Archive of SID

دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۰۹/۲۵
پذیرش مقاله: ۱۳۹۹/۰۳/۲۵

(علمی–ترویجی)

روند اجرایی آزمون ارتعاشات زمینی (GVT) در هواپیماهای پهن پیکر

مهدی صالحی[1*]، استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران

*نویسنده مخاطب، آدرس: نجف آباد، کدپستی: ۸۵۱۴۱۴۳۱۳۱

آزمون ارتعاشات زمینی یکی از تست‌های استاندارد سازه‌ای الزامی برای هواپیماهای مسافری در آستانه تولید است. این آزمون با هدف استخراج مدل تجربی دینامیکی سازهٔ هواپیما اجرا می‌شود. فرآیند اجرای این آزمون شامل برنامه‌ریزی آزمون، آماده‌سازی سازه، داده‌برداری و استخراج پارامترهای دینامیک سازه از داده‌های تست است. در مطالعه حاضر، روند اجرایی عملی هریک از مراحل تشریح می‌شود. با توجه به ابعاد و پیچیدگی این آزمون، تکنیک‌ها، سخت افزارها و نرم افزارهای خاصی مورد نیاز می‌باشد که مورد بررسی قرار گرفته است. در این مقاله تجربیات جهانی اجرای این آزمون به اختصار مطرح شده است. در نهایت، چیده‌مانی نوعی آزمون ارتعاشات زمینی برای یک هواپیمای پهن پیکر معرفی و تشریح شده است.

واژه‌های کلیدی: ارتعاشات زمینی، آزمون، هواپیما، آیروالاستیسیته

Implementation of Ground Vibration Test (GVT) on Large Aircrafts

Ground vibration test (GVT) is one of the standard structural tests required for designed passenger aircrafts. This test is performed to derive the experimental dynamical model of aircraft structure. The process of executing this test involves test planning, structural preparation, data gathering, and extraction of dynamic parameters from the test data. In the present study, the practical implementation process of each step is described. Given the size and complexity of this test, certain techniques, hardware, and software are to be investigated. The global experience of performing this test is briefly discussed. Finally, a typical setup for a ground vibration test of a large aircraft is introduced and described.

Keywords: Ground Vibrations, Test, Aircraft, Aeroelasticity

M. Salehi[1*], Assistant Professor, Department of Mechnanical Enginnering, Najafabad Branch Islamic Azad University, Najafabad, Iran

[*]Corresponding Author, Postal Code: 8514143131, Tehran, IRAN

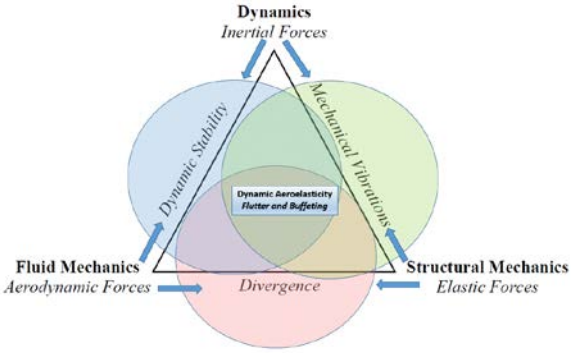
mehdi.salehi@pmc.iaun.ac.ir

www.SID.ir

Archive of SID

۱- مقدمه

سازهٔ یک هواپیما حین پرواز در معرض بارهای مختلف آیرودینامیک، الاستیک و اینرسی قرار می‌گیرد. ناپایداری‌های دینامیکی در شرایطی خاص و بر اثر برهم‌کنش این اثرات، ایجاد می‌شود. شکل **۱** شماتیک تداخل اثرات اینرسی، آیرودینامیک و الاستیک را نشان می‌دهد.



شکل (۱): برهم‌کنش اثرات اینرسی، الاستیک و آیرودینامیک در سازه‌های هوایی [۱].

خطر وقوع ناپایداری‌های دینامیکی در برخی شرایط پروازی یک تهدید جدی محسوب می‌شود. مهمترین ناپایداری دینامیکی سازه‌ای هواپیما فلاتر است [۲]. نکتهٔ مهم در فاز طراحی هواپیما آن است که پاکت پروازی هواپیما با یک حاشیهٔ اطمینان مناسب عاری از احتمال وقوع فلاتر باشد. استاندارد FAR 25.629 بر این نکته تأکید دارد [۳]. اهمیت این موضوع برای هواپیماهای مسافربری که سازه‌ای به نسبت الاستیک دارد دوچندان خواهد بود. فلاتر به‌طور عمده تابع سرعت و ارتفاع پروازی است. در فرآیند طراحی هواپیما، ابتدا پاکت پروازی مبتنی بر محاسبات (محافظه‌کارانه) ارائه می‌شود. سپس، طی اجرای تست‌های پروازی فلاتر مرزهای این پاکت توسعه داده می‌شود.

برای انجام محاسبات و آزمون‌های فلاتر، وجود یک مدل دینامیکی قابل اطمینان ضروری است. مدل‌های عددی اجزای محدود به دلیل نارسایی‌های متعدد مدلسازی و محاسباتی نمی‌تواند به‌صورت مستقیم مورد استفاده قرار گیرد. یکی از اهداف اجرای آزمون ارتعاشات زمینی، اصلاح و به‌روزرسانی مدل دینامیکی عددی است. آزمون ارتعاشات زمینی بر روی یکی از نمونه‌های اولیهٔ هواپیما و قبل از اجرای تست‌های پروازی انجام می‌شود و مدت زمان اجرای آن، بسته به ابعاد هواپیما، تعداد کانال‌های اندازه‌گیری و تعداد پیکربندی‌های تست[1]، بین چند روز تا چند هفته است.

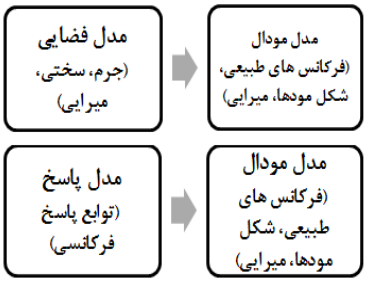
در آزمون ارتعاشات زمینی پارامترهای مودال سازهٔ هواپیما شامل فرکانس‌های طبیعی، شکل مودها و ضرایب میرایی به صورت تجربی استخراج می‌شود [۴]. به‌طور کلی، سه نوع مدل شامل مدل فضایی[2]، مدل پاسخ[3] و مدل مودال[4] در دینامیک سازه مطرح می‌باشد [۵]. مدل فضایی در واقع همان ماتریس‌های جرم، سختی و میرایی سازه است. مدل پاسخ شامل مجموعه‌ای از توابع پاسخ فرکانسی در تمام درجات آزادی سیستم گسسته می‌باشد. فرکانس‌های طبیعی، شکل مودهای سازه‌ای و ضرایب میرایی مدل مودال سازه را تشکیل می‌دهد. هر چند به لحاظ ریاضی هریک از این سه مدل را می‌توان از دیگری استخراج نمود، اما در عمل استخراج دقیق مدل فضایی از مدل‌های پاسخ یا مودال غیرممکن است. شاید به همین دلیل است که اندازه‌گیری تجربی مشخصات سختی مقاطع سازه‌ای هنوز هم چالشی جدی در صنایع هوایی به شمار می‌رود. مدل‌های عددی سازه‌های هوایی به‌طور عمده براساس روش اجزای محدود و از نوع فضایی می‌باشد. برای مقایسهٔ مدل‌های تجربی و عددی لازم است هر دو مدل از یک نوع باشد. در عمل بهترین مدل مشترک جهت مقایسه، مدل مودال است. مدل مودال با آنالیز مودال عددی سازه در نرم‌افزارهای اجزای محدود به‌راحتی قابل محاسبه خواهد بود. شناسایی مدل مودال تجربی به دو روش رزونانس فازی[5] و جداسازی فازی[6] امکان‌پذیر است [۶]. در روش اول، به کمک مجموعه‌ای از محرک‌های دینامیکی، سازه در وضعیت‌های رزونانس قرار داده شده و پارامترهای مودال در هر رزونانس به‌صورت فیزیکی برداشت می‌شود. خروجی مستقیم این آزمون، مدل مودال سازه خواهد بود. اما به‌دلیل هزینهٔ بالا و پیچیدگی‌های این روش، اغلب صنایع هواپیماسازی از روش جداسازی فازی استفاده می‌نمایند. در روش جداسازی فازی، سازه توسط سیگنال‌های نیرویی در یک باند فرکانسی خاص تحریک شده و پاسخ سازه در درجات آزادی مورد نظر اندازه-گیری می‌شود. خروجی این آزمون، مجموعه‌ای از پاسخ‌های فرکانسی سازه و یا همان مدل پاسخ سازه می‌باشد. تبدیل مدل پاسخ به مدل مودال به‌کمک نرم‌افزارهای آنالیز مودال تجربی[7] امکان‌پذیر می‌باشد [۷]. روش‌های ارائه شده در این

1. Test Configurations
2. Spatial Model
3. Response Model
4. Modal Model
5. Phase Resonance
6. Phase Seperation
7. Experimental Modal Analysis

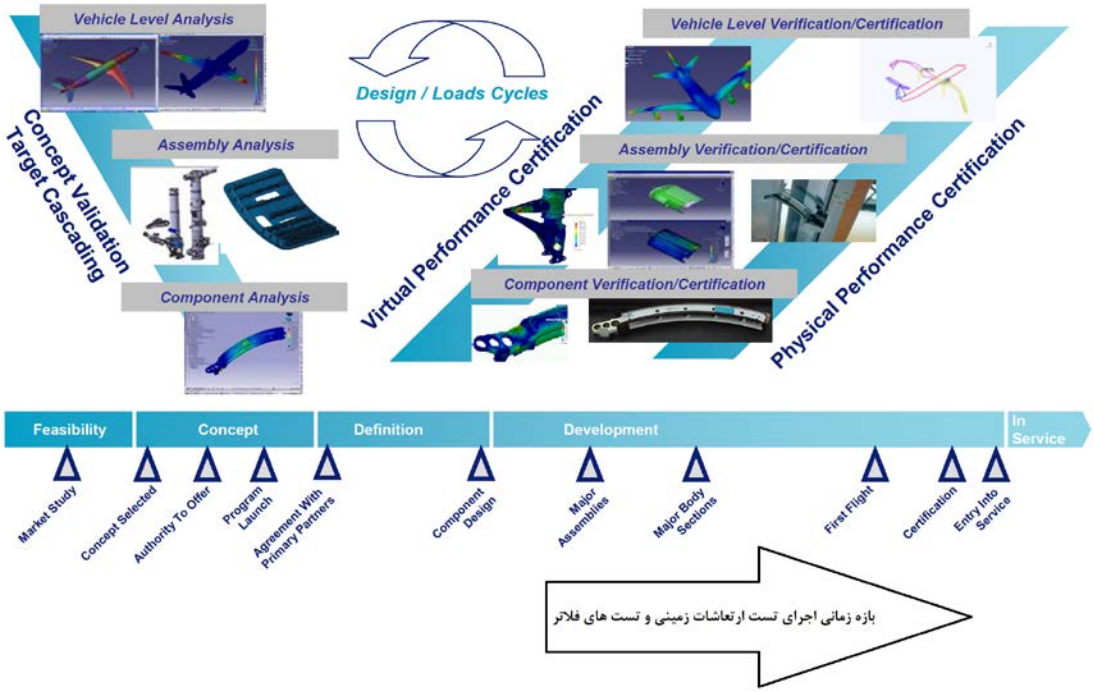
www.SID.ir

Archive of SID

مقاله مربوط به تست‌های جداسازی فازی است. شکل **۲** شماتیک تبدیل مدل‌های عددی و تجربی را در تحلیل دینامیک سازهٔ هواپیما نشان می‌دهد. جایگاه تست ارتعاشات زمینی در فرآیند توسعهٔ یک هواپیما در شکل **۳** نشان داده شده است.



شکل (۲): روند تبدیل مدل در حوزه عددی (شکل بالا) و تجربی (شکل پایین).



شکل (۳): جایگاه تست ارتعاشات زمینی در فرآیند توسعه یک هواپیما [۴].

در ادامهٔ مقاله ابتدا روند برنامه‌ریزی آزمون ارتعاشات زمینی هواپیما تشریح می‌شود. سپس، نحوه آماده‌سازی سازه جهت اجرای آزمون تبیین می‌شود. در این بخش، انواع تجهیزات و سخت‌افزارهای مورد نیاز آزمون معرفی خواهد شد. پس از آن، روند اجرای تست و اندازه‌گیری مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در بخش بعدی مقاله، روش‌های آنالیز داده‌های حاصل از آزمون معرفی شده و روند اصلاح مدل اجزای محدود براساس نتایج تجربی مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

۲- روند کلی آزمون ارتعاشات زمینی

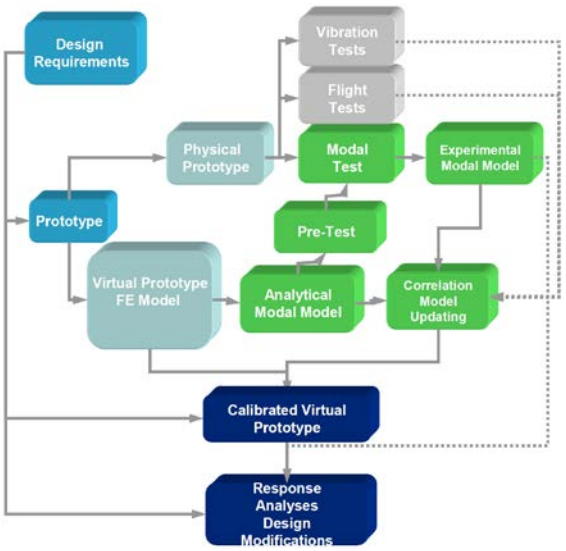
آزمون ارتعاشات زمینی به‌طور تقریبی در مراحل نهایی ساخت و پیش از فرآیند ممیزی صلاحیت پروازی اجرا می‌شود. البته برخی تست‌های سازه‌ای مانند تست مقیاس کامل خستگی تا بعد از ورود هواپیما به ناوگان مسافربری ادامه می‌یابد. فرآیند آزمون ارتعاشات زمینی شامل فازهای برنامه‌ریزی، آماده‌سازی، داده‌برداری و تحلیل نتایج است. در مرحلهٔ برنامه‌ریزی، یک مدل عددی اجزای محدود سازه توسعه داده شده و با حل مسالهٔ مقدار ویژه (آنالیز مودال عددی) پارامترهای مودال سازه شامل فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای سازه‌ای محاسبه می‌شود. براساس نتایج عددی می‌توان پارامترهای اجرایی تست مانند نقاط مناسب تحریک، نقاط مناسب پاسخ، بازه فرکانسی تست، تعداد مودهای مورد نیاز و نحوهٔ اعمال شرایط مرزی را به‌صورت تقریبی تعیین نمود.

در فاز آماده‌سازی، کلیه عوامل ایجاد خطا و نویز در داده‌ها حذف می‌شود. به‌عنوان مثال، سطوح کنترل و ارابهٔ فرود قفل می‌شود تا لقی آن دو باعث ایجاد نویز یا اثرات غیرخطی بر نتایج نشود. به‌طور معمول بهترین شرایط مرزی سازه در این تست آزاد- آزاد می‌باشد [۸]. ایجاد این شرایط مرزی به‌خصوص برای هواپیماهای پهن پیکر چالشی جدی محسوب می‌شود. همواره با انجام تعدادی پیش‌تست می‌توان کیفیت اعمال شرایط

www.SID.ir

Archive of SID

مرزی را کنترل نمود. نصب سنسورهای شتاب‌سنج و محرک‌ها در درجات آزادی تعیین شده در پلان تست، گام بعدی این مرحله است. هریک از بخش‌های برنامهٔ تست با اجرای چندین پیش‌تست ارزیابی شده و در صورت نیاز برنامه تست اصلاح می‌شود. در فاز داده‌برداری، مراحل اجرا و اندازه‌گیری مطابق پلان تست انجام می‌شود. در این فاز نیز نقاط کنترلی و تکنیک‌های پایش صحت داده‌ها مد نظر قرار می‌گیرد. خروجی این مرحله از آزمون، مجموعه‌ای از توابع پاسخ فرکانسی مربوط به کلیه درجات آزادی اندازه‌گیری می‌باشد. در بخش تحلیل، با استفاده از روش‌های ریاضی شناسایی پارامترهای مودال، این پارامترها استخراج می‌شود. پارامترهای محاسبه شده توسط معیارهای متعدد کنترل و ویرایش می‌شود. در نهایت، از این مدل تجربی به‌عنوان مدل مبنا برای تصحیح و به‌روزرسانی مدل عددی استفاده می‌شود. در ادامه، جزییات این مراحل تشریح می‌شود. فلوچارت شکل **۴** جایگاه آزمون ارتعاشات زمینی را در پروسه طراحی دینامیکی سازه نشان می‌دهد.



شکل (۴): فرآیند طراحی دینامیکی سازه [۴].

۲-۱- برنامه‌ریزی

پیش از اجرای تست لازم است روند تست، پیکربندی‌های مورد نیاز، شرایط مرزی، تعداد و موقعیت نقاط اندازه‌گیری، نوع تحریک و محل اعمال آن، بازهٔ فرکانسی آزمون و تنظیمات داده‌برداری تعیین شود. برای تعیین تقریبی بیشتر این پارامترها لازم است مدل اجزای محدود سازه ایجاد و تحلیل شود. این مدل با توجه به جزییات مورد نظر تیم طراحی ساخته می‌شود. پس از استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای مدل می‌توان بهترین نقاط تعلیق، تحریک و اندازه‌گیری را تعیین نمود.

تست ارتعاشات زمینی هواپیما عموما در شرایط مرزی آزاد- آزاد انجام می‌شود. به‌طور معمول، برای ایجاد این شرط مرزی، هواپیما از چند نقطه روی بالشتکی نرم قرار داده می‌شود و یا توسط چندین طناب انعطاف‌پذیر آویخته می‌شود. در این نقاط تماس تعلیق به سازه نیرو وارد می‌شود که وجود این نیرو شرط آزاد بودن را نقض می‌کند. بنابراین، بهتر است نقاطی جهت تعلیق انتخاب شود که کم‌ترین جابجایی را در تمام شکل مودهای مورد نظر داشته باشد (کمترین جابجایی به معنای کمترین نیرو براساس رابطه فنر خطی می‌باشد). بیشتر نرم‌افزارهای اجرای تست مودال، با داشتن نتایج تحلیل مودال مدل اجزای محدود قادرند معیارهای یاد شده را در تمام درجات آزادی پیشنهادی محاسبه و بهترین نقاط تعلیق را مشخص نماید.

بسته به تعداد مودهای سازه‌ای مورد نظر طراح، بازه فرکانسی تست مشخص می‌شود. شکل مودهای مورد نظر می‌تواند در صفحات متفاوت بوده و هریک تعداد نقاط گره‌ای خاص خود را داشته باشد. به‌طور معمول، شکل مودهای متناظر با فرکانس‌های بالاتر به لحاظ هندسی پیچیده‌تر بوده و گره‌های بیشتری دارد. در تعیین درجات آزادی تحریک (موقعیت و راستای نصب لرزشگرها) مناسب، دو عامل اساسی نقش دارد. اول آنکه نقاط تحریک نباید بر هیچ یک از گره‌های مودال منطبق شود. اگر چنین شود، شکل مود مورد نظر تحریک نشده و اصولاً از نتایج قابل استخراج نخواهد بود. معیار دوم در انتخاب بهینهٔ نقاط تحریک، حداقل بودن نیروی برهم‌کنش سازه و لرزشگر است. بالا بودن این نیرو باعث انحراف نتایج از شرایط مرزی آزاد و ایجاد خطا در توابع پاسخ فرکانسی خواهد شد. به‌همین دلیل در انتخاب نقاط تحریک، علاوه بر دور بودن از گره‌های مودال، مینیمم بودن مجموع شتاب ارتعاشی نقاط تحریک در تمام مودهای مورد نظر در نظر گرفته می‌شود. کم بودن شتاب این نقاط (مطابق قانون دوم نیوتن) باعث کاهش نیروی اینرسی برهم‌کنش لرزشگر و سازه خواهد شد.

تعداد، موقعیت و جهت نصب سنسورهای ثبت پاسخ از دیگر چالش‌های برنامه‌ریزی تست ارتعاشات زمینی است. تعداد درجات آزادی اندازه‌گیری مورد نیاز رابطهٔ مستقیمی با تعداد مودهای مورد نظر برای شناسایی دارد. تعداد درجات آزادی اندازه‌گیری باید آن‌قدر باشد که بتواند فرم هندسی تمام شکل مودها را پوشش دهد و در عین حال، شکل مودهای حاصل مستقل (در حالت ایده‌آل متعامد) باشد. از سوی دیگر، تعداد شتاب‌سنج‌ها در عمل نمی‌تواند خیلی زیاد باشد. بیش از حد بودن تعداد درجات آزادی اندازه‌گیری علاوه بر افزایش هزینه‌ها و حجم داده‌برداری و محاسبات می‌تواند باعث انحراف توزیع

www.SID.ir

Archive of SID

جرمی سازه از حالت اصلی خود شود. به‌طور معمول، حداکثر تعداد درجات آزادی اندازه‌گیری کمتر از پنج درصد درجات آزادی مدل عددی در نظر گرفته می‌شود. همچنین، برخی محدودیت‌های عملیاتی مانند وضعیت دسترسی و استحکام سازه در نقطه مورد نظر باید مدنظر قرار گیرد. حالت‌ها و پیکربندی‌های تست در برنامه‌ریزی و براساس نظر تیم طراحی تعیین می‌شود. خالی و پر بودن سوخت، باز یا بسته بودن شهپرها و لزوم وجود مبلمان داخلی در هواپیما از جمله این موارد به شمار می‌روند.

مساله مهم دیگر در برنامه‌ریزی، تعیین تعداد و ظرفیت محرک‌های مورد نیاز آزمون است. با توجه به ابعاد بزرگ و وزن بالای هواپیماهای مسافری، تحریک یک نقطه‌ای امکان‌پذیر نمی‌باشد. زیرا یک محرک قادر به تحریک مناسب کل سازه نیست. به همین دلیل در این آزمون از چندین محرک به‌صورت هم‌زمان استفاده می‌شود. به‌عبارت دیگر، آزمون مورد نظر چند ورودی-چند خروجی[8] می‌باشد. تعیین آرایش‌های مختلف قرارگیری محرک‌ها نیز در برنامه‌ریزی تست مدنظر قرار می‌گیرد.در تست‌های MIMO تمهیدات سخت‌افزاری خاصی جهت ایجاد سیگنال‌های تحریک غیرهمبسته[9] در لرزشگرها به منظور احتراز از ایجاد تکینگی[10] در داده‌ها در نظر گرفته می‌شود.

۲-۲- آماده‌سازی

در این فاز هواپیما به سوله تست منتقل می‌شود. این سوله باید از کارگاه‌های ماشین‌کاری، مسیرهای پرتردد و باند پرواز فاصله کافی داشته باشد تا نویز ناشی از این عوامل تأثیر منفی بر نتایج نداشته باشد. با توجه به شرایط مرزی هواپیما حین پرواز، معمولا شرط مرزی آزاد- آزاد برای اجرای تست مد نظر قرار دارد. از سوی دیگر، ایجاد شرایط گیردار در آزمایشگاه بسیار مشکل بوده و باعث انحراف زیاد نتایج عددی از تجربی خواهد شد. معلق کردن هواپیما با کابل‌های انعطاف‌پذیر یا قراردادن هواپیما روی بالشتک‌های هوا در مورد هواپیماهای کوچک روش‌هایی منطقی برای ایجاد شرایط مرزی آزاد محسوب می‌شود. در مورد هواپیماهای پهن پیکر، آویختن سازه اگر غیرممکن نباشد کاری بسیار دشوار خواهد بود. استفاده از مکانیزم‌های تعلیق نیوماتیک و یا کم باد نمودن چرخ‌های هواپیما، از جمله تکنیک‌های رایج در چنین مواردی می‌باشد. شکل **۵** نمونه‌هایی عملی از ایجاد شرایط مرزی آزاد برای هواپیما را نشان می‌دهد.

الف)

ب)

ج)

د)

شکل (۵): تعلیق سازه هوایی برای اجرای آزمون ارتعاشات زمینی، الف) شاتل ساترن ۵، ب) ایرباس A400M، ج) تعلیق با سیستم نیوماتیک و د) تعلیق با طناب کشی [۶،۹-۸].

8. Multiple Input-Multiple Output (MIMO)
9. Uncorrelated
10. Singularity

www.SID.ir

Archive of SID

یک سازهٔ معلق دارای شش مود صلب (سه مود انتقالی و سه مود دورانی) با فرکانس صفر می‌باشد. با توجه به ایده آل نبودن تعلیق سازهٔ هواپیما، این فرکانس‌های اندازه‌گیری شده در عمل صفر نمی‌باشد. اگر بزرگترین فرکانس صلب به اندازه کافی از اولین فرکانس الاستیک سازه کمتر باشد (عموماً کمتر از ۲۰ درصد)، شرایط تعلیق آزاد سازه قابل قبول محسوب می‌شود. تجهیزات رایج مورد استفاده در تست ارتعاشات زمینی شامل شتاب‌سنج، لرزشگر، چکش ضربه‌ای، مجموعهٔ سخت‌افزارهای داده‌برداری، نرم‌افزار مدیریت تست و مجموعه‌ای از ملحقات، کابل‌ها، رابطها و لوازم جانبی می‌باشد. شکل **۶** نمونه‌ای از این تجهیزات را نمایش می‌دهد.

الف)

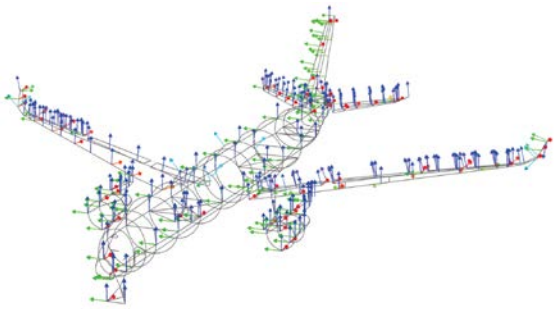
ب)

ج)

شکل (۶): تجهیزات مورد استفاده در تست مودال الف) چکش ضربه ای، ب) لرزشگر و ج) شتاب‌سنج.

در گام بعدی آماده‌سازی، سنسورهای شتاب‌سنج در نقاط و جهات تعیین شده تست پلان نصب می‌شوند. شکل **۷** شمایی از شتاب‌سنج‌های نصب شده روی هواپیمای A350 XWB را در تست ارتعاشات زمینی آن نمایش می‌دهد. تعداد ۷۰۰ شتاب‌سنج پیزوالکتریک در این تست خاص به کار رفته است. موقعیت و جهات این اندازه‌گیری‌ها در شکل **۵** قابل مشاهده است. این شتاب‌سنج‌ها می‌توانند سه‌جهته و یا تک‌جهته باشند. زوایای میان محورهای مختصات اندازه‌گیری هر شتاب‌سنج نصب‌شده روی سطوح منحنی سازه با دستگاه مختصات مرجع بایستی به دقت تعیین شود.

الف)



ب)

شکل(۷): الف) شتاب‌سنج‌های نصب شده روی بال هواپیما و ب) درجات آزادی اندازه گیری سازهٔ هواپیما [۱۰].

تحریک سازه در آزمون ارتعاشات زمینی توسط لرزشگرهای الکترودینامیک انجام می‌شود. این محرک‌ها قادرند شکل موج نیرویی دلخواه را با فرکانس‌های مورد نظر به سازه اعمال نمایند. در صورتی‌که برهم‌کنش دینامیکی لرزشگر و سازه زیاد باشد، شکل موج نیرو هنگام اعمال به سازه دچار اعوجاج می‌شود. به همین دلیل، نیروی واقعی اعمال شده به سازه توسط لرزشگر توسط یک مبدل[11] نیروی پیزوالکتریک اندازه‌گیری می‌شود. گاهی برای کاهش این برهم‌کنش، لرزشگر نیز به‌صورت معلق آویخته می‌شود.

11. Transducer

www.SID.ir

Archive of SID

با توجه به وزن زیاد و ابعاد بزرگ هواپیماهای مسافری، تحریک کل سازه در یک تست مجزا امکان‌پذیر نیست. زیرا کم بودن سطح نیروی تحریک باعث کاهش نسبت سیگنال به نویز شده و دقت نتایج را زیر سوال می‌برد. از سوی دیگر، بالا بودن بیش از حد نیروهای تحریک باعث بروز رفتار غیرخطی در سازه می‌شود. در برنامه‌ریزی تست چندین پیکربندی تحریک مجزا تعریف شده و هر حالت به‌صورت مجزا اجرا می‌شود. شکل **۸** نحوهٔ اتصال لرزشگر به سازهٔ هواپیما را نشان می‌دهد.

الف)

ب)

شکل (۸): الف) تحریک بال توسط لرزشگر و ب) تحریک مجموعه موتور [۱۱].

سیگنال‌های اخذ شده از شتاب‌سنج‌ها و مبدل‌های نیرو و همچنین سیگنال‌های ارسالی به لرزشگرها همگی در سیستم داده‌برداری مرکزی تجمیع می‌شود. این سیستم یک مجموعهٔ سخت‌افزاری با هدف اندازه‌گیری و پردازش پاسخ‌ها، ایجاد سیگنال‌های تحریک و تخمین توابع فرکانسی اندازه گیری شده می‌باشد. شکل **۹** شمایی از یک دستگاه داده‌برداری را نمایش می‌دهد.

شکل (۹): دستگاه داده برداری دینامیکی [۱۲].

۲-۳- اندازه‌گیری

در این مرحله، سازهٔ هواپیما در پیکربندی‌های از پیش تعریف شده تحریک شده و پاسخ‌های ارتعاشی اندازه‌گیری می‌شود. ممکن است برای تست سطوح کنترلی هواپیما آزمون‌هایی مجزا تعریف شده باشد. این سازه‌ها را به‌دلیل کوچک بودن می‌توان توسط چکش ضربه‌ای تحریک نمود. این وسیلهٔ تحریک شامل یک چکش کوچک با سر قابل تعویض است که قادر است نیروی ضربه اعمال شده را اندازه‌گیری نماید. تحریک با چکش نسبت به لرزشگر بسیار ساده‌تر و سریع‌تر انجام می‌شود. در عین حال، تحریک چکش کنترل نشده و دارای باند فرکانسی تحریک محدودی می‌باشد. یک چکش در بهترین حالت می‌تواند فرکانس‌هایی تا حدود دو کیلوهرتز را پوشش دهد. طیف فرکانسی قابل تحریک توسط چکش ضربه ای به‌طور عمده به جنس سر چکش بستگی دارد. شکل **۱۰** طیف نیروی تحریک یک چکش ضربه‌ای را نمایش می‌دهد.

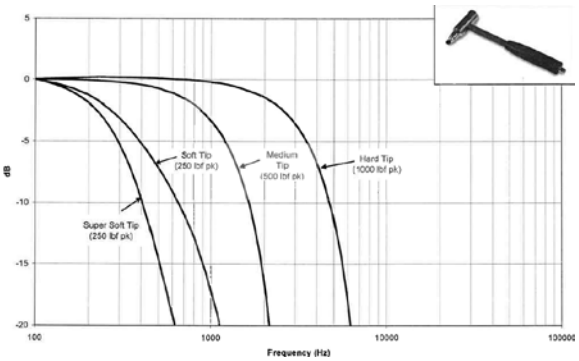
خروجی اندازه‌گیری در آزمون ارتعاشات زمینی، مجموعه‌ای از توابع پاسخ فرکانسی مربوط کلیه درجات آزادی اندازه‌گیری و تحریک می‌باشد. داده‌های زمانی شتاب‌سنج‌ها و مبدل‌های نیرو در دستگاه داده‌برداری به کمک تبدیل سریع فوریه[۱۲] به حوزه فرکانس منتقل شده و به‌صورت نسبت خروجی

12. Fast Fourier Transform (FFT)

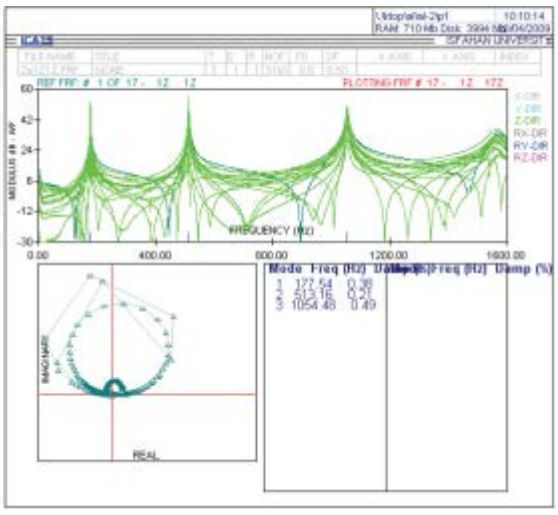
www.SID.ir

Archive of SID

(شتاب) به ورودی (نیرو) در فرکانس‌های مختلف در می‌آیند. این نسبت که تابعی از فرکانس است، تابع پاسخ فرکانسی[۱۳] یا FRF نام دارد. شکل **۱۱** نمایی از نمودار یک FRF را نمایش می‌دهد. هر FRF متناظر با یک زوج درجه آزادی تحریک (به عنوان ورودی) و پاسخ (به عنوان خروجی) می‌باشد. از این‌رو، در فاز اندازه‌گیری در آزمون ارتعاشات زمینی انبوهی از FRFها (مدل پاسخ سازه) به‌دست می‌آید. FRF یک کمیت مختلط بوده و به‌صورت نمودارهای دامنه- فاز (بود[۱۴]) نمایش داده می‌شود. شکل **۱۱** نمونه‌ای از یک FRF اندازه‌گیری شده را نمایش می‌دهد.

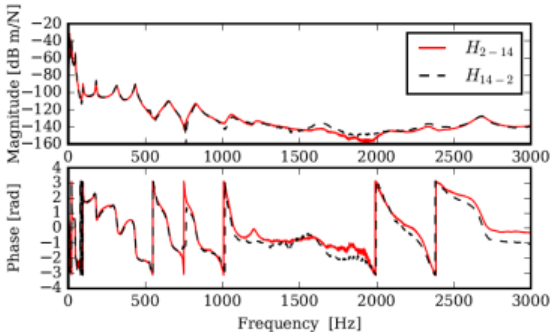


شکل (۱۰): طیف نیروی تحریک چکش مودال با جنس سرهای مختلف [۱۲].



شکل (۱۱): نمودارهای دامنه و نایکوییست چند نمونه FRF اندازه‌گیری شده.

با توجه به این نکته که اغلب سیستم‌های نرم‌افزاری و سخت‌افزاری تجاری با پیش فرض خطی بودن سازه کار می‌کند، لازم است قبل از داده‌برداری نهایی، صحت این موضوع بررسی شود. یکی از روش‌های مرسوم کنترل خطی بودن سازه، استفاده از قانون جابجایی ماکسول می‌باشد. براساس این قانون، اگر در یک سیستم خطی جای درجات آزادی تحریک و پاسخ عوض شده و FRF دوباره اندازه‌گیری شود، این دو FRF بایستی برهم منطبق باشد. میزان انحراف ایندو بیانگر درجهٔ غیرخطی بودن رفتار سیستم است (به شرط آن که دو تست در شرایط یکسان اجرا شده باشد). شکل **۱۲** نمونه‌ای از نحوهٔ کنترل قانون جابجایی ماکسول را برای یک سازه نشان می‌دهد.



شکل (۱۲): کنترل خطی بودن سازه به کمک قانون جابجایی ماکسول [۱۳].

سیستم‌های داده‌برداری تجاری برای مدیریت و کنترل پارامترهای اجرایی آزمون یک نرم‌افزار مدیریت تست ارایه می‌کند. این نرم‌افزار با سخت‌افزار موجود کوپل شده و امکان کنترل و مشاهده جزییات آزمون را به کاربر می‌دهد. شکل **۱۳** شمایی از مراحل اجرایی اندازه‌گیری را نشان می‌دهد.

شکل (۱۳): اندازه‌گیری در آزمون ارتعاشات زمینی هواپیما [۴].

شکل **۱۴** دیاگرام ارتباط بین سخت‌افزارها را در اندازه‌گیری آزمون ارتعاشات زمینی نشان می‌دهد. همان‌طورکه در شکل مشخص شده است، سیگنال‌های تحریک در نرم‌افزار تعریف شده و توسط مبدل آنالوگ به دیجیتال[۱۵] به سیگنال‌های ولتاژ آنالوگ تبدیل شده و پس از تقویت توسط آمپلی فایر توان،

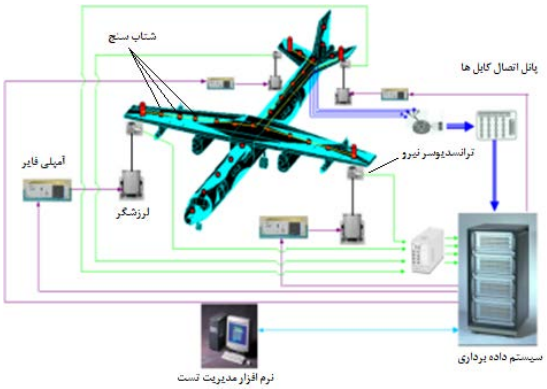
13. Frequency Response Function
14. Bode
15. Digital to Analogue Converter (DAC)

www.SID.ir

Archive of SID

لرزشگرها را به ارتعاش وا می‌دارد. اتصال لرزشگرها با سازه توسط میله‌های کوتاهی به نام استینگر[16] است. این میله‌ها سختی محوری بالا و سختی برشی و خمشی کمی دارند. به این ترتیب می‌توان اطمینان داشت که نیروی تحریک تنها در راستای محوری به سازه اعمال می‌شود.

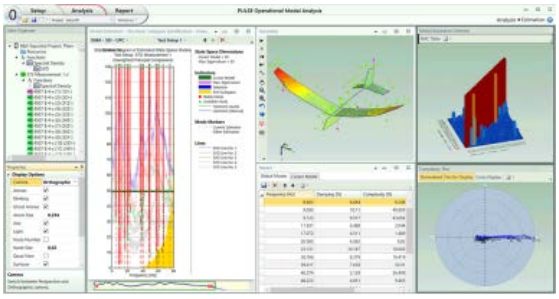
سیگنال‌های آنالوگ شتاب‌سنج‌ها و مبدل‌های نیرو توسط مبدل دیجیتال به آنالوگ[17] نمونه‌برداری و گسسته‌سازی شده و توسط نرم‌افزار ثبت می‌شود. با داشتن سیگنال‌های دیجیتال نیرو و پاسخ و انتقال این داده‌ها از حوزهٔ زمان به حوزهٔ فرکانس می‌توان توابع پاسخ فرکانسی را تخمین زد. با توجه به وجود خطا و نویز در ورودی، خروجی و یا میانه فرآیند مدل‌های تخمین‌گر مختلفی برای محاسبهٔ FRFها مانند H1 یا H2 قابل استفاده خواهد بود [۱۴]. نمایش نمودارهای همبستگی[18] به کاربر در ارزیابی سطح نویز داده‌ها کمک می‌کند. تکنیک‌های کنترلی مختلفی برای اطمینان نسبی از سلامت داده‌های اخذ شده مورد استفاده قرار می‌گیرد.



شکل (۱۴): دیاگرام اندازه‌گیری در آزمون ارتعاشات زمینی.

۲-۴- پردازش نتایج آزمون

پردازش داده‌های اندازه‌گیری با هدف تبدیل مدل پاسخ به مدل مودال انجام می‌شود. این فرآیند، برازش منحنی نیز نامیده می‌شود. هرچند الگوریتم‌های زیاد و متنوعی در حوزهٔ زمان و فرکانس برای تخمین پارامترهای مودال ارایه شده است، اما اساس کار تمام آن‌ها یکسان است. ابتدا یک مدل میرایی مناسب برای سازه در نظر گرفته شده و داده‌های تجربی بر روابط مدل فرض شده برازش می‌شود. ضرایب محاسبه شده از این برازش منحنی را می‌توان برای محاسبهٔ پارامترهای مودال سازه (فرکانس‌های طبیعی، شکل مودهای سازه‌ای و ضرایب میرایی) مورد استفاده قرار داد [۱۲]. شکل **۱۵** شماتیک یک نرم‌افزار تخمین پارامترهای مودال را نشان می‌دهد.



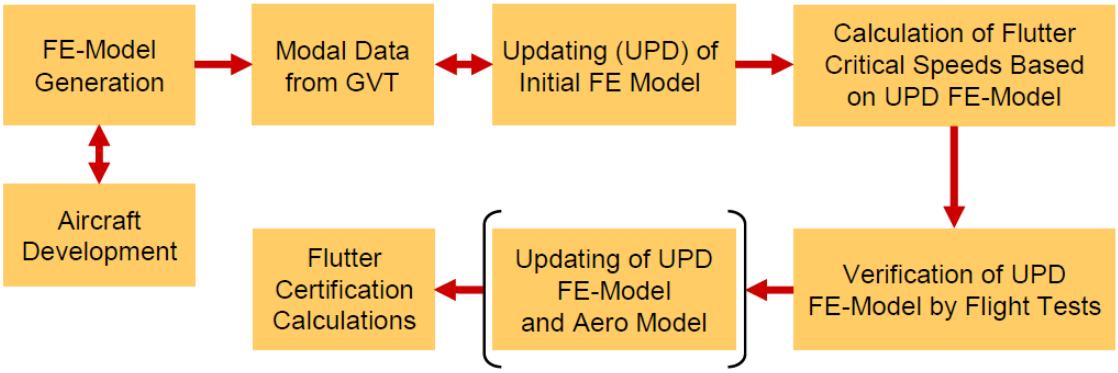
شکل (۱۵): برازش منحنی به منظور تخمین پارامترهای مودال سازه [۱۴].

پس از محاسبه پارامترهای مودال، به‌کمک مفاهیمی مانند تعامد مودها می‌توان از صحت نتایج اطمینان حاصل نمود.همچنین، علاوه بر نتایج عددی، انیمیشن شکل مودهای سازه‌ای برای مشاهدهٔ فیزیکی شکل مودهای ارتعاشی ایجاد می‌شود. مدل مودال عددی حاصل شده از دو منظر ناکامل است. اول اینکه تعداد مودهای اندازه‌گیری شده محدود (و نه بی‌نهایت) است زیرا بازه فرکانسی اجرای تست محدود بوده است. دوم تعداد درجات آزادی اندازه‌گیری محدود بوده و پاسخ نقاط خاصی از سازه اندازه‌گیری شده‌اند. علی‌رغم این نقص‌ها، مدل تجربی همچنان به‌عنوان مدل مبنا برای تصحیح و بروزرسانی مدل عددی اجزای محدود مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۷-۱۴]. با توجه به تفاوت قابل توجه ابعاد این دو مدل، برای مقایسه بایستی ابعاد مدل اجزای محدود (متناظر با درجات آزادی اندازه‌گیری شده) کاهش داده شود. تکنیک‌های متنوعی برای کاهش مدل مانند روش گایان[19]، دینامیکی[20] و سیرپ[21] قابل استفاده است. با توجه به این که به‌روزرسانی مدل عددی به‌طور ذاتی یک مساله معکوس دینامیکی محسوب می‌شود، انجام آن دارای پیچیدگی‌های خاص خود می‌باشد. اغلب در این مرحله، از الگوریتم‌های بهینه‌سازی برای نزدیک‌تر کردن مدل عددی به مدل تجربی استفاده می‌شود. تابع هدف در این محاسبات می‌تواند بر حسب پارامترهای مرتبط با جرم و سختی سازه، توابع پاسخ فرکانسی، پارامترهای مودال سازه و یا پارامترهای مرتبط با هندسه و متریال سازه باشد. شکل **۱۶** روند کلی فرآیند به‌روزرسانی را نشان می‌دهد.

16. Stinger
17. Analogue to Digital Converter (ADC)
18. Coherence
19. Guyan
20. Dynamic Reduction
21. SEREP

www.SID.ir

Archive of SID



شکل (۱۶): روند کلی بروز رسانی مدل عددی [۱۷].

۳- جمع‌بندی

آزمون ارتعاشات زمینی یکی از آزمون‌های الزامی برای هواپیماهای جدید و یا تغییریافتهٔ کلی می‌باشد. نتایج این آزمون در محاسبات ناپایداری‌های دینامیکی سازه کاربرد مستقیم دارد. به‌علاوه، مدل عددی اجزای محدود سازه به کمک نتایج این آزمون به‌روزرسانی می‌شود. در این مقاله، روند اجرای عملی آزمون ارتعاشات زمینی هواپیماهای بزرگ مورد مطالعه قرار گرفته است. چالش‌ها و راه‌حل‌های مهندسی موجود برای هریک از بخش‌های این آزمون مورد بررسی قرار گرفته است.

۴- مراجع

[1] Ansari, A.R. and Novinzadeh, A.R.B.,"Designing a Control System for an Airplane Wing Flutter Employing Gas Actuators", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2017 , pp. 1-9, 2017.

[2] Salehi, M., "An Overview of the Research on Flight Flutter Testing", Journal of Technology in Aerospace Engineering, Vol. 1, No. 3, pp. 17-30, 2018 (In Persian).

[3] Federal Aviation Administration (FAA), Federal Aviation Regulations Part. 25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, 2017.

[4] Peeters, B., Climent, H., de Diego, R., Alba, J. Ahlquist, J.R., Carreno, J.M., Hendricx, W., Rega, A., Garcia, G., Deweer, J., and Debille, J., "Modern Solutions for Ground Vibration Testing of Large Aircraft", *ThE 26th International Modal Analysis Conference*, Orlando, Florida, USA, 2008.

[5] Harris, C.M. and Piersol, A.G., *Harris' Shock and Vibration Handbook*, McGraw Hill Handbooks, New York, USA, 2002.

[6] Ahlquist, J.R., Carreño, J.M., Climent, H., Diego, R., and Alba, J., "Assessment of Nonlinear Structural Response in A400M GVT", *Proceedings of the IMAC-XXVIII*, Florida USA, 2010.

[7] Ewins, D.J., "Modal Testing and/or Modal Analysis?", *Proceedings of the Sixth European Conference on Structural Dynamics, EURODYN 2005*, Paris, France, 2005.

[8] Szkudlarek, W., Mizutani, A., Peeters, B., Luczak, M., and Kahsin, M., "Ground Vibration Testing, Finite Element Modeling and Correlation of a Composite Hobby Aircraft", *The 13th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology*, Cairo, Egypt, 2009.

[9] Giacomin, A.A., Nabarrete, A., Costa, M.C.A., and Digou,T.C., *Study on the Soft Suspension Behavior for Aircraft Ground Vibration Test Set-Up*, Springer International Publishing, New York, 2019.

[10] Govers, Y., "AIRBUS A350XWB Ground Vibration Testing: Efficient Techniques for Customer Oriented On-site Modal Identification", *International Conference on Noise and Vibration Engineering ISMA2014*, Leuven, Belgium, 2014.

[11] NejadEnsan, M. and Wickramasinghe, V., "Methodology for Ground and Flight Vibration Testing of Light Aircraft", *Canadian Aeronautics and Space Journal*, Vol. 60, No. 1, pp. 1-8, 2014.

[12] Bruel and Kjaer website: https://www.bksv.com/en/products/data-acquisition-systems-and-hardware/general-purpose-analyzer-system.

[13] Brumat, M., Slavič, J., and Boltežar, M., "Spatial Damping Identification in the Frequency Domain- A Theoretical and Experimental Comparison", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 376, pp. 182-193, 2016.

[14] Avitabile, P., *Modal Testing: A Practitioner's Guide*, John Wiley & Sons Ltd, New York, 2018.

[15] Lau, J., Debille, J., Peeters, B., Giclais, S., Lubrina, P., Boeswald, M., and Govers, Y., "Advanced Systems and Services for Ground Vibration Testing-Application for Research Test on an Airbus A340-600 Aircraft", *The 15th International Forum on Aeroelasticity and Structgural Dynamics*, Paris, France, 2011.

[16] Salehi, M. and Ziaei-rad, S., "Ground Vibration Test (GVT) and Correlation Analysis of an Aircraft Structure Model", *Iranian Journal of Science and Technology*, Transaction B, Engineering, Vol. 18, pp. 65–80, 2007.

[17] Göge, D., Böswald, M., Füllekrug, U., and Lubrina, P., "Ground Vibration Testing of Large Aircraft — State-of-the-art and Future Perspectives", *The 25th International Modal Analysis Conference (IMAC)*, Orlando, USA, 2007.

www.SID.ir