



کاربرد تبدیل زمان-کوتاه فوریه در تحلیل ارتعاشی پروانه اصلی بالگرد

شهرام هادیان جزی^{۱*} و احسان قدمیاری^۲^۱ استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان^۲ کارشناس ارشد دینامیک سازه، شرکت هواپیماسازی ایران (هسا)، اصفهان

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۴/۱۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۳/۰۹/۲۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۰/۲۳

چکیده

در این تحقیق سعی بر آن است تا با پردازش داده‌های حاصل از اندازه‌گیری گشتاورهای خمشی و پیچشی پره پروانه بالگرد در حین افزایش سرعت دورانی پروانه، نمودار نحوه تغییر فرکانس‌های طبیعی پروانه بر حسب سرعت دورانی آن به دست آید. این گشتاورها به کمک مجموعه‌هایی متشکل از چند کرنش‌سنج اندازه‌گیری شده‌اند. با توجه به ماهیت ناپایای سیگنال‌های حاصل از اندازه‌گیری، تبدیل زمان کوتاه فوریه به عنوان روشی مناسب جهت پردازش و تحلیل زمان-فرکانسی این سیگنال‌ها انتخاب شده است. سیگنال‌های گشتاور تحت تحلیل زمان-فرکانسی قرار گرفته و نحوه تغییر محتوای فرکانسی آنها با زمان به دست می‌آید. آنگاه به کمک سیگنال اندازه‌گیری شده برای سرعت دورانی پروانه، نمودار نحوه تغییر محتوای فرکانسی سیگنال‌های گشتاور با سرعت دورانی حاصل می‌شود. با تشخیص بیشینه‌های نسبی این نمودار می‌توان فرکانس‌های تشدید را که در واقع فرکانس‌های طبیعی پروانه هستند به دست آورد. برای پروانه مورد تست، فرکانس‌های طبیعی با استفاده از روش محاسباتی هولتزر-میکل‌استاد نیز به دست آمده و از نتایج آن جهت تشخیص انتساب بعضی از فرکانس‌های طبیعی به مودهای مربوطه استفاده شده است.

کلمات کلیدی: تحلیل ارتعاشی؛ پروانه بالگرد؛ تبدیل زمان کوتاه فوریه؛ گشتاورهای سازه‌ای؛ نمودار کمپل.

Use of short-time Fourier transform in vibration analysis of helicopter main rotor

S. Hadian Jazi^{1,*}, E. Ghadamyari²¹ Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran² Master in Structural dynamics, Iran Aircraft Manufacturing Ind. (HESA), Isfahan, Iran

Abstract

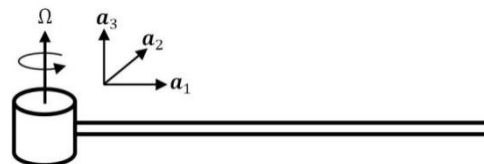
The main effort of this work is on acquiring the Campbell diagram of a helicopter main rotor by processing the signals measured for the bending and torsional structural moments of its blade. These moments are gathered by some sets of strain gauges while increasing the blade rotational speed. Because of the non-stationary nature of these signals, the Short Time Fourier Transform (STFT) is chosen as the relevant processing method and applied to the moment signals. The result is the moment's spectral content variation versus time. Combining the measured rotational speed signal with the results of time-frequency transform, moment spectral content variation versus rotational speed is acquired. By determining the local maxima of this diagram, it is possible to determine the resonance frequencies which are in fact the natural frequencies. Natural frequencies of the rotor under the test have been calculated using computational Holtzer-Myklestad method which then used to find the assignment of some of natural frequencies to corresponding natural modes.

Keywords: Vibration analysis; Helicopter Main rotor; Short time Fourier transform; structural moments; Campbell diagram.

□

۱- مقدمه

تحلیل دینامیک پروانه اصلی بالگرد بخش عمده‌ای از فرآیند طراحی بالگرد است. محاسبه فرکانس‌های طبیعی و شکل‌مدهای سازه پروانه اصلی بالگرد گام مهمی در تحلیل رفتار دینامیکی آن است. موفقیت طراحی بسیار به دقت محاسبات دینامیک سازه پره وابسته است. پره اصلی بالگرد سازه‌ای تیر مانند است. نمایی از یکی از پره‌های آن در شکل ۱ نشان داده شده است. این سازه تیر مانند در دو جهت، در صفحه a_1a_2 به عنوان خمش افقی و صفحه a_1a_3 به عنوان خمش عمودی، دچار خمش می‌شود ضمن اینکه حول محور خود، محور a_1 ، دچار پیچش نیز می‌گردد و در نتیجه دارای دو دسته شکل‌مود خمشی و یک دسته شکل‌مود پیچشی است.

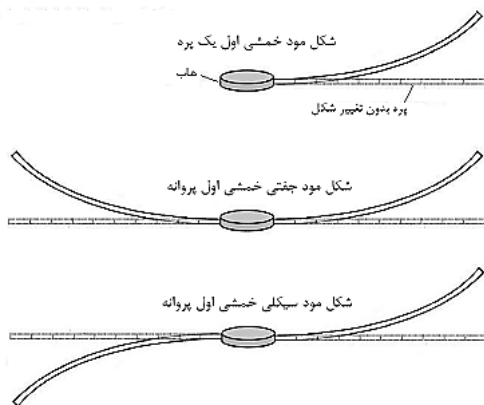


شکل ۱- نمایی از صفحات مختلف خمشی و پیچشی تیر

هنگامی که این تیر یک‌سر درگیر حول محور گذرنده از ریشه خود دوران می‌کند به دلیل اثر گریز از مرکز، سختی تیر افزایش می‌یابد. علاوه بر این نیروهای آیرودینامیکی وارده به پره با تغییر سرعت دورانی تغییر می‌نمایند و شرایط مرزی جدیدی را برای پره ایجاد می‌کنند. در نتیجه با تغییر سرعت دورانی پره بالگرد فرکانس‌های طبیعی آن نیز تغییر می‌کنند. نموداری که نحوه این تغییر را نشان می‌دهد نمودار کمپبل^۱ نام دارد [۱].

پروانه اصلی بالگرد دارای دو یا چند پره است که با متصل شدن به هاب، سازه‌ای متقارن حول مرکز هاب ایجاد می‌کنند. لذا شکل‌مدهای پروانه اصلی در واقع ترکیبی از شکل‌مدهای پره‌ها است. بر این اساس برای یک پروانه که دارای دو پره است دو دسته شکل‌مدهای جفتی و سیکلی وجود دارد. در شکل‌مدهای جفتی، پره‌ها تغییر شکل یکسان و هم‌فاز دارند ولی در شکل‌مدهای سیکلی تغییر شکل پره‌ها با فاز مخالف هم صورت می‌گیرد. شکل‌مدهای سیکلی و

جفتی مشابه، دارای فرکانس‌های طبیعی نزدیک به هم هستند. شکل ۲ تفاوت این دو نوع شکل‌مود را نشان می‌دهد.



شکل ۲- مدهای جفتی و سیکلی

کارهای انجام شده در زمینه بررسی رفتار دینامیکی پره‌های بالگرد را می‌توان به دو دسته تقسیم کرد. دسته اول تحقیقاتی است که روی تیرهای دوار به عنوان یکی از عناصر پرکاربرد در ماشین‌ها انجام شده است و دسته دوم از تحقیقات که به صورت انحصاری در زمینه پره‌های بالگرد انجام شده است. طبیعی است دسته اول از تحقیقات کلیت بیشتری داشته و بنابراین دسترسی به آنها در منابع مختلف به‌سادگی امکان‌پذیر است در حالی که دسته دوم از تحقیقات بیشتر جنبه نظامی داشته و بنابراین دسترسی به همه آنها امکان‌پذیر نمی‌باشد.

از بین کارهای بسیار زیادی که در زمینه بررسی رفتار دینامیکی تیرهای دوار انجام شده است می‌توان به کارهای اودوپا^۲ و وارادان^۳ [۲] در بررسی ارتعاشات خمشی یک تیر یک‌سر درگیر دوار در راستای عمود بر صفحه دوران با استفاده از روش اجزای محدود سلسله مراتبی در ۱۹۹۰، هاشمی و ریچارد^۴ [۳] در بررسی رفتار دینامیکی یک تیر دوار با استفاده از یک روش المان محدود دینامیکی در ۱۹۹۹، رائو^۵ و گوپتا^۶ [۴] در بررسی رفتار یک تیر غیر یکنواخت تیموشنکو با در نظر گرفتن اثرات پیچشی در

² Udupa³ Varadan⁴ Richard⁵ Rao⁶ Gupta¹ Campbell

پیچشی مربوط به هر شکل مود را نیز محاسبه می‌کند. مک‌جی^۷ در گزارش خود به ناسا در ۱۹۸۷، مرجعی برای استفاده از روش المان محدود در پیش‌بینی رفتار دینامیکی و استاتیکی پره‌های دوار انعطاف‌پذیر تهیه کرد. وی به بررسی اثر پارامترهای مهمی مانند پیچش، انحنای مقطع پره و باریک‌شوندگی پره در برنامه خود پرداخت [۱۰].

کوئستا^۸ در سال ۱۹۹۴، در تحقیق خود با استفاده از روش محاسباتی اصلاح شده میکسل استاد-پروول^۹ برنامه‌ای جهت مدل‌سازی دینامیک پره بالگرد در جهت خمشی عمودی با صرف‌نظر از کوپل بودن درجات آزادی ارائه داد. در این برنامه اثر میرایی آیرودینامیکی و نیروی گریز از مرکز در نظر گرفته شده بود. در حالی که نحوه اتصال پره به محور چرخش به صورت لولایی فرض شده بود [۱۱].

اوزتورک^{۱۰} در سال ۲۰۰۲ در تحقیق خود با استفاده از روش محاسباتی تعمیم‌یافته میکسل استاد، برنامه‌ای رایانه‌ای به منظور تحلیل دینامیکی پره بالگرد و بدست آوردن فرکانس‌های طبیعی و شکل‌مودهای آن در دو جهت خمشی آن به صورت کوپله ارائه داد. در این برنامه قابلیت انتخاب نحوه اتصال پره به محور چرخش در نظر گرفته شده است. وی دقت برنامه خود را به کمک تحلیل حالت‌های ساده تیرهای دوار و نیز داده‌های تجربی بررسی کرد [۱۲].

۲- شرح مسأله

همانگونه که در مقدمه بیان شد در حین طراحی یک بالگرد دیاگرام کمپیل برای پروانه اصلی آن با استفاده از روش‌های محاسباتی رسم می‌شود. در این تحقیق سعی بر آن است تا با اندازه‌گیری گشتاورهای سازه‌ای پره در حال دوران و اعمال پردازش فرکانسی مناسب بر سیگنال‌های حاصل نمودار کمپیل بدست آید. در نتیجه روش عملی ارائه شده در این تحقیق، فرکانس‌های طبیعی پروانه و نحوه تغییر آنها با سرعت دورانی را، در شرایط واقعی کاری بدست می‌آورد. این نتایج می‌تواند در سنجش میزان دقت روش‌های محاسباتی و صحت‌گذاری نتایج آنها استفاده گردد. همچنین برای یافتن

پارک^۱ و همکارانش [۵] در بررسی ارتعاشات خطی پره دوار توربین بادی با استفاده از روش چند جسمی مقید در ۲۰۱۰، هوانگ^۲ و همکارانش [۶] در تحلیل ارتعاشات خمشی عمودی و ارتعاشات کوپله شده خمشی افقی و محوری یک تیر اویلر دوار در ۲۰۱۰ و سینها^۳ و همکارانش [۷] در بررسی ارتعاشات یک تیر دارای پیچش هندسی در سال ۲۰۱۱ اشاره کرد.

از طرف دیگر همانگونه که قبلاً نیز بیان شد در زمینه پره‌های بالگرد نیز به صورت جداگانه تحقیقات مختلفی انجام شده است. این تحقیقات به دلیل ابعاد هندسی خاص، نوع مواد سازنده و توزیع سختی ویژه و همچنین شرایط مرزی خاص پره بالگرد به صورت اختصاصی برای این‌گونه پره‌ها انجام شده است.

بنت^۴ در ۱۹۷۵ برای سازمان ناسا برنامه‌ای برای محاسبه فرکانسهای طبیعی و شکل‌مودهای پره‌های پروانه اصلی بالگرد مبتنی بر روش محاسباتی هولتز-میکل استاد^۵ ارائه داد. در این برنامه از تغییر شکل‌های برشی قطعات پره و اثرات آیرودینامیکی و زاویه مخروطی پره صرف‌نظر شده بود [۸].

ولر^۶، محقق سازمان ناسا، در ۱۹۷۸ این برنامه را به منظور افزایش سرعت و قابلیت‌هایش و همچنین کاهش خطاهای موجود در آن بهبود داد. او دقت برنامه پیشنهادی خود را با مقایسه نتایج حاصل از آن با حل‌های دقیق موجود برای مسایل کلاسیک و داده‌های تجربی نشان داد [۹]. این برنامه اثرات اینرسی دورانی، پیچش هندسی سازه پره و کوپل اینرسی و الاستیک بین پنج درجه آزادی در هر مقطع از پره (با صرف‌نظر کردن از حرکت در جهت طولی پره) را به حساب می‌آورد ولی باز هم مانند نگارش قبلی از تغییر شکل برشی قطعات پره، اثرات آیرودینامیکی و زاویه مخروطی پروانه صرف‌نظر می‌کند. یکی از ویژگی‌های ممتاز این برنامه در مقایسه با برنامه‌های مشابه، احتساب اثر نوع هاب بالگرد و نیز شرایط مرزی دینامیکی در محل اتصال به محور پروانه بالگرد است. برنامه مذکور همچنین توزیع گشتاورهای خمشی و

¹ Park

² Huang

³ Sinha

⁴ Bennett

⁵ Holzer-Myklestad Method

⁶ Weller

⁷ McGee

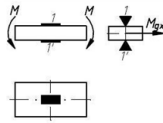
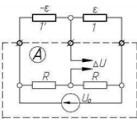
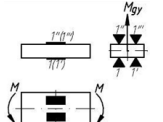
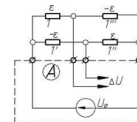
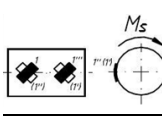
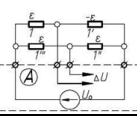
⁸ Cuesta

⁹ Myklestad-Prohl method

¹⁰ Ozturk

می‌شوند و داخل خط‌چین قسمتی از مدار است که در داخل دستگاه اندازه‌گیری قرار دارد. ستون سمت چپ نیز جانمایی نصب کرنش‌سنج‌ها بر روی مقطع پره را نشان می‌دهد. در این شکل مقطع پره به صورت یک مستطیل به تصویر کشیده شده است که طول آن در امتداد وتر پره است. مثلث‌ها و مستطیل‌های کوچک برای نمایش کرنش‌سنج‌های نصب شده استفاده شده‌اند. □

جدول ۱- مدارهای کرنش‌سنجی بکار رفته در اندازه‌گیری گشتاورها

نحوه نصب کرنش‌سنج‌ها روی قطعه	دیگرام مدار	گشتاور مورد اندازه‌گیری
		خمشی عمودی
		خمشی افقی
		پیچشی

به منظور کالیبره کردن سامانه اندازه‌گیری، پس از نصب کرنش‌سنج‌ها، پره بر روی پایه مناسبی نصب می‌شود و تحت بارگذاری‌های استاتیکی مناسبی قرار می‌گیرد. گشتاورهای سازه‌ای در مقاطع اندازه‌گیری گشتاور تحت هر بارگذاری اعمالی محاسبه می‌گردد. خروجی مدار کرنش‌سنجی نیز ثبت می‌گردد. با داشتن این خروجی و مقدار محاسبه شده برای گشتاور می‌توان ضریب کالیبراسیون را برای هر یک از مجموعه‌های کرنش‌سنجی اندازه‌گیری گشتاور در هر مقطع به‌دست آورد و آن را در دستگاه اندازه‌گیری اعمال نمود.

شکل ۳ تصویر یک مقطع از پره که کرنش‌سنج‌ها بر روی آن نصب شده‌اند را نشان می‌دهد. □

۴- روش حل مسأله

مهمترین نیروهای خارجی که بر یک پروانه بالگرد عمل می‌کنند نیروی جانب مرکز و نیروهای آیرودینامیکی هستند. □

علت بالا بودن ارتعاشات ناشی از پروانه اصلی یا دمی در یک بالگرد استفاده شود.

۳- اندازه‌گیری گشتاورهای سازه‌ای پره دوار

در این تحقیق، اندازه‌گیری‌ها بر روی پره پروانه اصلی یک بالگرد با شعاع هفت و نیم متر و وتر ۸۰ سانتیمتر انجام گرفته است. در هشت نقطه در امتداد شعاع پره، گشتاورهای خمشی پره در دو جهت خمشی افقی و عمودی و در پنج نقطه از این هشت نقطه گشتاور پیچشی آن اندازه‌گیری می‌شود. سیگنال‌ها در حین افزایش سرعت دورانی پره از صفر به سرعت کاری پروانه اندازه‌گیری می‌شوند. سرعت دورانی کاری پروانه در حین پرواز برابر ۳۰۰ دور بر دقیقه (معادل ۵ هرتز) است که به آن سرعت معمول پروازی می‌گویند. افزایش سرعت در دو مرحله انجام می‌شود. مرحله اول روشن شدن موتور بالگرد است که طی آن سرعت دورانی پره طی زمان حدودی ۵۰ ثانیه، از صفر به هفتاد درصد سرعت معمول پروازی آن می‌رسد. تا هنگامی که بالگرد بر روی زمین قرار دارد سرعت دورانی پروانه همین مقدار است که به آن در اصطلاح سرعت معمول زمینی می‌گویند. در مرحله دوم که قبل از پرواز بالگرد صورت می‌گیرد سرعت دورانی پره طی زمان حدودی ۴۵ ثانیه از هفتاد درصد به صد درصد سرعت کاری آن می‌رسد. نرخ داده‌برداری ۴۰۰ نمونه بر ثانیه است بدین ترتیب فاصله بین هر دو داده زمانی در یک سیگنال ۲/۵ میلی ثانیه است. در ضمن سرعت دورانی پره نیز همواره به کمک دورسنج بالگرد اندازه‌گیری و توسط دستگاه داده‌برداری ثبت می‌شود.

برای اندازه‌گیری هر گشتاور در نقاط انتخابی پره از چیدمان خاصی از کرنش‌سنج‌ها که به آن نوع گشتاور خاص حساس هستند استفاده می‌شود. مدارهای کرنش‌سنجی استفاده شده برای اندازه‌گیری گشتاورهای مختلف و حساسیت این مدارها و نحوه نصب کرنش‌سنج‌ها بر روی مقطع محل اندازه‌گیری در جدول ۱ نمایش داده شده است [۱۳].

در این جدول M نماد گشتاور است. ولتاژ با نماد U نشان داده شده است. ستون وسط مدار الکتریکی مربوط به هر چیدمان را نشان می‌دهد. قسمتی از مدار که بیرون خط‌چین است کرنش‌سنج‌هایی را نشان می‌دهد که بر روی پره نصب

و در نتیجه افزایش گشتاور سازه‌ای متناظر با آن تغییر شکل (مثلاً گشتاور پیچشی) است لذا می‌توان انتظار داشت که طیف فرکانسی مربوط به یک سیگنال گشتاور مشابه طیف فرکانسی مربوط به متغیر مکانی شکل‌مود متناظر با آن گشتاور باشد. برای مثال طیف فرکانسی سیگنال گشتاور پیچشی مشابه طیف فرکانسی تغییر شکل پیچشی است. بدین ترتیب همانطور که در صورت تحریک یک مود خاص طیف فرکانسی پاسخ سازه در فرکانس طبیعی آن مود خاص دارای بیشینه نسبی است طیف فرکانسی گشتاور متناظر با آن مود خاص نیز در همان فرکانس دارای بیشینه نسبی خواهد بود. بنابراین با یافتن بیشینه‌های نسبی در طیف فرکانسی سیگنال‌های گشتاور می‌توان فرکانس‌های طبیعی مودهای متناظر با آنها را یافت.

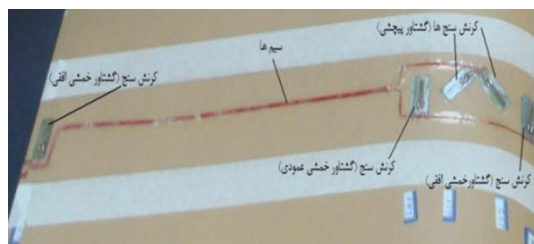
اما از آنجا که سیگنال‌های گشتاور در حین افزایش سرعت دورانی اندازه‌گیری می‌شوند و با تغییر سرعت دورانی تغییر می‌کنند در واقع سیگنال‌هایی ناپایا هستند و استفاده از تبدیل کلاسیک فوریه برای تحلیل فرکانسی آنها صحیح نیست بلکه باید از تبدیل‌های زمان-فرکانسی برای تحلیل آنها استفاده نمود. این روش‌های تحلیل، سیگنال را به طور همزمان در دو حوزه زمان و فرکانس نشان می‌دهند و نمایش آنها به صورت نمودارهایی سه‌بعدی خواهد بود. در حالت ایده‌آل تبدیل زمان-فرکانسی به طور صریح نشان می‌دهد که چه اجزای فرکانسی در هر لحظه از زمان سیگنال را تشکیل داده‌اند.

۴-۱- تبدیل زمان کوتاه فوریه

روشهای تحلیل زمان-فرکانسی نحوه تغییر محتوای فرکانسی سیگنال را با زمان نشان می‌دهند. معروفترین این روشها تبدیل زمان کوتاه فوریه است. رابطه این تبدیل بصورت زیر است [۱۴]:

$$S(\omega, t) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(\tau)h(t-\tau)e^{-j\omega\tau}d\tau \quad (1)$$

که در آن ω فرکانس زاویه‌ای، t زمان، $x(t)$ سیگنال زمانی و $h(t)$ تابع پنجره است. تابع پنجره در واقع یک تابع زوج است که مقدار آن در بازه کوچکی حول مبدا مختصات غیر صفر است و در سایر نقاط صفر است. این تابع دارای دو کارکرد است: □



شکل ۳- یک مقطع از پره و کرنش‌سنج‌های نصب شده بر روی آن

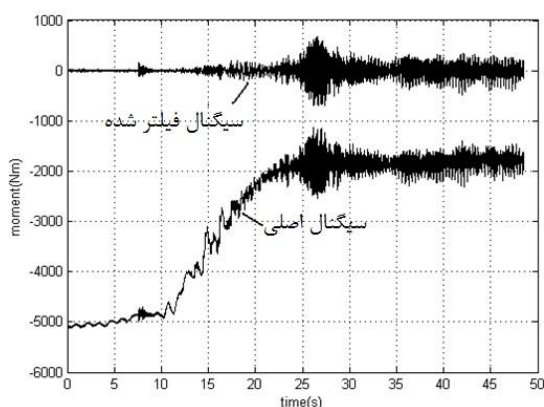
اگر پروانه‌ای فرضی در یک فضای نامتناهی در حالت ایستا (بدون جابجایی مرکز آن) در حال چرخش باشد نیروهای آیرودینامیکی که هر پره این پروانه تولید می‌کند نیروهایی یکنواخت و نامتناوب خواهد بود. اما هنگامی که همین پروانه بر روی بدنه بالگرد نصب می‌شود عدم تقارنی که بدنه بالگرد در هندسه فضای زیر پروانه ایجاد می‌کند باعث می‌شود نیروهای آیرودینامیکی که هر پره تولید می‌کند نیروهایی متناوب باشد یعنی مقدار نیروهایی که هر پره در هر لحظه تولید می‌کند به موقعیت پره نسبت به بدنه بستگی دارد. لذا فرکانس این نیروهای آیرودینامیکی متناوب همان فرکانس چرخش پره است.

نیروهای آیرودینامیکی که در هر سرعت دورانی به پره وارد می‌شوند دارای یک مقدار متوسط و یک مقدار نوسانی هستند هر دوی این مقادیر با تغییر سرعت دورانی تغییر می‌کنند، مقدار متوسط چندین برابر مقدار نوسانی است. مقدار متوسط همانند اثر گریز از مرکز در هر سرعت دورانی، تغییر شکلی پایا در پره ایجاد می‌کند و مؤلفه نوسانی، باعث نوسان سازه پره حول این شکل جدیدش می‌شود. لذا می‌توان این‌طور در نظر گرفت که با تغییر سرعت دورانی پروانه، شکل سازه پره نیز تغییر می‌کند. قسمت متناوب نیروهای آیرودینامیکی شکل‌مودهایی از سازه پروانه را که فرکانس طبیعی متناظر با آنها برابر با فرکانس چرخش پروانه یا مضارب آن باشد تحریک می‌کند. لذا می‌توان انتظار داشت که هنگام افزایش سرعت دورانی پروانه از صفر به سرعت کاری آن، تمامی شکل مودهای پروانه که فرکانس آنها در محدوده صفر تا چندین برابر فرکانس کاری پروانه باشند به صورت لحظه‌ای تحریک شوند و باعث افزایش میزان ارتعاشات پروانه شوند. افزایش ارتعاش ناشی از یک مود (مثلاً مود اول پیچشی) به معنای افزایش تغییر شکل ناشی از آن مود خاص

سیگنال را در این مدت زمان کوتاه شبه‌پایا فرض می‌کند. با حرکت تابع پنجره در امتداد محور زمان نحوه تغییر طیف فرکانسی با زمان بدست می‌آید. خروجی تبدیل مذکور یک تابع مختلط است که به نمودار کانتور اندازه آن بر حسب زمان و فرکانس، طیف‌نما می‌گویند. □

۵- تحلیل داده‌های اندازه‌گیری

برای تحلیل داده‌ها از نرم‌افزار متلب^۲ [۱۷] استفاده شده است. ابتدا سیگنال‌ها تحت یک فیلتر بالاگذر قرار می‌گیرند که اجزای فرکانسی زیر یک هرتز را فیلتر می‌کند. بدین ترتیب سیگنال‌های حاصل تنها قسمت نوسانی سیگنال اصلی را در بر دارند و مقدار متوسط آنها صفر است. این کار به نمایش بهتر و واضح‌تر اجزای نوسانی سیگنال‌ها کمک شایانی می‌کند. در شکل ۴ یک سیگنال، قبل و بعد از اعمال فیلتر بالاگذر نشان داده شده است.



شکل ۴- اثر فیلتر بالاگذر بر یک سیگنال گشتاور خمشی

سیگنال‌های گشتاور پس از اعمال فیلتر بالاگذر بر آنها، تحت تبدیل زمان کوتاه فوریه قرار می‌گیرند و تغییر محتوای فرکانسی سیگنال‌ها با زمان بدست می‌آید. پارامترهای ورودی تبدیل طوری انتخاب گردیده است که ضمن ایجاد یک نمایش واضح و قابل درک از سیگنال در حوزه زمان-فرکانس از لحاظ سرعت عملیات نیز مناسب باشند. بدین منظور تابع پنجره‌ای هانینگ بطول ۲۵۶ نمونه برای تحلیل سیگنال‌ها انتخاب شده است. با توجه به نرخ داده‌برداری، مدت زمان این

- قسمت کوتاهی از سیگنال زمانی را حول یک زمان خاص به منظور اعمال تحلیل انتخاب می‌کند. □
- با صفر کردن مقدار و شیب سیگنال زمانی در ابتدا و انتهای بازه زمانی کوچک اعمال تبدیل فوریه، شرط متناوب بودن تابع مورد تحلیل را برای تبدیل فوریه تامین می‌کند. □

یکی از توابع پنجره‌ای پر استفاده که معمولاً برای تحلیلهای فرکانسی انتخاب می‌شود تابع پنجره هانینگ^۱ است. این تابع دو کارکرد فوق را دارد. ضمن آنکه استفاده از این تابع پنجره امکان تشخیص سیگنالها از یک دیگر را افزایش داده و در مقابل رزولوشن را نیز کمی افزایش می‌دهد. تابع پنجره‌ای که در این تحقیق مورد استفاده قرار گرفته است، تابع پنجره هانینگ است. رابطه این تابع به صورت زیر است [۱۵]:

$$h(t) = \begin{cases} \cos^2\left(\frac{\omega t}{2}\right) & |t| < \frac{T}{2} \\ 0 & |t| > \frac{T}{2} \end{cases} \quad (2)$$

که در آن T مدت زمان کوتاه مشاهده سیگنال است. □ اما در محاسبات رایانه‌ای نیاز به استفاده از شکل گسسته روابط فوق است. شکل گسسته و دیجیتالی شده سیگنال $x(t)$ با $x(n)$ نشان داده می‌شود که در واقع یک سری زمانی با M عضو است. با در نظر گرفتن تعداد N نمونه از این شکل گسسته سیگنال حول نمونه شماره k ام آن می‌توان شکل گسسته رابطه (۱) را چنین نوشت [۱۶]: □

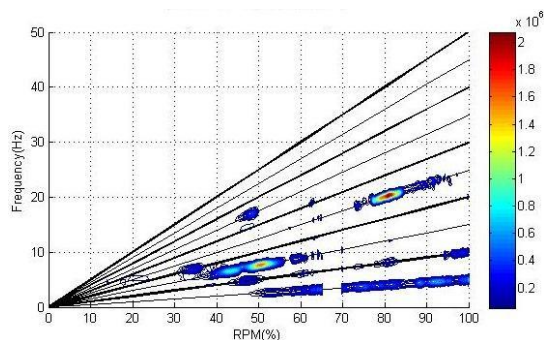
$$S(k, l) = \sum_{n=-\frac{N}{2}+1}^{\frac{N}{2}} x(k+n)h(n)e^{-\frac{2\pi jnl}{N}} \quad (3)$$

که در آن k مقادیری انتخابی از ۱ تا M را می‌تواند اختیار کند و l مقادیر گسسته فرکانس است. در واقع با گسسته‌سازی سیگنال در حوزه زمان، نمایش سیگنال در حوزه فرکانس نیز گسسته می‌شود و بازه فرکانسی صفر تا بیشینه فرکانس قابل تحلیل که نصف نرخ داده‌برداری است نیز به $N/2$ قسمت تقسیم می‌شود و l مقادیر گسسته‌ای را انتخاب می‌کند که کرانه‌های این قسمت‌ها است. □

بطور خلاصه می‌توان گفت این تبدیل با استفاده از تابع پنجره، مدت زمان کوتاهی از سیگنال را در نظر می‌گیرد و طیف فرکانسی آن را محاسبه می‌نماید. در واقع این تبدیل،

² Matlab

¹ Hanning Window



شکل ۶- تغییر محتوای فرکانسی یک سیگنال گشتاور خمشی با سرعت دورانی

خطوط ممتدی که در این شکل رسم شده‌اند و از مرکز مختصات خارج می‌شوند هارمونیک‌های سرعت دورانی را نشان می‌دهند. خطوط نازکتر هارمونیک‌های فرد و خطوط ضخیم‌تر هارمونیک‌های زوج هستند. محل برخورد خطوط تغییر فرکانس طبیعی با خطوط هارمونیک به صورت بیشینه نسبی در این شکل ظاهر می‌شوند. شدت بزرگی طیف در این نقاط بیشینه نسبی به عوامل زیر بستگی دارد:

* کوچکتر بودن فرکانس طبیعی متناظر با یک بیشینه نسبی باعث بزرگتر شدن شدت طیف می‌شود زیرا در فرکانس‌های پایین‌تر به طور نسبی میزان تغییر شکل ایجاد شده در سازه بزرگتر است.

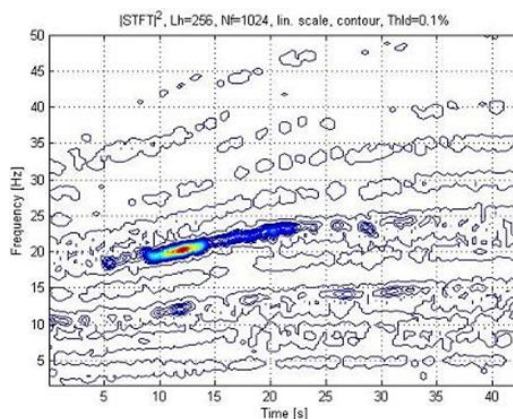
* محل نقطه اندازه‌گیری در اندازه طیف مؤثر است. هرچه نقطه اندازه‌گیری سیگنال به محل بیشینه توزیع مکانی گشتاور مربوط به یک شکل مود خاص نزدیکتر باشد طیف‌نمای حاصل از این سیگنال در فرکانس آن شکل مود دارای شدت بیشتری خواهد بود.

* تجمع نقاط بیشینه نسبی در یک محل باعث برهم‌نهی اثر آنها شده و اندازه طیف را افزایش می‌دهد.

برای تشخیص بهتر این نقاط بیشینه نسبی می‌توان با حرکت بر روی خطوط هارمونیک در شکل ۶ نمودار تغییر شدت طیف سیگنال بر روی هر یک از هارمونیک‌ها را بدست آورد و نقاط بیشینه را از روی این نمودارها یافت. شکل‌های ۷ و ۸ نحوه تغییر سیگنال‌های خمشی عمودی بر روی هارمونیک سوم را نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که در نقاط ایجاد تشدید تمامی سیگنال‌های گشتاور خمشی عمودی دارای بیشینه می‌شوند.

پنجره ۰/۶۴ ثانیه است. این مدت زمان به اندازه کافی کوتاه است تا فرض شبه‌پایا بودن سیگنال در آن برقرار باشد. متغیر k در رابطه (۳) مشخص می‌کند که مرکز این پنجره بر روی نمونه شماره چند سیگنال زمانی قرار بگیرد. k مقدار اولیه ۱ را انتخاب می‌کند و سپس با گام‌های ۱۰۰ تایی افزایش می‌یابد. این مقدار گام سرعت مناسبی را برای تحلیل داده‌ها با حفظ دقت کافی در امتداد محور زمان ایجاد می‌کند.

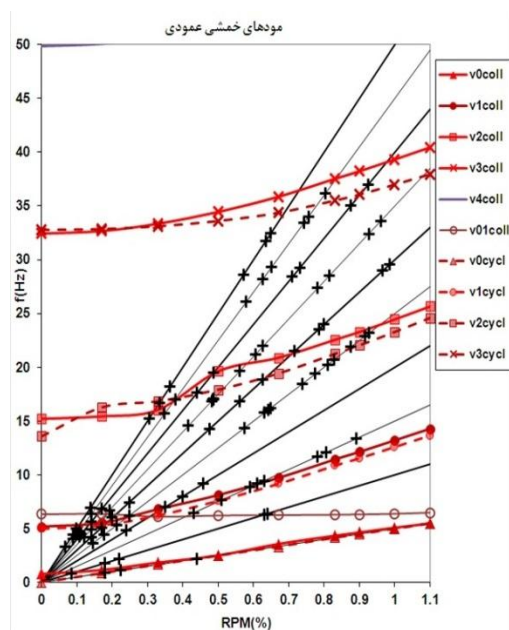
با انتخاب $N=2048$ در رابطه (۳) و با توجه به نرخ داده‌برداری، دقت فرکانسی حدود ۰/۱۹۵ هرتز خواهد بود که مناسب به نظر می‌آید. برای نمونه نمودار طیف‌نمای یک سیگنال گشتاور خمشی عمودی در شکل ۵ نشان داده شده است.



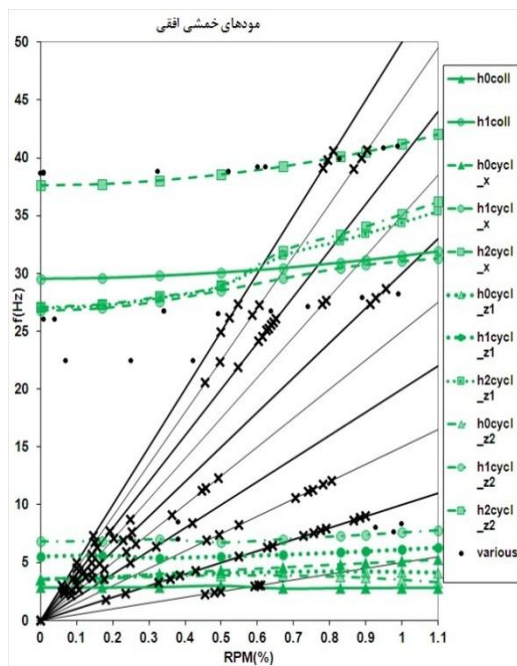
شکل ۵- طیف‌نمای یک سیگنال گشتاور خمشی عمودی

هارمونیک‌های سرعت دورانی پره در این شکل به صورت کانتورهایی که از چپ به راست کشیده شده‌اند قابل مشاهده هستند. محل برخورد خطوط هارمونیک با خطوط فرکانس طبیعی در این شکل به صورت نقاط ماکزیمم نسبی نمایان می‌شوند.

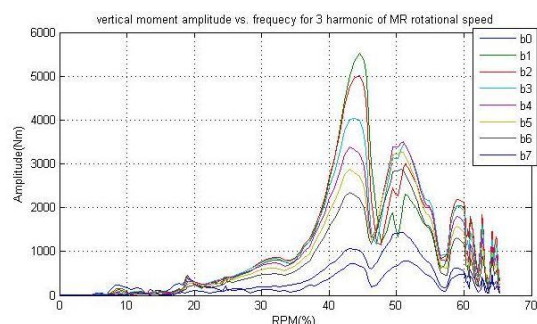
با استفاده از سیگنال سرعت اندازه‌گیری شده می‌توان محور افقی را در نمودار شکل ۵ به سرعت دورانی پروانه تغییر داد و در نتیجه تغییر محتوای فرکانسی سیگنال‌های گشتاور را بر حسب سرعت دورانی بدست آورد. شکل ۶ نمودار حاصل را برای یک سیگنال گشتاور خمشی نمونه نشان می‌دهد. در این شکل هر دو بازه افزایش سرعت دورانی نشان داده شده است. سرعت دورانی به صورت درصدی از سرعت معمول پروازی بیان شده است.



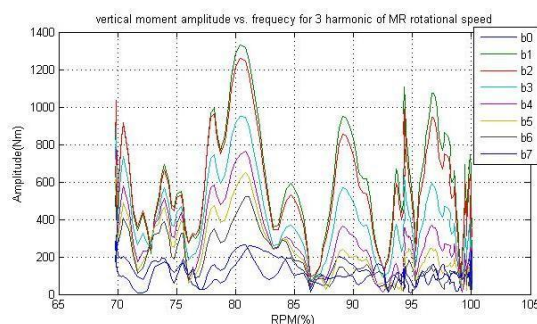
شکل ۹- نمودار کمپبل برای مودهای خمشی عمودی



شکل ۱۰- نمودار کمپبل برای مودهای خمشی افقی



شکل ۷- تغییر شدت گشتاورهای خمشی عمودی بر روی هارمونیک سوم در افزایش سرعت دورانی از صفر به ۷۰ درصد در نقاط هشت گانه اندازه‌گیری گشتاور



شکل ۸- تغییر شدت گشتاورهای خمشی عمودی بر روی هارمونیک سوم در افزایش سرعت دورانی از ۷۰ به ۱۰۰ درصد در نقاط هشت گانه اندازه‌گیری گشتاور

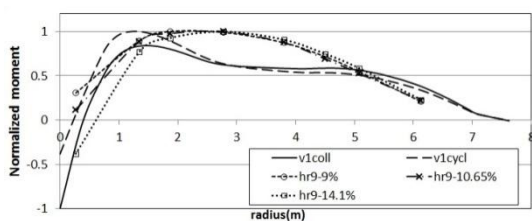
به کمک مجموعه نمودارهای تغییر شدت طیف سیگنال بر روی هارمونیک‌ها نقاط ماکزیمم نسبی تابع طیف‌نما برای سیگنال‌های مختلف خمشی و پیچشی یافت می‌گردد. برای مودهای خمشی افقی و نیز بزرگتر بودن مؤلفه نوسانی سیگنال گشتاور در مقایسه با دو نوع گشتاور دیگر، ماکزیمم‌ها در نقاطی دیگر غیر از امتداد هارمونیک‌ها قابل مشاهده هستند. نقاط ماکزیمم پیدا شده از تحلیل زمان-فرکانسی به همراه نتایج حاصل از روش محاسباتی هولتز-میکل‌استاد مذکور در [۹] در شکل‌های ۹ تا ۱۱ نشان داده شده است.

برای تشخیص انتساب فرکانس‌های یافته شده به یک مود خاص استفاده شده است. برای نقاط تشدیدی که بر روی هر یک از خطوط هارمونیک یافت شده‌اند رابطه زیر بین فرکانس و سرعت دورانی متناظر با آنها برقرار است:

$$f = \frac{\Omega}{100} \times N \times 5 \quad (4)$$

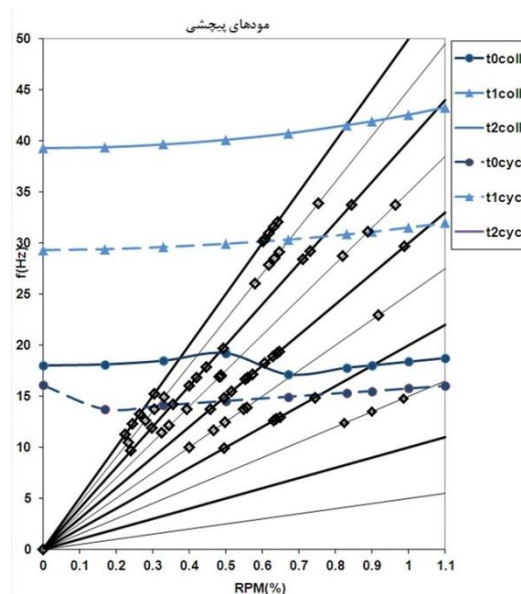
که در آن Ω سرعت دورانی با بیان درصدی و N شماره هارمونیک مورد نظر است.

برای مثال با دقت بر روی نمودار کمپیل مودهای خمشی عمودی در شکل ۹ مشاهده می‌شود که بر روی هارمونیک نهم یک دسته فرکانس در محدوده سرعتی ۱۰ تا ۲۰ درصد سرعت دورانی معمول پروازی یافت شده است. در شکل ۱۲ توزیع گشتاور بدست آمده برای هر یک از این فرکانس‌ها با توزیع گشتاور محاسبه شده به وسیله روش محاسباتی برای شکل مودهای خمشی عمودی اول مقایسه شده است. با دقت در این شکل مشاهده می‌شود که تشابه نسبتاً خوبی بین توزیع گشتاور محاسباتی و توزیع گشتاور بدست آمده از پردازش نتایج تست برای این فرکانس‌ها حداقل از لحاظ روند تغییر با شعاع وجود دارد و لذا انتساب این فرکانس‌ها به این شکل مودها منطقی به نظر می‌رسد. ضمن اینکه توزیع گشتاور مربوط به فرکانس متناظر با دور ۱۴/۱ درصد به توزیع گشتاور مربوط به مود جفتی نزدیکتر است و لذا انتساب این فرکانس به شکل مود خمشی عمودی اول جفتی مناسب‌تر به نظر می‌رسد. دو فرکانس دیگر توزیع گشتاور بسیار نزدیکی به هم دارند.



شکل ۱۲- مقایسه توزیع گشتاور مربوط به فرکانس‌های یافت شده بر روی هارمونیک نهم (دسته اول)

در شکل ۹ و بر روی هارمونیک نهم دسته دیگری (دسته دوم) از فرکانس‌های تشدید در محدوده سرعت دورانی بین ۳۰ تا ۴۰ درصد و دسته سوم در محدوده سرعت دورانی بین ۶۰ تا ۷۰ درصد یافت شده‌اند. توزیع گشتاور متناظر با

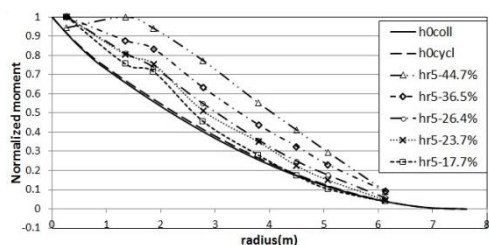


شکل ۱۱- نمودار کمپیل برای مودهای پیچشی

در این شکل‌ها مودهای خمشی افقی و عمودی به ترتیب با حروف h و v و مودهای پیچشی با حرف t نشان داده شده‌اند. خطوط ممتد مستقیمی که از مرکز مختصات خارج شده‌اند خطوط هارمونیک سرعت دوران هستند و در هر سرعت فرکانس نیروهای تحریک‌کننده را نشان می‌دهند. خطوط ممتد دیگر نحوه تغییر فرکانس طبیعی مودهای جفتی را و خطوط خط چین نحوه تغییر فرکانس طبیعی مودهای سیکلی را نشان می‌دهند. این خطوط از روش محاسباتی بدست آمده‌اند. نقاط منفرد که عمدتاً بر روی هارمونیک‌ها هستند حاصل تحلیل داده‌های تست هستند.

پس از یافتن فرکانس‌های تشدید بر روی هر یک از هارمونیک‌ها با توجه به اینکه گشتاورها در امتداد شعاع پره در چندین نقطه اندازه‌گیری شده‌اند می‌توان با استفاده از نتایج تبدیل زمان-فرکانسی آنها، توزیع مکانی گشتاور در هر یک از فرکانس‌های تشدید را بدست آورد. با توجه به اینکه برنامه محاسباتی نیز قادر به محاسبه توزیع مکانی گشتاور متناظر با هر یک از مودها است می‌توان توزیع مکانی گشتاور بدست آمده از تبدیل در هر یک از فرکانس‌های تشدید را با توزیع مکانی گشتاور ناشی از مود مورد نظر مقایسه نمود تا از انتساب فرکانس یافته شده به یک مود خاص اطمینان حاصل شود. لازم به ذکر است که از نتایج حاصل از برنامه محاسباتی برای تایید یا رد داده‌های تجربی استفاده نشده است و فقط

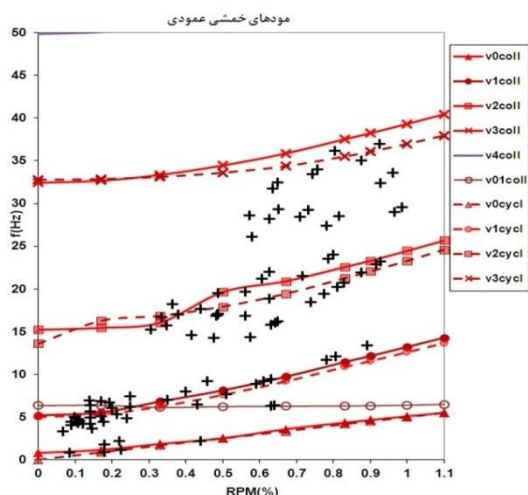
برای سایر فرکانس‌های یافت شده نیز می‌توان روند مشابهی را تکرار نمود.



شکل ۱۵- مقایسه توزیع گشتاور مربوط به فرکانس‌های یافت شده بر روی هارمونیک پنجم

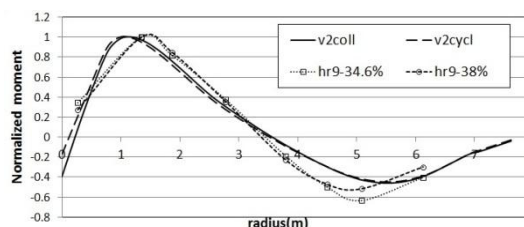
۶- تفسیر نتایج

برای نمونه مورد مطالعه مقایسه نمودارهای حاصل از روش تجربی و محاسباتی نتایج زیر را بدست می‌دهد:
نمودار کمپیل برای مودهای خمشی عمودی با حذف خطوط هارمونیک از شکل ۹ در شکل ۱۶ بازتولید شده است. در این شکل همچنین نقاط حاصل از روش تجربی به چهار دسته مجزا تقسیم شده‌اند. مشاهده می‌شود که هر یک از سه دسته اول در مجاورت یک گروه از خطوط فرکانسی محاسباتی مربوط به مودهای خمشی عمودی هستند که این امر توافق بین نتایج محاسباتی و تجربی را نشان می‌دهد. اما در مورد دسته چهارم برنامه محاسباتی خطوط فرکانسی را بالاتر از نقاط تجربی پیش‌بینی کرده است.

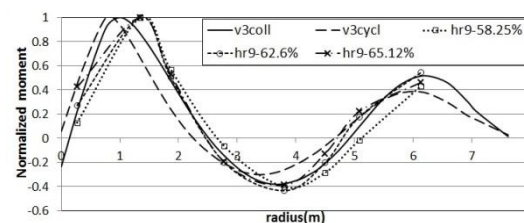


شکل ۱۶- دسته‌بندی نقاط تجربی بدست آمده برای مودهای خمشی عمودی

هر یک از آنها در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ با توزیع گشتاور حاصل از برنامه محاسباتی برای شکل‌مودهای نزدیک به آنها یعنی شکل‌مودهای خمشی عمودی دوم و سوم مقایسه گردیده است.



شکل ۱۳- مقایسه توزیع گشتاور مربوط به فرکانس‌های یافت شده بر روی هارمونیک نهم (دسته دوم).



شکل ۱۴- مقایسه توزیع گشتاور مربوط به فرکانس‌های یافت شده بر روی هارمونیک نهم (دسته سوم).

شکل ۱۳ انتساب فرکانس‌های دسته دوم به مودهای خمشی عمودی دوم و شکل ۱۴ انتساب فرکانس‌های دسته سوم به مودهای خمشی عمودی سوم را تأیید می‌کند. بدین ترتیب بر روی هارمونیک نهم فرکانس‌هایی متناظر با هر یک از مودهای خمشی عمودی یافت می‌گردد.

به عنوان نمونه‌ای دیگر در شکل ۱۵ توزیع گشتاور خمشی افقی برای فرکانس‌های یافت شده بر روی هارمونیک پنجم در شکل ۱۰، با توزیع گشتاور مرجع محاسباتی شکل‌مودهای خمشی افقی اول مقایسه شده است. این شکل نشان می‌دهد که برای این فرکانس‌ها با افزایش سرعت دورانی مشابهت توزیع گشتاور منتج از تست با گشتاور محاسبه شده کاهش می‌یابد تا جایی که انتساب فرکانس رخ داده در سرعت دوران ۴۴/۷ درصد به این شکل‌مود مناسب به نظر نمی‌رسد و باید عامل دیگری برای آن جستجو نمود.

۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق هدف رسم دیاگرام کمپل برای پروانه یک بالگرد، حین تغییر سرعت دورانی آن از صفر تا سرعت کاری آن، با استفاده از پردازش سیگنال‌های گشتاورهای سازه‌ای اندازه‌گیری شده بر روی پره بود. برای این کار و با توجه به خاصیت ناپایایی سیگنال‌های گشتاور از تبدیل زمان کوتاه فوریه برای پردازش سیگنال‌های اندازه‌گیری شده استفاده شد. همچنین و به صورت موازی از یک برنامه محاسباتی که نمودار کمپل و توزیع گشتاورهای سازه‌ای متناظر با هر فرکانس طبیعی را با استفاده از روش میکل-استاد بدست می‌آورد، این توزیع گشتاورها محاسبه شد. نتایج حاصل از این برنامه محاسباتی کمک کرد تا تشخیص مدهای مختلف ارتعاشی پره در هنگام پردازش سیگنال‌های اندازه‌گیری شده امکان‌پذیر باشد. در نهایت نمودار کمپل برای پره مورد نظر و با استفاده از سیگنال‌های اندازه‌گیری شده گشتاور رسم شد. این نمودار علاوه بر آن که در تحلیل‌های مربوط به دینامیک سازه و پایداری آیرودینامیک پروانه بالگرد کاربرد دارد، مرجع بسیار مناسبی برای ارزیابی دقت برنامه‌های محاسباتی نیز هست.

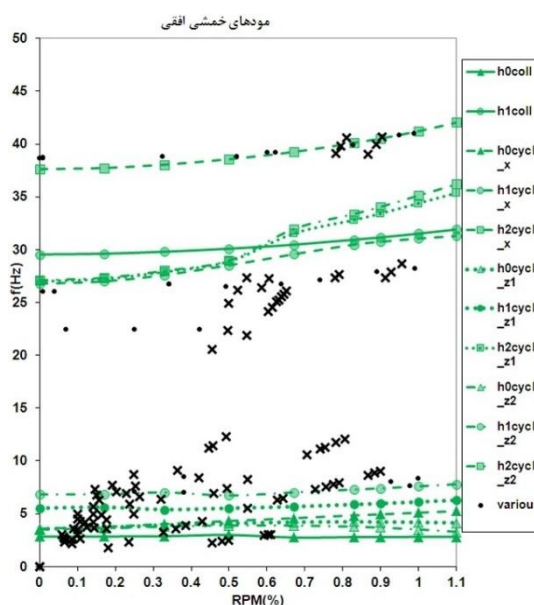
۸- سپاس‌گذاری

در این‌جا نویسندگان لازم می‌دانند مراتب تشکر و قدردانی خود را از تمامی کارکنان خدمت و متخصصان شرکت هواپیماسازی ایران که با کمک‌های بی‌دریغ خود راه را برای انجام این تحقیق هموار نمودند، اعلام نمایند.

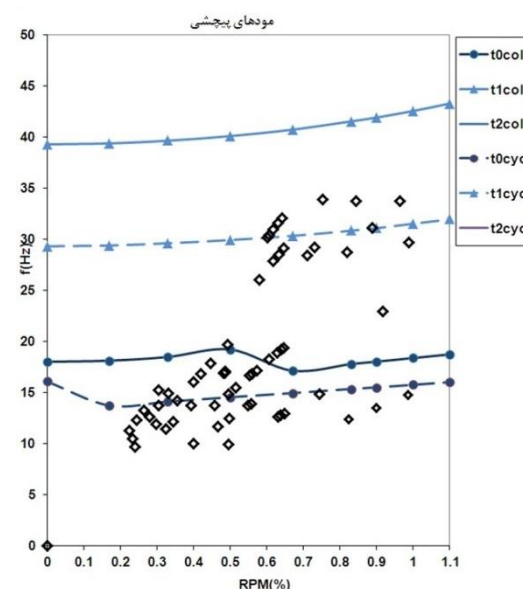
مراجع

- [1] Braun S, Ewins DJ, Rao SS (2002) Encyclopedia of Vibration. Academic Press, San Diego.
- [2] Udupa KM, Varadan TK (1990) Hierarchical finite element method for rotating beams. J SOUND VIB 138 (3):447-456.
- [3] Hashemi SM, Richard MJ (2000) A Dynamic Finite Element (DFE) method for free vibrations of bending-torsion coupled beams. AEROSP SCI TECHNOL 4 (1):41-55.
- [4] Rao SS, Gupta RS (2001) Finite Element Vibration Analysis of Rotating Timoshenko Beams. J SOUND VIB 242 (1):103-124.
- [5] Park JH, Park HY, Jeong SY, Lee SI, Shin YH, Park JP (2010) Linear vibration analysis of rotating wind-turbine blade. CURR APPL PHYS 10 (2):S332-S334.

برای دو نوع مود دیگر نیز همین بررسی در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ انجام شده است.



شکل ۱۷- دسته‌بندی نقاط تجربی بدست آمده برای مدهای خمشی افقی



شکل ۱۸- دسته‌بندی نقاط تجربی بدست آمده برای مدهای پیچشی

- transfer matrix method. M. Sc. Thesis, Naval Postgraduate School Monterey, California, USA.
- [12] Ozturk D (2002) Development of a Myklestad's Rotor Blade Dynamic Analysis Code for Application to JANRAD. M.Sc. Thesis, Naval postgraduate School, Monterey, California, USA.
- [13] Stefanescu DM (2011) Handbook of Force Transducers: Principles and Components. Springer, Berlin.
- [14] Hammond JK, White PR (1996) The Analysis of Non-Stationary Signals Using Time-Frequency Methods. J SOUND VIB 190 (3):419–447.
- [15] Shin K, Hammond J (2008) Fundamentals of signal processing for sound and vibration engineers. John Wiley & Sons, Chichester.
- [16] Neild SA, McFadden PD, Williams MS (2003) A review of time-frequency methods for structural vibration analysis. ENG STRUCT 25 (6):713–728.
- [17] Auger F, Flandrin P, Gonçalvès P, Lemoine O (1996) Time-Frequency Toolbox for Use with Matlab. CNRS (France) and Rice University, USA.
- [6] Huang CL, Lin WY, Hsiao KM (2010) Free vibration analysis of rotating Euler beams at high angular velocity. COMPUT STRUCT 88 (17–18):991–1001.
- [7] Sinha SK, Turner KE (2011) Natural frequencies of a pre-twisted blade in a centrifugal force field. J SOUND VIB 330 (11):2655–2681.
- [8] Bennett R (1975) Digital Computer Program DF1758 Fully Coupled Natural Frequencies and Mode Shapes of a Helicopter Rotor Blade. NASA-CR-132662 - REPT-299-099-724, NASA.
- [9] Weller WH (1978) An improved computational procedure for determining helicopter rotor blade natural modes. National Aeronautics and Space Administration, Scientific and Technical Information Office, Washington.
- [10] McGee OG (1987) Finite element analysis of flexible, rotating blades. National Aeronautics and Space Administration, Washington.
- [11] Cuesta JD (1994) Modeling helicopter blade dynamics using a modified Myklestad-Prohl

□