جهت تهیه فایل WORD این مقاله به سایت DaneshResan.com مراجعه نمایید و عنوان مقاله را جستجو کنید
بیش از ۲ میلیون مقاله فارسی در این سایت موجود میباشد

طراحي و ساخت جاذب ديناميكي براي كاهش صداي يک هواپيماي توربوپراپ

حامد ملكوتي خواه[i] *؛ محمود موسوي مشهدي[ii]؛ آرش گل شاه[iii]؛ اميد محمد پور[iv]

چكيده

صداي حاصل از موتور كه از راه سازه و بدنه به داخل هواپيما نفوذ مي‌نمايد يكي از مشكلات جدي براي طراحان هواپيماهاي توربوپراپ به‌شمار مي‌رود. چرخش ملخ‌هاي موتور، منبع اصلي صدا در اين نوع هواپيماها هستند. اين صداها بدنه هواپيما را به ارتعاش در مي‌آورند. به دليل فركانس پايين صداي حاصل از ملخ، كاهش سر و صداي ايجاد شده در داخل هواپيما توسط مستهلک كننده‌هايي همچون لاستيک، ويسكوالاستيک و ساير جاذب‌هاي غير ديناميكي امكان‌پذير نيست. در اين مقاله طراحي جاذب ديناميكي براي نصب، روي بدنه براي جذب ارتعاش و استهلاک انرژي صوت در سازه هواپيما كه مسير انتقال ارتعاش و صوت است، مورد بررسي قرار گرفته است. در ابتدا روابط تئوري براي طراحي جاذب‌هاي ديناميكي قابل تنظيم استخراج شده، سپس طرح اجزاء محدود جاذب، با استفاده از نرم‌افزار انسيس تحليل شده و در پايان، ساخت و آزمايش آن براي هواپيماي توربوپراپ آنتونف ۱۴۰ انجام شده است.

كلمات كليدي : جاذب ديناميكي قابل تنظيم، هواپيماي توربوپراپ، كاهش صدا، كاهش ارتعاش، المان محدود

Design and Manufacturing of a Vibration Absorber for Sound Reduction of a Turboprop Aircraft

Hamed Malakooti Khah, Mahmood Mousavi M, Arash Golshah and Omid Mohamad Pour

ABSTRACT

The sound produced by the engine penetrates into the airplane through the structure and fuselage is still a grave concern for turboprop plane designers. The engine’s propellers rotation is the main source of the sound in this kind of planes, the sound is transmitted to the fuselage through the structure and air so makes it vibrated. The decrease of noise made in the planes by dampers such as rubber, visco-elastic, and other non-dynamic absorber is not possible due to frequency low level. The present study investigates the designing of dynamic absorber for installing on the fuselage to absorb vibration and damping of the sound energy in the structure of the plane which makes the transmission way of vibration and sound possible in the structure. In the beginning, the theoretical relationship to design tunable dynamic absorber is gained, then the finite element model of the absorber is analyzed by ANSYS, and at the end, structuring and examining it for turboprop Antonov-140 is carried out.

KEYWORDS : Tunable dynamic absorber, Turboprop aircraft, Sound reduction, Vibration reduction, Finite element

---

تاريخ دريافت مقاله:۱۳۹۰/۹/۱۰

تاريخ اصلاحات مقاله: ۱۳۹۰/۱۲/۱۶

[i] * نويسنده مسئول و كارشناس ارشد مكانيک، دانشكده مكانيک دانشگاه تهران/ هواپيماسازي ايران؛ hamedmalakootikhah@yahoo.com

[ii] استاد، دانشكده مكانيک دانشگاه تهران؛ mmosavi@ut.ac.ir

[iii] كارشناس ارشد مكانيک، دانكشده مكانيک دانشگاه آزاد خميني شهر/ هواپيماسازي ايران؛ arash_golshah2004@yahoo.com

[iv] كارشناس مكانيک، دانشكده مكانيک دانشگاه اهواز/ هواپيماسازي ايران؛ omid_m_pour@yahoo.com

جهت تهیه فایل WORD این مقاله به سایت DaneshResan.com مراجعه نمایید و عنوان مقاله را جستجو کنید
بیش از ۲ میلیون مقاله فارسی در این سایت موجود میباشد

۱- مقدمه

به طور كلي روش‌هاي بررسي رفتارهاي ارتعاشي و صوتي بر اساس چگونگي كاربرد آنها به سه گروه تقسيم مي‌شوند. اين سه گروه عبارتند از:

- روش‌هاي جداسازي ارتعاش: اين روش‌ها شامل محل‌هايي است كه به طور مستقيم در مسير انتقال ارتعاش قرار گرفته اند.

- روش‌هاي هدايت سازه‌اي: اين روش‌ها شامل رفتار سازه و متعلقات آن در مواجه با مسير ارتعاش و مسير اوليه آن هستند.

- روش‌هاي هدايت صدا: شامل روش‌هاي فعال است كه به شكل فعال و هوشمندي و با استفاده از روش الكترونيكي، سر و صداي داخل كابين كاهش مي‌يابد و اين روش مستقل از ارتعاش سازه و رفتار آن است. اين روش به دلايلي مانند هزينه بالا و نياز آن به تجهيزات زياد و در نتيجه افزايش بيش از حد وزن هواپيما هنوز به طور جدي مورد توجه طراحان هوايي قرار نگرفته است.

بيشتر كتاب‌هاي ارتعاشات تا حدي معادلات اساسي جاذب‌هاي ارتعاشي ديناميكي را آورده‌اند. در اين ميان دن هارتوگ به طور مفصل به بحث در مورد تئوري اين جاذب‌ها پرداخته است [۱]. بيشوپ براي اولين بار مساله افزودن يک جاذب ارتعاشي به يک سازه پيوسته يا چند درجه آزادي گسسته را مطرح نمود [۲]. ريشينگ و كمپ بل كاربرد اين جاذب‌ها را در اثر بارهاي اتفاقي تشريح نمودند [۳]. كولوسكي در مورد جاذب‌هاي ارتعاشي غيرخطي و اصول طراحي آن‌ها مطالعاتي انجام داده است [٤]. جاذب‌هاي ارتعاشي غيرفعال در دهه اخير به شكل موفقيت‌آميزي در مهندسي عمران براي حفاظت از ساختمان‌هاي بلند در مقابل زلزله و باد، بيشتر در ژاپن و آمريكا طراحي و ساخته شده‌اند. در سال‌هاي اخير جاذب‌هاي ارتعاشي متفاوتي براي هواپيماها و هليكوپترها ارائه شده است. لينيا ليو ميزان اثر استفاده از جاذب‌هاي ارتعاشي در كاهش صدا را بر روي ريل قطار، با استفاده از روش اجزا محدود تحليل نمودند. جاذب‌هاي طراحي شده براي اين منظور كاهشي تا حدود ۶۵ درصد از ارتعاشات ريل را نشان دادند [۵].

گاردو نيو [٦] بازنگري وسيعي بر روي رفتارهاي تحريک صوتي فعال و غيرفعال و الگوهاي هدايت آن‌ها و برخي از كاربردهاي جاذب‌هاي ارتعاشي قابل تنظيم، انجام داده است. هانگ و فولر[٧] ارتعاش و صداي حاصل از آن را در داخل يک پوسته‌ي الاستيک استوانه اي بسته، براي نيروهاي متمركز خارجي و هم‌چنين نيروهاي گسترده خارجي به‌صورت جداگانه مطالعه نمودند. سپس جاذب‌هايي را براي جذب ارتعاش و كاهش شدت صدا به پوسته اضافه نمودند. تحليل‌هاي عددي نشان داد كه جاذب‌هاي ديناميكي اضافه شده در صورتي كه در موقعيت مناسب نصب شوند، مي‌توانند به شكل موفقيت‌آميزي ارتعاش پوسته و فشار صداي داخل استوانه را كاهش دهند و نيز مناسب‌ترين چينش براي جاذب‌ها، به شكل چشم‌گيري به نوع اعمال نيروهاي خارجي وابسته است. هم‌چنين اثرات تغيير در عوامل جاذب‌ها مانند وزن، سختي و موقعيت نصب آن‌ها براي هر دو نوع نيروهاي خارجي مورد بررسي قرار گرفت. در مطالعه‌اي كه توسط ونگ انجام شد، نشان داده شده است كه در طراحي همه جاذب‌هاي ديناميكي دو مسئله مدنظر است، اول مشخصات جاذب اعم از سختي، ميرايي و جرم و دوم محل اتصال جاذب [۸]. در مراجع زيادي كاربرد جاذب‌هاي ديناميكي براي هدايت غير فعال ارتعاشات را فقط در باند باريكي از ارتعاشات توصيه نموده اند [۹]، [۱۰]. در سال‌هاي اخير تلاش‌هايي براي افزايش باند فركانسي جاذب‌هاي ارتعاشي انجام شده است. يه يائو و همكارانش براي افزايش بازه فركانسي جاذب‌هاي ديناميكي از روش بهينه‌سازي حركت تجمعي ذرات استفاده نمودند [۱۱]. در اين تحقيق يک تير كامپوزيتي با يک لايه لاستيک با مقطع متغير به يک صفحه متصل شده و با استفاده از اين روش، عوامل موثر در طراحي جاذب‌هاي ديناميكي، بهينه و مقدار آن‌ها براي افزايش دامنه فركانسي عملكرد اين جاذب‌ها در كاهش انرژي ارتعاش مورد بررسي قرار گرفته است.

در تحقيقي ديگر ويناياک رانجن و قوش [12]، ارتعاش اجباري يک صفحه نازک را مورد مطالعه قرار دادند و براي كاهش دامنه ارتعاشات آن از جاذبي ديناميكي با ضخامت و يا سطح متغير استفاده نموده و به يک طراحي بهينه رسيده‌اند. سان و وانگ با استفاده از روش‌هاي تئوري، اثر جاذب‌هاي ديناميكي را در افزايش اتلاف صداي عبوري از پانلي از هواپيما مورد بررسي قرار دادند. آن‌ها براي به‌دست آوردن ضريب اتلاف پانل از تحليل مودال استفاده نموده و نشان دادند كه يک جاذب ديناميكي مي‌تواند در افزايش اتلاف صداي عبوري از پانل در فركانس‌هاي پايين موثر باشد [۱۳]. در مقاله‌اي ديگر هانگ به همراه چن [١٤]، سازه و بدنه‌ي هواپيما را به شكل يک پوسته الاستيک استوانه‌اي طراحي نمودند. سپس براي هدايت ارتعاش پوسته، چندين جاذب ديناميكي به پوسته اضافه نموده و طراحي بهينه‌اي از اين جاذب‌ها براي رسيدن به كم‌ترين ارتعاش پوسته به صورت نتايج عددي ارائه دادند.

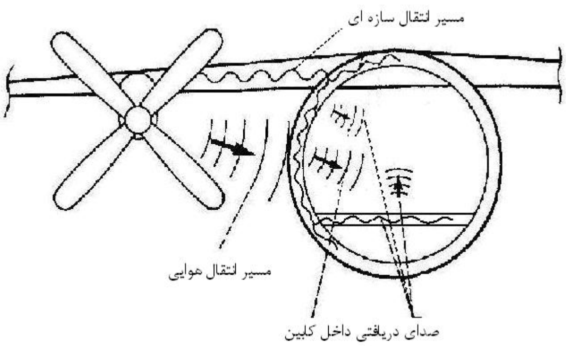
جهت تهیه فایل WORD این مقاله به سایت DaneshResan.com مراجعه نمایید و عنوان مقاله را جستجو کنید
بیش از ۲ میلیون مقاله فارسی در این سایت موجود میباشد

براي مقابله با صدا و ارتعاش حاصل و اثرات سوء آن، روش‌هاي غيرفعال جداسازي ارتعاش و هدايت ارتعاش سازه‌اي پيشنهاد شده است. يکي از روش‌هاي کاهش ارتعاش حاصل از صوت، افزايش سختي بدنه در نواحي نزديک به ملخ است. اين کار را مي‌توان با افزايش ضخامت پوسته، افزودن تعداد قاب‌ها در اين ناحيه و افزودن صفحات تقويت‌کننده به پوسته براي بالا بردن سختي بدنه و سازه انجام داد. اما به دلايلي همچون محدوديت براي افزايش بيش از حد وزن هواپيما و به هم خوردن تعادل سختي کل سازه هواپيما اين گزينه‌ها قابل استفاده نيستند. هم‌چنين استفاده از برخي روش‌هاي غيرفعال براي مستهلک نمودن صداي انتقالي به داخل کابين مانند افزودن لايه‌هاي مقيد ويسکوالاستيک و استفاده از لاستيک و مواد جاذب مانند فوم‌هاي پلي‌آميدي و پلي‌ارتان بر مسير انتقال صدا در فرکانس‌هاي پايين، اثر ناچيزي داشته‌اند. يکي ديگر از روش‌هاي کاهش صوت، دور نمودن منبع اوليه صدا يعني موتور از بدنه هواپيما است که اين روش نيز به علت محدوديت‌هاي طراحي ميسر نيست.

۲- تشريح مساله

در هواپيماي توربوپراپ، سروصداي داخلي با تراز شدت صداهاي بالا (بالاتر از ۱۱۰ دسي‌بل) در فرکانس‌هاي پايين (پايين‌تر از ۵۰۰ هرتز) رخ مي‌دهد. براي نمونه در هواپيماي توربوپراپ آنتونف ١٤٠، فرکانس‌هاي تحريک عبارتند از: فرکانس عبوري ملخ و هم‌آهنگ‌هاي بزرگ‌تر از آن که به طور اساسي در ميزان شدت صوت نقش دارند. با استفاده از جاذب‌هاي جرمي تنظيم‌شونده مناسب مي‌توان تا مقدار قابل توجهي سر و صداي حاصل از فرکانس تحريک ملخ و در نتيجه صداي داخل کابين را کاهش داد. با توجه به تغيير دور موتور در مراحل مختلف پرواز، بايد حالت بهينه طراحي براي يک دور موتور خاص تعيين گردد. با توجه به اينکه بعد از مدت کوتاهي پس از برخاستن هواپيما دور موتور به مقدار مشخصي رسيده و در مدت زمان زيادي از پرواز با اين دور ثابت حرکت مي‌نمايد، براي به دست‌آوردن کارايي بالاتر، جاذب هاي ديناميکي بر اساس اين حالت طراحي شده اند.

طبق شکل (۱) چرخش پره‌هاي موتور در هوا باعث ايجاد موج صوتي مي‌شود. صوت حاصل از حرکت پره‌ها از راه دو مسير عمده به بدنه هواپيما منتقل مي‌شود؛ اولين مسير در محل نصب موتور به سازه است. موج صوتي و ارتعاشات حاصل از آن توسط بال يا همان سازه هواپيما به بدنه و متعلقات آن منتقل شده (مسير انتقال سازه‌اي) و پس از انتقال توسط سازه به صورت صداهاي انتقالي توسط هوا ظاهر مي‌شوند. در مورد دوم؛ موج صوتي از طريق هوا به بدنه هواپيما برخورد نموده و با عبور از بدنه به داخل کابين نفوذ مي‌نمايد (مسير انتقال هوايي). اين موج با برخورد به پوسته‌ي هواپيما آن را به ارتعاش درآورده و از آن پس خود پوسته منبع توليد صوت شده و اين صدايي است که بيشتر در کابين مسافران شنيده مي شود. فرکانس اين صدا همان فرکانس کاري مجموع پره‌ها در حالت حرکت افقي هواپيما بوده و نوساني بودن آن به علت نبود توازن دو موتور است.



شکل (۱): مسير انتشار صداهاي انتقالي توسط هوا و سازه به داخل کابين مسافران

نبود توازن در چرخش در نحوه نصب موتور يک هواپيما، نيروهاي نوساني‌اي ايجاد مي‌نمايد که با اعمال آن به سازه، ارتعاش سازه‌اي به وجود مي‌آيد. نتيجه اين نبود توازن چرخشي موتورها، ارتعاش سازه هواپيما است که نتيجه آن تشديد صدا در کابين مسافران خواهد بود.

نتايج طيف صوتي نشان مي‌دهند که صداي به وجود آمده با دور ملخ و تعداد پره‌ها رابطه مستقيم دارد و اين بدين معناست که فرکانس‌هاي تحريک غالب، همان فرکانس‌هاي حاصل از چرخش ملخ ها است و در نتيجه صداهاي با شدت بالا در اين فرکانس‌ها ايجاد مي‌شوند. در واقع شکل ملخ فقط براي حالت آيروديناميکي طراحي و بهينه شده است و خواص صوتي معمولا در نظر گرفته نمي‌شوند. براي به دست آوردن مقدار قابل قبول شدت صوت در کابين و تضمين ايمني و راحتي در داخل هواپيما بايد تا حد امکان طراحي اوليه هواپيما بر اساس کاهش صدا انجام شود.

فرکانس حاصل از چرخش ملخ‌ها يا فرکانس کاري تيغه هاي ملخ که به‌عنوان فرکانس غالب باعث ايجاد صداي نامطلوب مي‌شود، از رابطه (۱) به دست مي‌آيد.

$$f = \frac{n.N}{۶۰} \qquad (۱)$$

که در آن N دور موتور در دقيقه و n تعداد پره‌هاي ملخ است که در تحقيق حاضر تعداد پره‌ها برابر با ٦ و دور موتور در حالت حرکت افقي برابر با ۱۱۰۰ rpm است که با جايگذاري در رابطه (۱)، مقدار فرکانس تحريک پره‌ها برابر با ۱۱۰ هرتز به دست مي‌آيد. هم‌آهنگ‌هاي بعدي آن نيز برابر با ضرايب ۱۱۰ (۲۲۰، ۳۳۰، ٤٤٠، غيره) است.

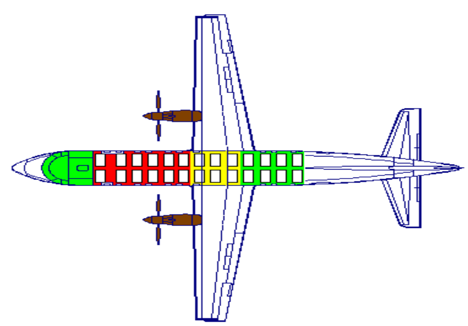
۳- نتايج اندازه‌گيري‌ها حين پرواز و تحليل آن ها

براي طراحي جاذب ديناميکي نياز به دانستن فرکانس تحريک صداي غالب در کابين مسافران است. با اندازه‌گيري‌هاي صوتي و ارتعاشي در حين پرواز مي‌توان اين فرکانس را به‌دست آورد.

۳-۱- اندازه‌گيري‌هاي صوتي

اندازه‌گيري‌هاي صوتي داخل کابين مسافران نشان مي‌دهد که صداي آزاردهنده موجود در کابين از ناحيه بال به سمت جلوي هواپيما تا محل قاب ۷ به مقدار قابل توجهي از ساير نواحي هواپيما بيشتر است. از ناحيه بال به سمت عقب هواپيما صدا به طور قابل ملاحظه‌اي افت نموده، به‌طوري که در رديف‌هاي آخر به صدايي حدود ۷۸dB مي‌رسد (شکل ۲).

شکل (۲) نقشه صوتي داخل کابين مسافران را طبق اندازه‌گيري‌هاي انجام شده از نظر ميزان آزاردهندگي، نشان مي‌دهد.



شکل (۲): نقشه صوتي داخل کابين مسافران

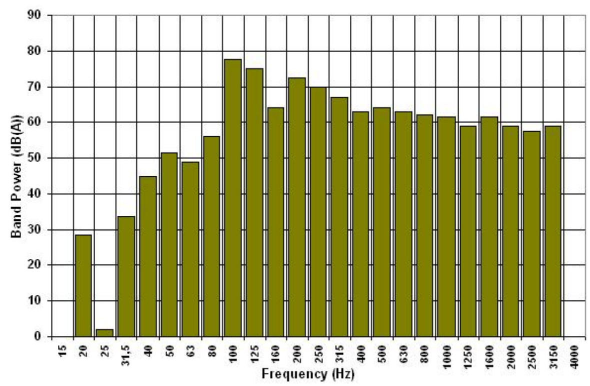
(قرمز) از قاب ۷ تا ۱۹، شرايط صوتي آزاردهنده با شدت صوت ۸۲ تا ۹٤ دسي‌بل

(زرد) از قاب ۱۹ تا ۲٤، شرايط صوتي نامطلوب با شدت صوت ۸۰ تا ۹۳ دسي‌بل

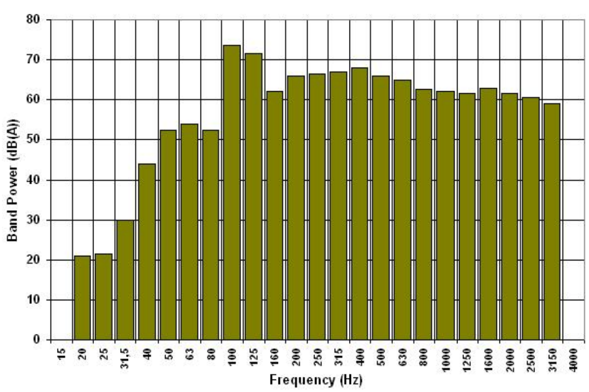
(سبز) از قاب ۲٤ تا ۳۰، شرايط صوتي مطلوب‌تر با شدت صوت ۷۸ تا ۹۰ دسي‌بل

نتايج اندازه‌گيري‌هاي صوتي عبارتند از:

- در تمام طول کابين، فرکانس کاري پره‌ها يعني فرکانس ۱۱۰ هرتز، فرکانس غالب بوده و باعث ايجاد صدا در داخل کابين مي‌شود، البته شدت اين فرکانس در قسمت‌هاي جلويي کابين بيش‌تر است. اين فرکانس در نمودار صوتي يک سوم اکتاو، در نوار فرکانسي ۱۰۰ هرتز قرار مي‌گيرد (شکل ۳ و ۴).
- در قسمت‌هاي جلويي کابين، فرکانس ۲۲۰ هرتز که هم‌آهنگ دوم فرکانس کاري پره‌ها است دومين عامل آزاردهنده صوتي از نظر شدت است. اين فرکانس در نمودار صوتي يک سوم اکتاو، در نوار فرکانسي ۲۰۰ هرتز قرار مي‌گيرد (شکل ۳).
- نوار فرکانسي ۴۰۰ هرتز در نمودار صوتي يک سوم اکتاو مربوط به قسمت‌هاي انتهايي کابين، بعد از نوار فرکانسي ۱۰۰ هرتز، داراي بيش‌ترين مقدار است و بنابراين در اين قسمت از کابين، دومين عامل آزاردهنده صوتي از نظر شدت است (شکل ۴).



شکل (۳): نمودار يک سوم اکتاو جلوي کابين مسافران



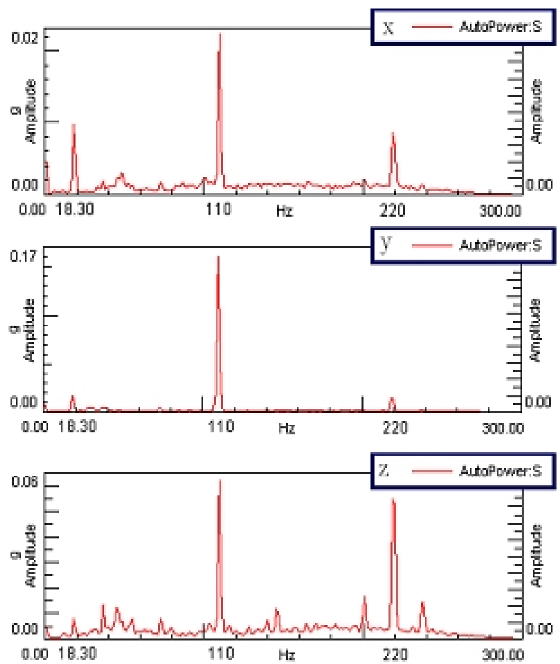
شکل (۴): نمودار يک سوم اکتاو انتهاي کابين مسافران

۳-۲- اندازه‌گيري‌هاي ارتعاشي

تعداد هشت شتاب‌سنج براي اندازه‌گيري ارتعاش در نقاط مختلف کابين از جمله روي پايه صندلي‌ها و پانل‌هاي داخلي تعبيه شده است. محور x در امتداد محور طولي هواپيما و رو به جلو، محور z در امتداد عرضي و محور y در راستاي عمود تعريف شده است. اندازه‌گيري‌ها در حالت حرکت افقي و در

ارتفاع ۱۶۵۰۰ پايي در توان ۹۴% موتور ثبت شده است.

با بررسي طيف‌هاي صوتي نقاط اندازه‌گيري شده، در همه حالت‌ها سه قله جلب توجه نموده که فرکانس آن‌ها ۱۸/۳، ۱۱۰ و ۲۲۰ هرتز است. فرکانس ۱۸/۳ هرتز فرکانس کاري موتور بوده که با توجه به اينکه گوش انسان قادر به شنيدن صداهاي با فرکانس کمتر از ۲۰ هرتز نيست، داراي اهميت نيست. فرکانس ۱۱۰ هرتز، فرکانس کاري تيغه‌ها يا هم‌آهنگ ششم فرکانس کاري موتور است که بلندترين قله را دارد و در حقيقت فرکانس برخورد تيغه‌هاي ملخ هواپيما با هوا است. فرکانس ۲۲۰ هرتز نيز هم‌آهنگ دوم فرکانس کاري تيغه‌هاست که ممکن است به دليل وجود ناهم‌محوري در دوران ملخ و يا اثرات آيروديناميکي، ظاهر شده باشد. طيف صوتي فرکانس در جهت‌هاي x، y و z براي يکي از نقاط اندازه‌گيري شده، در شکل (۵) نشان داده شده است.



شکل (۵): طيف فرکانسي در جهات x، y و z

۳-۳- تحليل نتايج اندازه‌گيري‌هاي صوتي و ارتعاشي

ارتعاشات نيز مانند صدا از راه منبع اصلي، در همه جهات و به تمام سطوح منتشر مي‌شوند. مجموع سه عامل صداي موتور، صداي حاصل از چرخش ملخ‌ها و جريان هوا روي سطح خارجي هواپيما باعث ايجاد ارتعاش در بدنه، قطعات سازه‌اي و نيز پانل‌هاي داخلي و کف کابين مسافران هواپيما شده که از بيش‌ترين عوامل توليد صدا در داخل کابين است.

نتايج به‌دست آمده در اندازه‌گيري‌هاي صوتي و ارتعاشي نشان مي‌دهند که فرکانس غالب ارتعاشي، همان فرکانس صداي آزاردهنده داخل کابين است و بيش‌ترين دامنه ارتعاشي در ناحيه‌اي است که بدترين شرايط صوتي را در داخل کابين داشته باشد. بنابراين ارتعاش بيش‌تر از راه صوت منتشر شده و عامل اصلي آن، چرخش ملخ‌ها هستند. با توجه به رابطه (۲) که بيانگر تراز شتاب ارتعاشي است مي‌توان اثر ارتعاش را در ايجاد صدا نشان داد [۱۵]:

$$L_a(dB) = 20\log(\frac{A}{A_0}) \qquad (۲)$$

که در آن L_a، تراز شتاب ارتعاش بر حسب دسي‌بل، A_0، شتاب مبنا معادل $10^{-6}\,(m/s^2)$ و A شتاب اندازه‌گيري شده است.

به طور کلي صدا و ارتعاش از نظر ماهيت يک جنس دارند و علل مشابهي نيز براي توليد دارند. تجربه نشان داده است که ميزان کاهش صداي پيکري، وابسته به درصد ايزولاسيون ارتعاش است. رابطه (۳) بيان‌گر اين مطلب است [۱۵]:

$$\Delta SWL(dB) = 10\log(100 - T) = 10\log(I_s) \qquad (۳)$$

که در آن ΔSWL، تراز توان صوت کاهش يافته منبع، T درصد عبور ارتعاش و I_s درصد ايزولاسيون ارتعاش است.

در نتيجه هر اقدام براي کاهش ارتعاشات حاصل از صوت بر روي سازه و بدنه، با مستهلک نمودن انرژي صوت، به کاهش صدا در ناحيه داخل کابين منجر خواهد شد.

۴- طراحي جاذب ديناميکي براي فرکانس غالب ۱۱۰ هرتز

جاذب ارتعاشي، يک سامانه جرم و فنر کمکي است که فرکانس طبيعي آن با فرکانس تحريک جسم مرتعش در نيروي هم‌آهنگ برابر است و باعث توقف حرکت دائمي نقطه‌اي که به آن متصل شده، مي‌شود. با توجه به محدوديت‌هاي فضايي و وزني در طراحي هواپيما، جاذب طراحي شده از نظر فضا و حجم اشغال‌کننده، بايد قابل نصب روي قاب‌هاي هواپيما باشد و از نظر وزن، بايد جرم بهينه‌اي را براي بيشينه کاهش ارتعاشات پوسته و در نتيجه استهلاک انرژي صوتي داشته باشد. هم‌چنين جاذب بايد بتواند در محدوده‌اي از فرکانس، قابل تنظيم باشد. بنابراين به جاذبي با توزيع جرمي پيوسته و در عين حال گسترده و قابليت تغيير در فرکانس طراحي شده نياز است. فرکانس طبيعي جاذب گفته شده بايد برابر با ۱۱۰ هرتز يعني فرکانس کاري تيغه‌هاي ملخ هواپيما باشد که در اندازه‌گيري‌هاي صوتي و ارتعاشي به عنوان فرکانس تحريک غالب در ايجاد صدا با بيش‌ترين شدت، نقش عمده داشته است.

۴-۱- روابط تئوري

اساس کار جاذب‌هاي ديناميکي قابل تنظيم، سامانه يک درجه آزادي است که شامل تيري يک سر درگير با جرمي در انتهاي آن است. فرکانس طبيعي آن نيز با تغيير در سختي خمشي موثر تير (k) و جرم متمرکز روي آن (m) قابل تنظيم است.

در ابتدا معادلات فرکانسي حاکم براي يک تير يک سر درگير به طول L با ارتعاشات آزاد عرضي که در انتهاي آن بلوکي به جرم m نصب شده است، به‌دست خواهد آمد.

معادله (٤)، شکل ديفرانسيلي جزئي حاکم بر ارتعاشات عرضي آزاد $w(x,t)$ براي يک تير يکنواخت با مساحت سطح A و مدول الاستيسيته E و چگالي ρ و ممان اينرسي I است [١٦]:

$$EI\frac{\partial^4 w}{\partial x^4}+\rho A\frac{\partial^2 w}{\partial t^2}=0 \qquad (۴)$$

از آنجا که تير از نوع يک سر درگير است در $x=0$ خواهيم داشت:

$$w(0,t)=0,\quad \frac{\partial w}{\partial x}(0,t)=0 \qquad (۵)$$

شرايط مرزي در انتهاي تير ($x=L$)، با استفاده از کاربرد قانون نيوتن در دياگرام آزاد بلوک m، به شکل رابطه (٦) به دست مي‌آيد:

$$\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}(L,t)=0,\qquad EI\frac{\partial^3 w}{\partial x^3}(L,t)=m\frac{\partial^2 w}{\partial t^2}(L,t) \qquad (۶)$$

با استفاده از حل حالت طبيعي $w(x,t)=X(x)e^{i\omega t}$، براي شرايط مرزي خواهيم داشت:

$$X(0)=0,\ \frac{dX}{dx}(0)=0,\ \frac{d^2X}{dx^2}(L)=0,\ EI\frac{d^3X}{dx^3}=-m\omega^2 X \qquad (۷)$$

جواب معادله (٤) براي تير، به‌صورت معادله (٨) تعريف مي‌شود [١٤]:

$$X(x)=C_1\cos\lambda x+C_2\sin\lambda x+C_3\cosh\lambda x+C_4\sinh\lambda x \qquad (۸)$$

با اعمال شرايط مرزي در (٨) خواهيم داشت:

$$\begin{gathered}X(0)=0\rightarrow C_1+C_3=0,\qquad \frac{dX}{dx}(0)=\lambda C_2+\lambda C_4=0\\ \frac{d^2X}{dx^2}(L)=0\rightarrow\\ -\lambda^2\cos\lambda L C_1-\lambda^2\sin\lambda L C_2+\lambda^2\cosh\lambda L C_3+\lambda^2\sinh\lambda L C_4=0\\ \frac{EI}{m}\frac{d^3X}{dx^3}(L)=-\omega^2X(L)\rightarrow\\ \left(\frac{\rho A}{m}\sin\lambda L+\lambda\cos\lambda L\right)C_1+\left(-\frac{\rho A}{m}\cos\lambda L+\lambda\sin\lambda L\right)C_2+\\ \left(\frac{\rho A}{m}\sinh\lambda L+\lambda\cosh\lambda L\right)C_3+\left(\frac{\rho A}{m}\cosh\lambda L+\lambda\sinh\lambda L\right)C_4=0\end{gathered} \qquad (۹)$$

ω^2، با معادله $\lambda=\left(\rho A\omega^2/EI\right)^{1/4}$ که براي تيرهاي عرضي تعريف شده، جايگزين شده است [١٦]. معادلات (٩) يک دستگاه چهار معادله‌اي همزمان خطي مشابه را براي C_1, C_2, C_3, C_4 ارائه مي‌دهند. يک حل غير جزئي براي اين معادلات وجود دارد، اگر و فقط اگر دترمينان ماتريس ضرايب صفر باشد. با صفر قرار دادن دترمينان و ساده‌سازي، معادله مشخصه تير به‌دست مي‌آيد:

$$(1+\cos\phi\cosh\phi)+\frac{m\phi}{\rho AL}(\cos\phi\sinh\phi-\cosh\phi\sin\phi)=0 \qquad (۱۰)$$

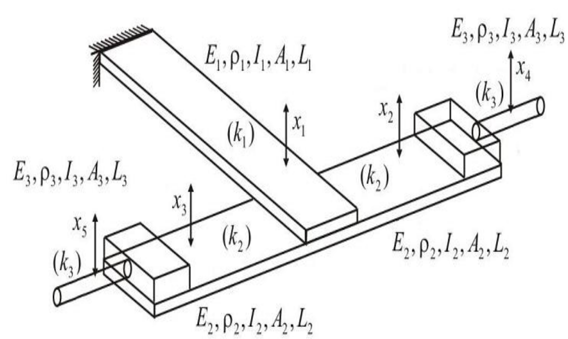
$$(\phi=\lambda L)$$

سپس ϕ با حل معادله (١٠) براي مقادير ثابت m، A، L و ρ به‌دست آمده و با جايگزيني آن در $\omega_i=\phi_i^2\sqrt{EI/\rho AL^4}$ [١٦]، فرکانس‌هاي طبيعي تير مورد نظر محاسبه مي شوند.

با توجه به اينکه جاذب ديناميکي موردنظر، به شکل يک مجموعه پيوسته و مرکب از پنج تير يک سر درگير با سختي و جرم متفاوت طراحي شده است (شکل ٦)، مي توان معادله مشخصه آن را با در نظر گرفتن تشابه جرمي و سختي براي تيرهاي ٢، ٣ و ٤، ٥، با تقريب خوبي به شکل يک سامانه پنج درجه آزادي گسسته به‌صورت معادله (١١) به‌دست آورد:

$$\begin{bmatrix}k_1+2k_2-m_1\omega^2 & -k_2 & -k_2 & 0 & 0\\ -k_2 & k_2+k_3-m_2\omega^2 & 0 & -k_3 & 0\\ -k_2 & 0 & k_2+k_3-m_2\omega^2 & 0 & -k_3\\ 0 & -k_3 & 0 & k_3-m_3\omega^2 & 0\\ 0 & 0 & -k_3 & 0 & k_3-m_3\omega^2\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}A_1\\A_2\\A_3\\A_4\\A_5\end{Bmatrix}=0 \qquad (۱۱)$$

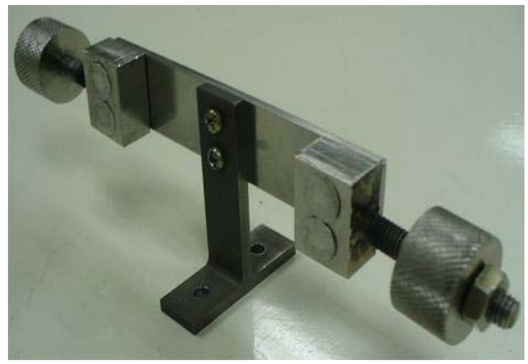
با حل دترمينان ماتريس مقادير ويژه معادله (١١) و جايگذاري $f=\omega/2\pi$، نسبت مقادير سختي و جرم براي فرکانس طراحي يعني ١١٠ هرتز براي اين مجموعه به دست مي‌آيد.



شکل (٦): طرح جاذب ديناميکي با پنج تير

جرم و فنر طراحي شده با جرم کلي ١٦٠ گرم در شکل (٧) نشان داده شده است. پايه اين جاذب، تيري است از جنس

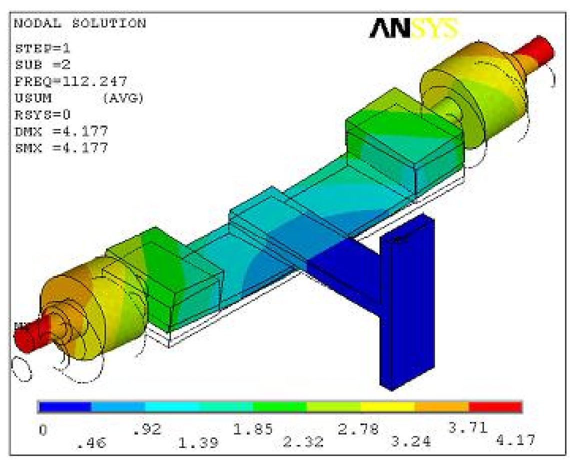
تيتانيوم BT6 با مدول الاستيسيته ۱۱۰Gpa و چگالي ٤٤٢٩ kg/m^3 که تيري از جنس فولاد CRES316 با مدول الاستيسيته ۱۹۳Gpa و چگالي ۷۹۲۹ kg/m^3 که از وسط به انتهاي آن پيچ مي‌شود. همچنين دو تنظيم‌کننده فولادي با جرم برابر در دو طرف جاذب متصل شده که مي‌توان با تغيير مکان آن‌ها و در نتيجه تغيير طول L_2، سختي (k_2) را تغيير داد. با تغيير در سختي (k_2)، مي‌توان سختي کل مجموعه را تغيير داده و فرکانس طبيعي جاذب را براي فرکانس دلخواه مورد نظر تنظيم نمود.



شکل (۷): جاذب ديناميکي ساخته شده

٤-۲- تحليل المان محدود

جاذب طراحي شده در نرم‌افزار انسيس طراحي شده و حالت‌هاي ارتعاشي آن به‌دست آمده است. شکل (۸)، کانتور تغيير شکل طرح المان محدود جاذب گفته شده را در حالت رفت و برگشتي آن با فاز موافق نشان مي‌دهد که به کمک تحليل مودال در نرم‌افزار انسيس تحليل شده است [۱۷]. فرکانس طبيعي جاذب در اين حالت، ۱۱۲ هرتز به دست آمد.



شکل (۸): کانتور تغيير شکل جاذب در حالت طراحي

۵- نتايج آزمايش ارتعاشي و صوتي

قبل از آزمايش‌هاي نهايي و پر هزينه روي هواپيما در حين پرواز، چند سري آزمايش صوتي و ارتعاشي بر روي پانل آزمايشگاهي که برشي از پوسته هواپيما همراه با قاب‌ها و تقويت‌کننده‌هاي آن است انجام شد. آزمايش‌هاي آزمايشگاهي و آزمايش‌هاي در حين پرواز روي هواپيما نتايج مشابهي براي کارايي قابل قبول جاذب طراحي شده در کاهش صداي داخل هواپيما ارائه دادند.

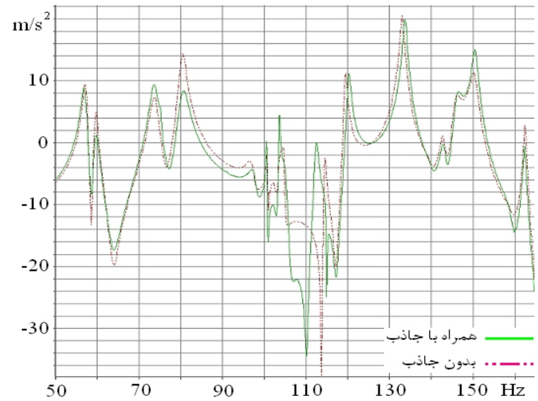
۵-۱- نتايج بر روي پانل آزمايشگاهي

همان‌طور که در شکل (۹) نشان داده شده است، جاذب ديناميکي روي قاب يک پانل آزمايشگاهي نصب شده و توسط يک چهارچوب آلومينيومي به يک لرزاننده متصل مي شود (شکل ۹). براي ثبت نتايج شتاب و جابه‌جايي شتاب‌سنج‌هايي بر روي پانل نصب شده است. در ابتداي آزمايش، يک طيف فرکانسي از ۰ تا ۲۰۰ هرتز توسط لرزاننده به سامانه تحميل مي‌شود. نتايج در هر دو حالت بدون جاذب و با جاذب براي شتاب بر حسب فرکانس ثبت و با يکديگر مقايسه شده است.

شکل (۹): دستگاه تست ارتعاشي جاذب

مقايسه و تحليل نتايج آزمايش ارتعاشي در دو حالت، فرکانس طبيعي جاذب گفته شده و ميزان اثرگذاري آن را در مستهلک نمودن ارتعاش پانل نمايش مي‌دهد. نمودار FFT براي حالت‌هاي مختلف قرارگيري جرم‌هاي دو سر جاذب، در نرم‌افزار پالس لب شاپ ۷,۰ به‌دست مي‌آيد. همان‌طور که در نمودار FFT شتاب بر حسب فرکانس براي يکي از حالت ها، در شکل ۱۰ ديده مي‌شود در فرکانس ۱۱۰ هرتز براي حالت پانل همراه با جاذب، کاهش عمده‌اي در ميزان شتاب نسبت به پانل بدون جاذب ديده مي‌شود. اين مقدار را که نشان‌دهنده فرکانس طبيعي جاذب است مي‌توان با تنظيم جرم‌هاي دو سر جاذب به دو طرف از ۱۰۵ تا ۱۱۱ هرتز تغيير داد.

آزمایش صوتي جاذب دینامیکي گفته شده نیز در شرایط آزمایشگاهي، کاهش ۸ دسي بلي صوت را نسبت به حالت بدون جاذب نشان مي‌دهد. این آزمایش براي هر دو حالت پانل بدون جاذب و با جاذب، در یک اتاقک عایق صدا با دیواره‌هاي ضخیم و ضد انعکاس صوت انجام شد.



شکل (۱۰): نمودار FFT براي پانل با جاذب و بدون جاذب

۵-۲- نتایج بر روي هواپیما در حین پرواز

در مرحله بعد در حین پرواز، شتاب‌سنج‌هایي روي پوسته هواپیما در ناحیه بین قاب ۷ تا ۲٤ (نواحي با شدت صداي بالا) نصب شده و میزان جابه‌جایي و شتاب هر نقطه از پوسته ثبت مي‌شود. با به‌دست آوردن نقاط با بیشینه تغییر مکان مي‌توان محل نصب جاذب‌ها را با تقریب خوبي براي رسیدن به بیش‌ترین کارایي به‌دست آورد. با توجه به نتایج به‌دست آمده در این قسمت و هم‌چنین نتایج آزمایش ارتعاشي در حین پرواز، نسبت جرم جاذب‌ها در یک محدوده مشخص به جرم پوسته و متعلقات آن در همان ناحیه، نسبت بهینه‌اي برابر با ٤۰ درصد جرمي براي توزیع جاذب‌ها بر روي پوسته هواپیما به‌دست مي آید. سپس تعداد ۸۰ جاذب دینامیکي در ناحیه جلوي کابین با توزیع مناسب نصب مي‌شود. آزمایش صوتي انجام شده قبل و بعد از نصب جاذب‌ها، کاهش ٦ دسي‌بلي صداي داخل کابین را نشان مي‌دهد که با تحمیل اضافه وزني برابر با ۱۳ کیلوگرم به هواپیما حاصل شد. شکل (۱۱) توزیع جاذب‌ها را روي قاب‌هاي هواپیما پس از نصب در یک ناحیه مشخص را نشان مي‌دهد.

شکل (۱۱): توزیع جاذب‌هاي دینامیکي بر روي بدنه داخلي هواپیما

٦- نتیجه‌گیري

با توجه به پایین بودن فرکانس صداي با شدت بالا در کابین مسافران، بهترین راه براي کاهش آن، استفاده از جاذب‌هاي دینامیکي است. طراحي بهینه جاذب دینامیکي از نظر جرم، سختي، میرایي و فضاي اشغال‌کننده و هم‌چنین موقعیت و محل نصب آن‌ها در هواپیما، مي‌تواند تا ٦ دسي‌بل از شدت صداي داخل کابین کم نماید. نتایج حاصل از تئوري، المان محدود و آزمایش‌هاي تجربي روي جاذب طراحي شده در جدول (۱) مقایسه شده است.

جدول (۱): مقایسه فرکانس طبیعي جاذب

روش	المان محدود	تئوري	تجربي
فرکانس طبیعي	۱۱۲ Hz	۱۱۰ Hz	۱۰۵ تا ۱۱۱ Hz

۷- تقدیر و تشکر

نویسندگان مقاله وظیفه مي‌دانند که از گروه مهندسي صنعت ساخت هواپیماي مسافربري ایران-۱۴۰ و هم‌چنین پژوهشکده صنایع هواپیماسازي ایران از جمله آقاي مهندس قدمیاري کارشناس ارشد آزمایش‌هاي ارتعاشي که در به نتیجه رسیدن این تحقیق همکاري داشته اند، تقدیر و تشکر کنند.

۸- مراجع

[۱] D. B. Den Hartog; Mechanical Vibrations, McGraw-Hill, 1956.

[۲] R.E.D. Bishop, D.B. Welbourn, “The problem of the dynamic vibration absorber”, Engineering 174, 796, 1952.

[۳] P. H. Wirsching, G. W. Campbell, “Minimal structural response under random excitation using the vibration absorber”, Earthq. Engng. Struct. Dynam. 2, pp. 303-312, 1974.

[۴] M. Z. Kolovsky, “Nonlinear dynamics of active and passive systems of vibration protection”, Springer Verlag, Berlin, 1999.

[۵] Linya Liu, Wenjie Shao, “Design and dynamic response analysis of rail with constrained damped dynamic vibration absorber”, Procedia Engineering, Vol. No. 15, pp. 4983-4987, 2011.

[۶] P. Gardonio, “Review of active techniques for aerospace vibro-acoustic control”, J. Aircraft 39(2), pp. 206-214, 2002.

[۷] Y.M. Huang, C.R. Fuller, "The effects of dynamic absorbers on the forced vibration of a cylindrical shell and its coupled interior sound field", Journal of Sound and Vibration, Vol. No. 200, pp. 401-418, 6 March 1997.

[۸] W. O. Wong, Y. L. Cheung, "Optimal design of a damped dynamic vibration absorber for vibration control of structure excited by ground motion", Engineering Structures, 2006.

[۹] J. P. Den Hartog; Mechanical Vibrations, Dover Publication Inc, 1985.

[۱۰] B. G. Korenev, L. M. Rezinkov, "Dynamic vibration absorbers", Theory and Technical Applications, John Wiley & Sons, 1993.

[۱۱] He Ye Xiao, Mei Ping Sheng, Ye Lei, "A new type dynamic vibration absorber to reduce broad-band vibration in plates", Advanced Materials Research, Vol. No. 148-149, pp. 485-497, 2010.

[۱۲] R. Vinayak, M. K. Ghosh, "Forced vibration response of thin plate with discrete dynamic absorbers", Thin-Walled Structures 43, pp. 1513-1533, 2005.

[۱۳] Zhaohui Sun, Jincai Sun, Chong Wang, Yang Dai, "Dynamic vibration absorbers in structural vibration control under multi-frequency harmonic excitations", Applied Acoustics, Vol. No. 48, pp. 311-321, August 1996.

[۱۴] Yii-Mei Huang, Chun-Cheng Chen, "Optimal design of dynamic absorbers on vibration and noise control of the fuselage", Computers & Structures, Vol. No. 76, pp. 691-702, 30 July 2000.

[۱۵] R. Golmohamadi; Noise & Vibration Engineering, Daneshjoo Press, 2004.

[۱۶] S. Graham Kelly; Theory and Problems of Mechanical Vibrations, Schaum's Outline Series, McGraw-Hill, The United States of America, 1996.

[۱۷] ANSYS 12.0. User's Reference Manual, 2008.