود، سبب بروز اختلال در عملکرد بالگرد، خستگی زودرس قطعات و در نتیجه کاهش عمر سیستم می‌شود و ممکن است باعث شکست پره و سقوط بالگرد گردد. از طرفی، کاهش ارتعاشات روتور سبب افزایش راحتی خدمه و کنترل‌پذیری

هوبولت و بروکس (۱۹۵۸ م) نخستین پژوهشگرانی بودند که معادلات دیفرانسیل حاکم بر حرکات خمش طولی، خمش عرضی و پیچش را به همراه زاویه پیچشی اولیه برای پره‌های بالگرد به دست آوردند [۱]. چون پره مورد نظر آنها به صورت غیریکنواخت بود، حل تحلیلی و دقیق معادلات دیفرانسیل آن تقریباً غیرممکن می‌نمود. بنابراین روش‌های متعددی برای حل تقریبی این معادلات ارائه شد. میل (۱۹۶۸ م) با استفاده از روش گالرکین^۳ به محاسبه فرکانس‌های طبیعی پره‌های هلی‌کوپتر و همچنین پایداری آنها پرداخته است [۲]. برمول (۲۰۰۱ م) رفتار دینامیکی ائرو دینامیکی پره‌های روتور را بررسی کرده و درباره روش‌های تحلیل، معادلات حرکت و ساختار الاستیک پره‌های روتور بالگرد مطالعاتی انجام داده است [۳]. نیومن (۱۹۹۴ م) به موضوع منابع بار روتور، که عامل اصلی ایجاد ارتعاشات در بالگرد می‌باشد، پرداخته و اثر نیروی انتقالی از روتور به بدنه را بررسی کرده است [۴].

هولمن (۲۰۰۷ م) نیز روش ترسیم دیاگرام اسپک را در آنالیز مودال ارائه نمود [۵]. پانکو و کندی (۱۹۴۷ م) برای نخستین بار آنالیز مودال را روی سازه هواپیما به منظور استخراج فرکانس طبیعی و سطح استهلاک انجام دادند [۶]. کارن و همکاران (۱۹۸۲ م) به بررسی آنالیز مودال پره توربین باد به صورت تجربی و عددی [۷] و همچنین اسدلهی و صیادنژاد (۱۳۸۹) به بررسی آنالیز مودال پره ردیف دوم یک توربین گاز صنعتی به روش تحلیلی و تجربی پرداختند و دیاگرام اسپک را برای این توربین استخراج نمودند [۸].

طی چند دهه گذشته، مطالعات گسترده‌ای درباره تخمین دقیق فرکانس‌های طبیعی پره‌های روتور بالگرد و چگونگی بررسی تشدید و پدیده‌های مرتبط با آن انجام شده است. در این مقاله، با توجه به حساسیت موضوع، روش آنالیز تجربی پره‌های بالگرد، معیار تشدید و دیاگرام آن و همچنین چگونگی بهینه‌نمودن پره‌ها از لحاظ ارتعاشات بررسی شده است. لازم به ذکر است که به‌طور کلی به

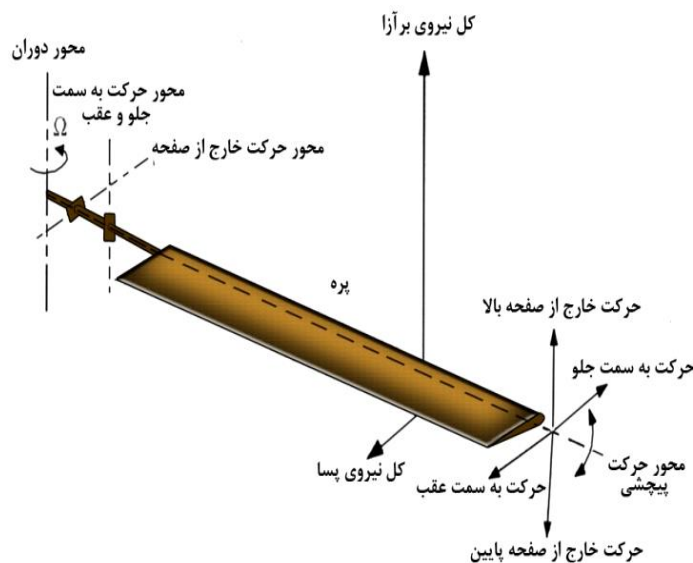
پره‌های بالگردها و اتصالات آن، در کل روتور گفته می‌شود؛ در این مقاله نیز از همین لفظ استفاده شده است.

۲. فیزیک روتور

در دینامیک روتور بالگرد بایستی اثر متقابل قطعات بر یکدیگر مد نظر قرار گیرد، که آن مسئله سبب پیچیدگی آنالیز دینامیک روتور می‌شود. پره‌های روتور از مواد گوناگون ساخته می‌شوند که هر یک خواص فیزیکی خود را دارند. زاویه پیش‌ساختاری پره همراه با تغییر ضخامت و شکل ایرفویل در طول آن ممکن است وجود داشته باشد که تمام این شاخص‌ها سبب غیریکنواختی و پیچیدگی در رفتار دینامیکی آنها می‌گردد؛ همچنین تنوع نحوه اتصال این پره‌ها به روتورها به پیچیدگی مسئله می‌افزاید. پس همیشه امکان مدل‌سازی دینامیکی دقیق از تمامی جهات وجود ندارد [۹]. اگر هدف از آنالیز دینامیکی طراحی اولیه یا بررسی ساختار کیفیت رفتاری باشد، فرض‌های ساده‌سازی می‌توانند برای این روش مدل‌سازی‌ها قابل توجیه باشند. به همین دلیل در بررسی ارتعاشات روتور بالگردها، معمولاً پره‌های آن به‌عنوان یک تیر دورانی در نظر گرفته می‌شود و حرکات آن از قبیل حرکت خارج از صفحه^۴، حرکت داخل صفحه دوران^۵ و حرکت پیچشی^۶، به‌طور مجزا بررسی می‌شود. در شکل ۱ انواع نیروهای ائرو دینامیکی وارده به یک پره بالگرد و حرکات مفروض نمایش داده شده است. مطابق این شکل نیروی برا تأمین‌کننده حرکت بالگرد و نیروی پسا از حرکت پره در صفحه دوران ممانعت به‌عمل می‌آورد. یک پره بالگرد ممکن است توسط یک یا چند لولا به هاب و از آنجا به محور دوران اصلی متصل گردد؛ این لولاها نیز سبب پیچیدگی حرکت پره روتور می‌شوند.

۳. انواع روتورها

به‌طور کلی روتور بالگرد به سه دسته روتور تمام‌مفصلی^۷، نیمه‌صلب^۸ و صلب^۹ تقسیم می‌شود [۱۰]. در ادامه درباره هر یک از این موارد سه‌گانه فوق توضیحاتی مطرح می‌شود.



شکل ۱. حرکات گوناگون پره

۳-۱. روتور تمام مفصلی

یک سیستم روتور مفصلی معمولاً شامل سه پره یا بیشتر است. در روتورهای مفصلی پرها مجاز به حرکات بال‌زدن^{۱۰}، خمش در صفحه افقی پرها^{۱۱} و تغییر گام^{۱۲} پره روتور می‌باشند. هر پره روتور توسط یک لولای افقی و یک لولای عمودی به هاب^{۱۳} متصل می‌شود، که به ترتیب لولای بال‌زدن^{۱۴} و لولای درگ^{۱۵} نامیده می‌شود. در شکل ۲ این جزئیات به صورت شماتیک نمایش داده شده است. هر پره می‌تواند مستقل از سایر پرها حرکت کند و با توجه به شرایط کنترل و پایداری پرنده، محل لولاها می‌تواند در هر پرنده متفاوت باشد.

لولای بال‌زدن به پره اجازه حرکت در جهت عمود بر صفحه چرخش روتور را می‌دهد. در واقع دلیل تعبیه آن متعادل کردن اختلاف نیروی برا در دو طرف روتور می‌باشد. لولای درگ نیز به پره اجازه حرکت در صفحه چرخش نسبت به هاب را می‌دهد. طراحی این لولا و دمپر به جهت جذب ارتعاشات ناشی از افزایش و کاهش سرعت پرها می‌باشد. همچنین لولای تغییر گام، حرکت حول محور طولی پره را ممکن می‌سازد که به وسیله آن می‌توان با تغییر گام پره، به دلخواه نیروی برا را تغییر داد.

۳-۲. روتور نیمه صلب

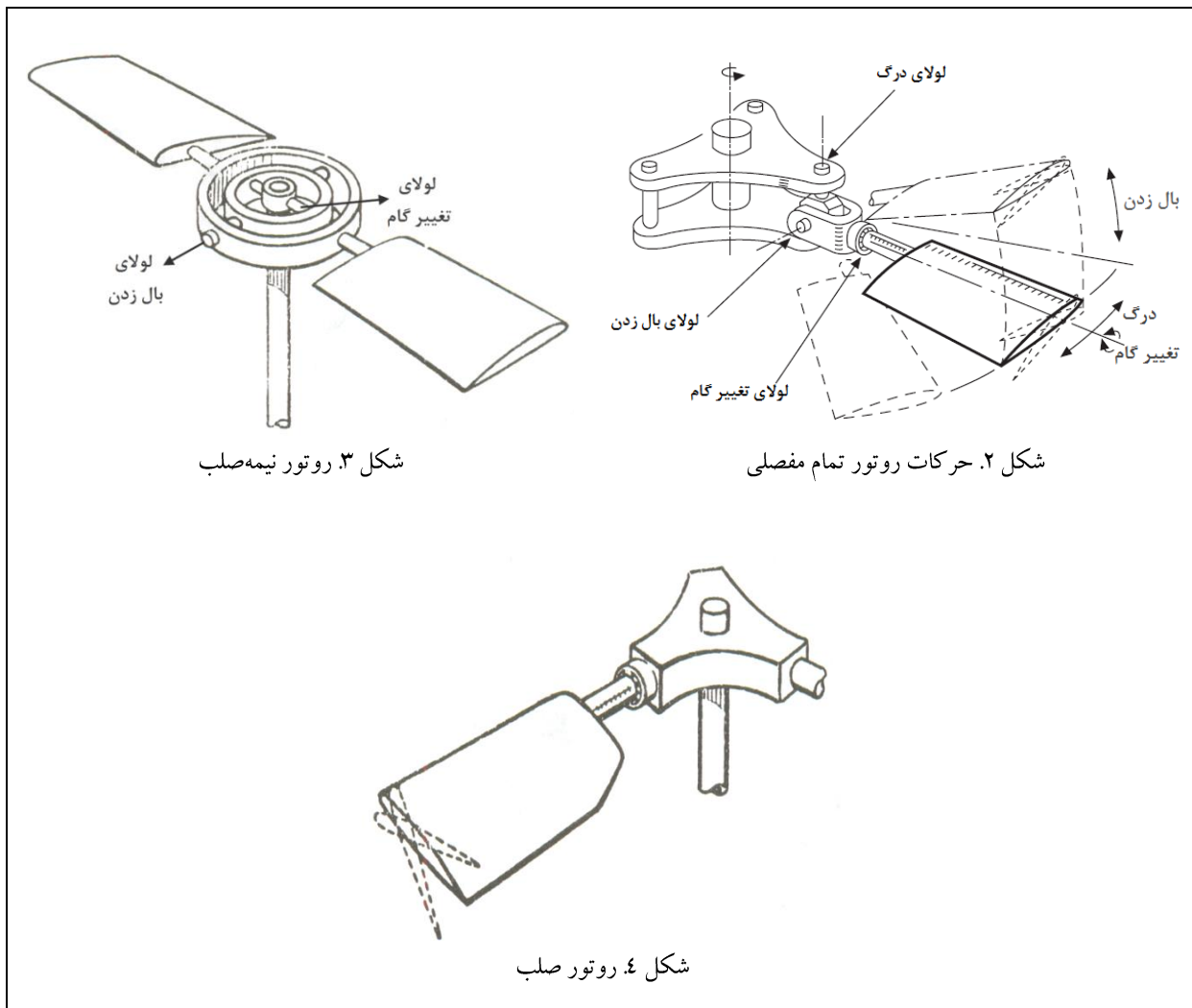
به این نوع روتور، روتور الاکلنگی^{۱۶} نیز گفته می‌شود. در یک روتور نیمه صلب، پره تنها اجازه حرکت در راستای بال‌زدن و تغییر گام را دارد. روتور الاکلنگی معمولاً برای بالگردهای سبک دو پره استفاده می‌شود. دو پره روبروی هم به یکدیگر متصلند و در اثر بالارفتن یکی در راستای بال‌زدن، دیگری به پایین می‌آید و بالعکس. تغییر گام هر دو پره نیز با هم توسط حرکت هاب، که کنترل آن در اختیار خلبان است، انجام می‌شود. در شکل ۳ یک روتور نیمه صلب نمایش داده شده است.

۳-۳. روتور صلب

مطابق شکل ۴، این روتور از لحاظ مکانیکی ساختار ساده‌تری دارد. در این روتور تنها لولای تغییر گام وجود دارد و پره نمی‌تواند در دیگر راستاها حرکت کند.

۴. آنالیز مودال تجربی

معمولاً جهت بررسی آنالیز مودال تجربی پره‌های بالگرد دو نوع آزمایش در حالت استاتیکی و دینامیکی انجام و فرکانس‌های طبیعی پره‌های بالگرد ارزیابی می‌شود. در ادامه هر یک از این آزمایش‌ها به اختصار تشریح می‌شود.



شکل ۳. روتور نیمه‌صلب

شکل ۲. حرکات روتور تمام مفصلی

شکل ۴. روتور صلب

۴-۱. تست استاتیکی

در این تست مدل واقعی روتور تحت شرایط گیردار مورد آزمایش مودال قرار می‌گیرد و فرکانس‌های طبیعی آن استخراج می‌شود. برای انجام این آزمایش، ابتدا یک تکیه‌گاه صلب طراحی می‌شود و پره روتور به همراه لاگ اصلی آن، مطابق شکل ۵، مستقیماً به این تکیه‌گاه صلب متصل می‌شود. در این شرایط با اعمال تحریک ضربه‌ای توسط چکش، سازه ارتعاش می‌کند و دو حسگر شتاب‌سنج، که به وسیله موم در قسمت نوک پره (در طول و عرض پره) نصب شده‌اند، مقادیر شتاب را در مدت ارتعاش ثبت می‌کنند. در نهایت اطلاعاتی که در طول آزمایش از حسگرها به دست می‌آید به وسیله تحلیلگر، ثبت و پردازش می‌شود. در شکل‌های ۶ و ۷ فرکانس‌های طبیعی حاصل از

تست تجربی در دو موقعیت خارج و داخل صفحه دوران نمایش داده شده است. این نتایج با استفاده از دستگاه تحلیلگر ارتعاشات شرکت کوهتکت^{۱۷} مدل C911 استخراج شده است. این دستگاه دارای دو کانال ورودی برای حسگرهای شتاب‌سنج است. ارتباط این دستگاه به کمک نرم‌افزار کان‌اسپکت^{۱۸} و از طریق رایانه شخصی امکان‌پذیر می‌باشد.

۵. تست دینامیکی

با توجه به نیاز بررسی خواص ارتعاشی روتور در سرعت‌های دورانی و شرایط پروازی، مدل واقعی روتور باید در این حالت مورد آزمایش ارتعاشی قرار گیرد. در این آزمایش

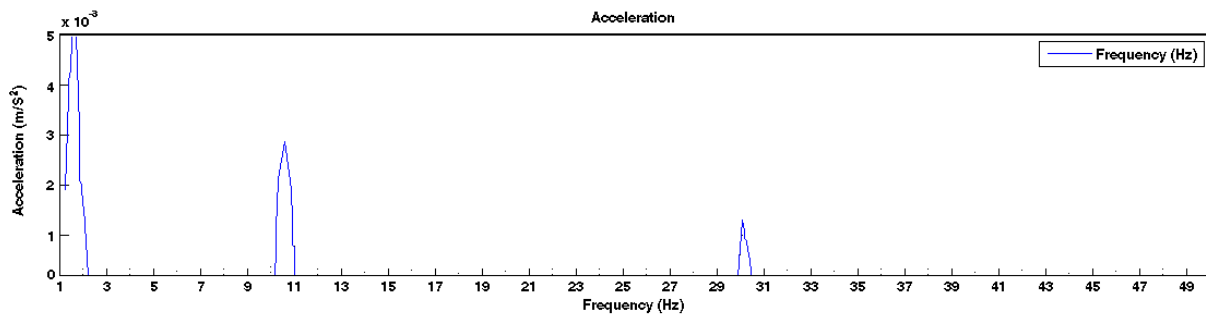


(ب)

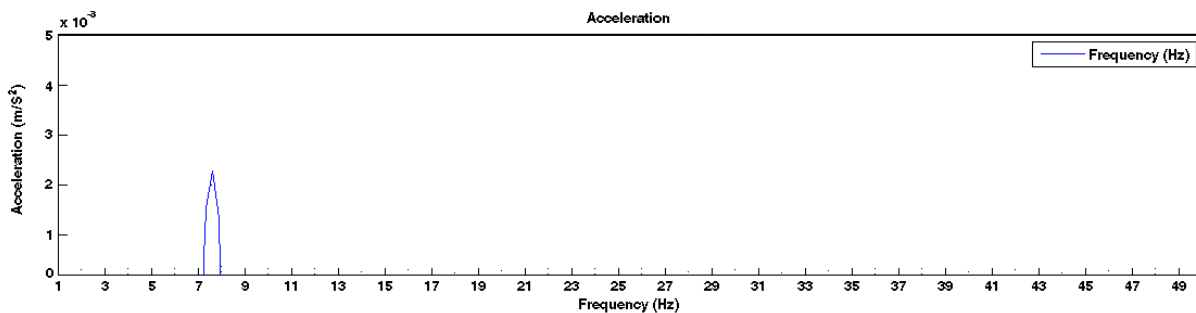


(الف)

شکل ۵. تست ارتعاشی روتور در حالت استاتیکی



شکل ۶. فرکانس‌های طبیعی خارج از صفحه دوران در حالت استاتیکی



شکل ۷. فرکانس طبیعی داخل صفحه دوران در حالت استاتیکی

یک اینورتر^{۱۹} کنترل می‌شود و در تمام مدت نمونه‌برداری به صورت ثابت نگاه داشته می‌شود. با توجه به اینکه ارتعاشات در دو راستای خارج و داخل صفحه دوران روتور می‌باشد، در این آزمایش از یک حسگر سه‌جهته استفاده و ارتعاشات ناشی از گردش روتور ارزیابی می‌شود.

مطابق شکل ۸ جهت داشتن شرایط قابل کنترل و یکسان، از یک استند و موتور الکتریکی که نیروی گرداننده روتور را تأمین می‌کند استفاده می‌شود. همچنین جهت کاهش شرایط تأثیرگذار بر آزمایش سعی شد تا از یک سیستم انتقال قدرت با اجزای کم استفاده شود. دور موتور به وسیله

۱-۵. آماده‌سازی روتور جهت تست دینامیکی

قبل از انجام تست‌های دینامیکی، روتور آماده می‌شود. برای این منظور ابتدا بالانس وزنی پره‌ها انجام می‌شود تا پره‌های با وزن مشابه انتخاب شده و روی هاب بسته شوند. پس از بستن پره‌ها روی هاب، تست ریسمان انجام می‌شود تا از صحت نصب پره‌ها اطمینان حاصل شود. پس از آن بالانس استاتیکی پره به کمک شیلنگ تراز انجام می‌گردد.

۱-۱-۵. وزن‌کشی پره

به‌منظور بالانس وزنی پره‌ها مطابق شکل ۹ با قراردادن دو سر هر پره روی دو ترازو، مقدار نشان داده شده در هر ترازو یادداشت می‌شود و در مقایسه با پره دیگر می‌بایست این اعداد و جمع آنها نزدیک به هم باشد. در صورتی که اختلاف زیاد باشد، باید با رنگ‌کاری این اختلاف جبران شود و اگر اختلاف کم باشد، لازم است تا در تست شیلنگ تراز، اختلاف وزنی آنها بالانس شود.

۲-۱-۵. آزمایش ریسمان

به‌منظور اطمینان از قرارگرفتن پره‌ها در راستای مناسب، آزمایش ریسمان بر روی روتور انجام می‌شود. در حالی که دو سر ریسمان در موقعیت مشابه دو سر پره‌ها قرار می‌گیرد، میانه ریسمان، دقیقاً باید در مرکز هاب قرار بگیرد. در غیر این‌صورت باید با استفاده از پیچ‌های تنظیم زاویه درون صفحه‌ای روتور، پره‌ها در یک راستا تنظیم گردند. می‌توان در شکل ۱۰ نحوه انجام این کار را مشاهده کرد.

۳-۱-۵. آزمایش تراز

با قراردادن روتور روی یک سطح صاف مانند شکل ۱۱ و با استفاده از ترازوی که روی قطعه مکعبی هاب قرار داده شده است، همچنین با استفاده از شیلنگ تراز، اختلاف بالانس پره‌های روتور مشخص می‌شود. در این مرحله در صورت وجود نامیزانی، با افزودن پیچ بالانس (وزنه) به پره سبک‌تر مشکل مرتفع می‌شود. پس از این مرحله آماده‌سازی، روتور

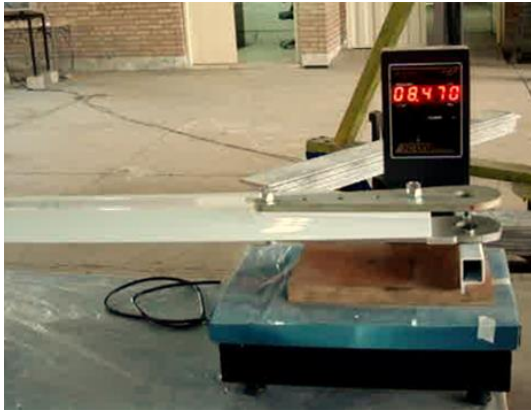
مورد نظر را می‌توان آزمایش کرد و فرکانس‌های طبیعی آن را مشخص نمود.

۶. دیاگرام تشدید (اسپیک)

جهت بررسی احتمال پدیده رزونانس در پره‌های روتور از دیاگرام اسپیک استفاده می‌شود. در این دیاگرام (که در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ برای دو پره فلزی و کامپوزیتی رسم شده است) مودهای مختلف فرکانس‌های طبیعی پره، که از روش آزمایشگاهی یا شبیه‌سازی به‌دست آمده، همراه فرکانس‌های تحریک آیرودینامیکی پره در مقابل هم رسم می‌شوند و احتمال بروز پدیده تشدید در مودهای مختلف در نزدیکی ضرایب صحیحی از ضرایب فرکانس دورانی پره‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد. دلیل این امر آن است که فرکانس‌های تحریک به‌صورت ضرایب صحیح فرکانس دورانی پره می‌توانند ظاهر گردند و از طرفی تنها هارمونیک‌های ضرایب صحیح تعداد پره‌ها می‌توانند عبور نمایند و وارد بدنه بالگرد شوند. به‌عنوان مثال اگر بالگرد مورد تحقیق دارای دو پره باشد، تنها هارمونیک‌های ائرودینامیکی زوج مهم می‌باشند (هارمونیک‌های دو، چهار و ... [۳ و ۵]). در این دیاگرام محور افقی نمایانگر سرعت پره (دور بر دقیقه) و محور عمودی نمایانگر فرکانس آن (هرتز) می‌باشد. فرکانس طبیعی پره و فرکانس تحریک در این دیاگرام رسم می‌شوند. این دیاگرام نقاطی که فرکانس طبیعی پره با فرکانس‌های تحریک آن تداخل پیدا می‌کنند را نمایش می‌دهد. اگر تداخل بین فرکانس تحریک ائرودینامیکی و فرکانس‌های طبیعی پره در دور کاری اتفاق بیافتد، باید یا محدوده دور کاری پره اصلاح شود و یا اینکه پره از نظر ساختار بهینه گردد. اگر در محدوده دور کاری تداخلی اتفاق نیافتد، مشکل رزونانسی برای پره در آن محدوده به‌وجود نمی‌آید.

۷. بهینه‌نمودن دیاگرام اسپیک

طراحی موفق سیستم روتور یک بالگرد با توجه به تأمین



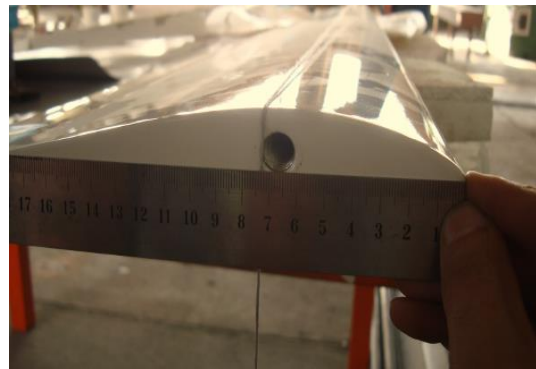
شکل ۹. وزن کشی پره توسط ترازو



شکل ۸. تست ارتعاشی روتور در حالت استاتیکی



(ب)



(الف)



(ج)

شکل ۱۰. مراحل آزمایش ریسمان و تنظیم پرها

۱. به حداقل رساندن دامنه ارتعاشات بارهای اثرودینامیکی که از طرف پره‌های روتور به بدنه بالگرد انتقال می‌یابد.
۲. به حداقل رساندن کل بارهای ارتعاشی پره‌های روتور بالگرد به جهت افزایش طول عمر خستگی آن

نیازهای دینامیکی آن انجام می‌شود. برای این امر باید کیفیت فرمان‌پذیری، سطح ارتعاش بدنه، طول عمر پره و پایداری ائروالاستیک سیستم روتور مورد توجه قرار گیرد. که با توجه به موارد ذکر شده طراحی موفق دینامیکی پره‌های روتور بالگرد به دو دلیل عمده نیاز مبرم دارد:

پایین بودند. در آن زمان این ویژگی‌ها بسیار قابل قبول بوده است. با توجه به پیشرفت سیستم روتور بالگردها و همچنین افزایش سرعت آنها به بیش از ۵۰ نات^۲، اصلاح طراحی ساختار پره روتور برای غلبه بر بارهای ارتعاشی وارده ضرورت یافت.

برای رسیدن به این هدف از خواص ویژه کامپوزیت‌ها، که معمولاً از مواد مرکب الیاف شیشه و کربن استفاده می‌شود، تشکیل شده‌اند. در گذشته برای سال‌های طولانی از پره‌هایی فلزی، که توزیع جرم و سختی یکنواخت داشتند، استفاده می‌شد. این پره‌ها بدون لولا و دارای سرعت کروز



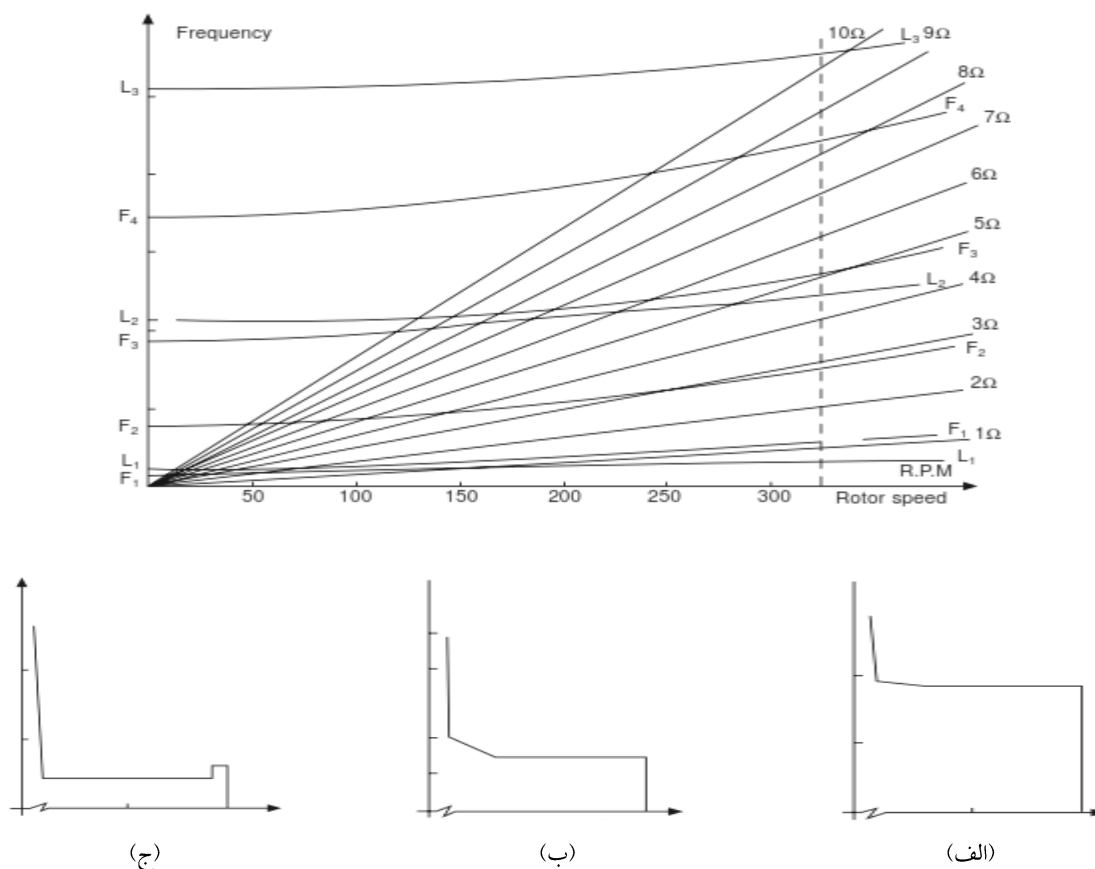
شکل ۱۱. مراحل آزمایش تراز و تنظیم پره‌ها

به فرکانس طبیعی برای یک روتور چهارپره عامل انتقال ارتعاشات به بدنه بالگرد می‌باشد. شکل ۱۳ دیاگرام اسپیک پره کامپوزیتی را نمایش می‌دهد که با استفاده از توزیع جرم و سختی متغیر در طول پره روتور شرایط بهتری را برای فرکانس‌های طبیعی پره ایجاد نموده است و در آن هارمونیک‌های 3Ω و 5Ω نیروهای اترودینامیکی در محدوده کاری از فرکانس‌های طبیعی مود دوم و سوم خارج از صفحه روتور دورتر شده است. ضمن اینکه محاسبات نشان داده که انتقال ارتعاشات به بدنه ۴۷ درصد نیز کاهش

شکل ۱۲ دیاگرام اسپیک پره‌ای با توزیع جرم و سختی یکنواخت را نمایش می‌دهد که در آن موقعیت نامطلوب فرکانس‌های طبیعی مشخص است. در این دیاگرام فرکانس‌های طبیعی مود دوم و سوم خارج از صفحه با هارمونیک‌های نیروهای اترودینامیکی 3Ω و 5Ω تداخل دارد و در محدوده کاری روتور (قسمت خطچین) به این دو هارمونیک بسیار نزدیک است که در نتیجه آن سبب ایجاد بارهای خستگی بالایی به پره‌های روتور می‌گردد. این در حالی است که هارمونیک 4Ω نیز به دلیل نزدیکی

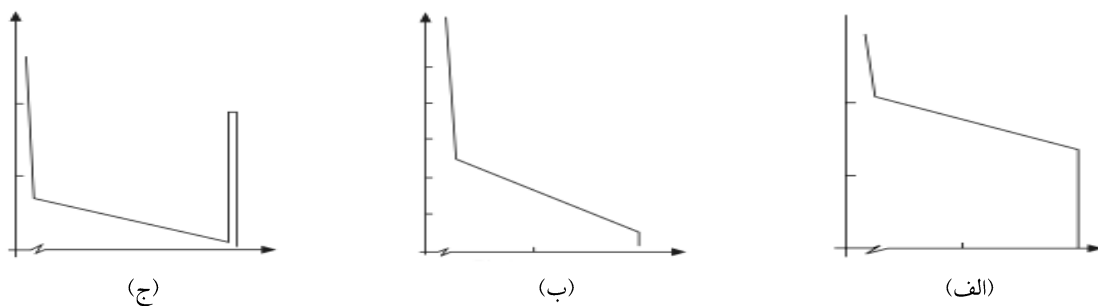
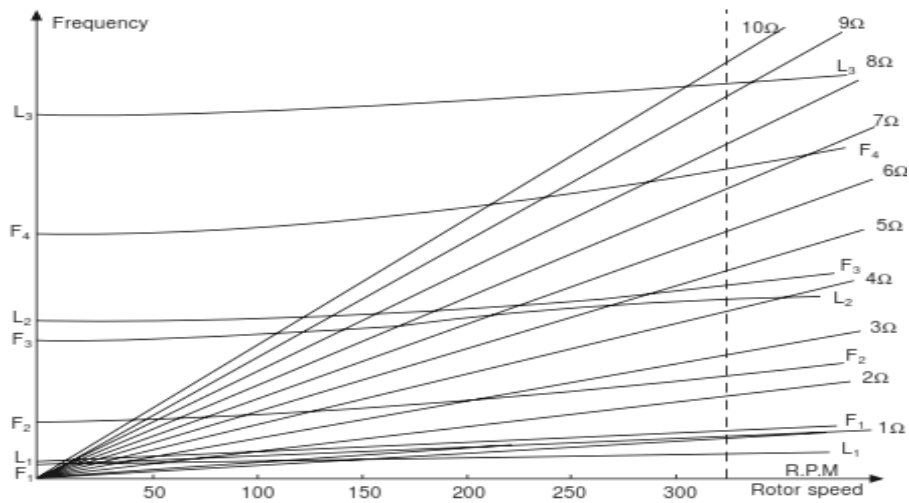
یافته است. در مواد کامپوزیتی نرخ خصوصیات مواد آثار زیادی بر خواص دینامیکی پره دارد. از جمله خصوصیتی که در مواد کامپوزیتی تأثیر زیادی بر خواص دینامیکی پره دارد نرخ تغییر نسبت مدول الاستیک به چگالی آن می‌باشد. نرخ تغییر این نسبت در مواد فلزی مقدار ثابتی است و این ویژگی یکی از محدودیت‌های مواد فلزی می‌باشد. اما مقدار تغییر نرخ نسبت مدول الاستیک به چگالی در مواد کامپوزیتی می‌تواند از ۵۰ تا ۲۵۰ درصد نسبت به مواد فلزی تغییرات داشته باشد که این امر حاکی از انعطاف‌پذیری کامپوزیت‌هاست. با استفاده از پره‌های مدرن کامپوزیتی، که از الیاف شیشه و رشته‌های کربن ساخته شده‌اند، می‌توان به‌طور مجزا مقادیر سختی پیچشی،

سختی خارج از صفحه و سختی داخل صفحه روتور را به‌صورت دلخواه ایجاد نماید. به این ترتیب که مطابق شکل ۱۴ سختی خارج از صفحه دوران را به‌صورت مستقل، بدون تأثیرگذاری بر سختی‌های داخل صفحه دوران و پیچشی تنظیم نمود و این عمل با قراردادن لایه‌های مجزای کربن روی سطوح بالا و پایین اسپار (که از جنس شیشه می‌باشد) انجام می‌پذیرد و به‌همین ترتیب سختی داخل صفحه دوران نیز با استفاده از الیاف کربن در لبه فرار بدون تأثیرگذاری بر سختی‌های خارج از صفحه و پیچشی قابل تنظیم می‌باشد و همچنین در نهایت سختی پیچشی با انتخاب نوع الیاف و جهات مناسب آن بر روی سطح لبه فرار قابل کنترل می‌باشد.



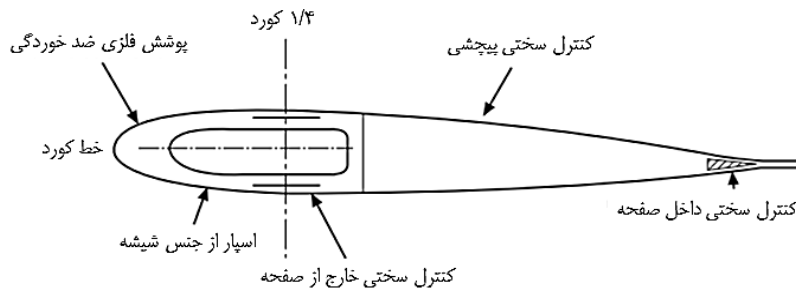
شکل ۱۲. دیاگرام اسپک پره فلزی و توزیع جرم و سختی در طول پره

الف) توزیع سختی داخل صفحه در عرض پره، ب) توزیع سختی خارج از صفحه در طول پره، ج) توزیع جرم در طول پره



شکل ۱۳. دیاگرام اسپیک پره کامپوزیتی و توزیع جرم و سختی در طول پره

(الف) توزیع سختی داخل صفحه در عرض پره، (ب) توزیع سختی خارج از صفحه در طول پره، (ج) توزیع جرم در طول پره



شکل ۱۴. مقطع پره و نحوه کنترل سختی‌های آن

۸. نتیجه‌گیری

نشان داده شد که پره‌های کامپوزیتی با توجه به امکان کنترل و تغییر سختی‌ها در راستاهای خارج از صفحه دوران، داخل صفحه دوران و پیچشی، این امکان را به طراح می‌دهد تا متناسب با کارایی بالگرد و فرکانس‌های طبیعی موجود پره‌های بالگرد را طراحی و بهینه نماید.

در این مقاله روش آزمایش و آنالیز مودال پره‌های بالگرد با توجه به حساسیت‌های آن بررسی شد و ضمن ارائه نحوه بالانس‌نمودن پره‌ها و چگونگی تست آنها، استخراج دیاگرام تشدید پره نمایش داده شد. مطابق آنچه در دیاگرام‌های اسپیک (پره‌های فلزی و کامپوزیتی) تحلیل و مقایسه شد،

- [1] Houbolt, J. C., G.W. Brooks., *Differential equations of motions for combined flap wise bending and torsion of twisted non-uniform rotor blades*, NACA Report 1346, 1958.
- [2] Mil, M.L., *Helicopter: Calculation And Design*, Vol. 2, Moscow: Mashinostroyeniye Press, 1968.
- [3] Bramwell, A. R. S., George Taylor Sutton Done, David Balmford, *Bramwell's Helicopter Dynamics*, Butterworth-Heinemann, 2001.
- [4] Newman, S., *The Foundations of Helicopter Flight*, Butterworth-Heinemann, 1st edition, 1994.
- [5] Hollmann, M., *Modern Gyroplane Design*, edition 4th, Aircraft Design, 2007.
- [6] Kennedy & Panco. "Determination of Natural Frequency and Damping Level in Aircraft Structures." *Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis*, USA, 1947.
- [7] Carne, T. G., Lobitz, D.W., Nord, A. R., Watson, R. A., "Finite element analysis and modal testing of a rotating wind turbine 23rd Structures." *Structural Dynamics and Materials Conference*, New Orleans, LA, May 1982.
- [۸] صیادنژاد، محمد هادی، عبدالله اسداللهی قهیه. "آنالیز مودال پره ردیف دوم یک توربین گاز صنعتی به روش تحلیلی و تجربی." نشریه پژوهشی مهندسی مکانیک، انجمن مهندسان مکانیک ایران، س. ۱۲، ش. ۲، پاییز ۱۳۸۹.
- [9] U. S. Headquarters, A.M.C., (AMCP 706-201) Part I, Preliminary Design, *Engineering design handbook for helicopter engineering*. 1974.
- [10] U. S. Departement of Transportation. *Rotary Wing Flying HandBook*, Chapter 18.

پی نوشت

-
- | | |
|---|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. Resonance 2. Flutter 3. Galerkin's Method 4. Flapwise 5. Lagwise 6. Torsional 7. Fully Articulated Rotor 8. Semi Rigid 9. Rigid 10. Flapping 11. Lead or Laging 12. Feathering or Pitch 13. Hub 14. Flapping Hinge 15. Drag or Laging Hinge 16. Teetering or See-Saw Rotor 17. KOHTECT, http://www.koh-tect.com (accessed March 1, 2015) 18. ConSpect 19. Invertor | <ol style="list-style-type: none"> 20. Knot |
|---|--|