

نوفه و ارتعاش کابین هواپیما و روش‌های کنترل فعال و غیرفعال

مهدی صالحی^۱، ستار محمدی اسفرجانی^۲

۱ استادیار گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، mehdi.salehi@pmc.iaun.ac.ir

۲ دانش‌آموخته کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۲/۰۷

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۳/۲۱

چکیده

خلبانان به دلیل قرار گرفتن در سروصدای زیاد همواره در معرض خطر کم‌شنوایی قرار دارند، لذا میزان نوفه در کابین هواپیما باید در محدوده استاندارد باشد تا هدایت هواپیما در طول عملیات پرواز به راحتی میسر گردد. همچنین آسایش صوتی مسافران می‌تواند یکی از فاکتورهای کیفی طراحی و ساخت یک هواپیمای مسافربری محسوب شود. از اینرو، کاهش حداکثری نوفه در کابین نیازی اساسی در طراحی و ساخت هواپیماست. در این مقاله، که مروری بر تحقیقات انجام‌شده در این زمینه است، نخست عوامل مؤثر بر ایجاد نوفه و ارتعاش در کابین و سازوکار عملکرد هر یک معرفی می‌گردد. سپس روش‌های تجربی، تحلیلی و ترکیبی برای شناسایی منابع و مسیرهای انتشار و انتقال نوفه بررسی می‌شود. در پایان، روش‌های کنترل فعال و غیرفعال نوفه و نمونه‌هایی از کاربرد موفق آن در برخی از هواپیماهای تجاری معرفی می‌شود.

واژگان کلیدی

نوفه کابین، ارتعاش کابین، هواپیما، کنترل نوفه، جذب دینامیکی

۱. مقدمه

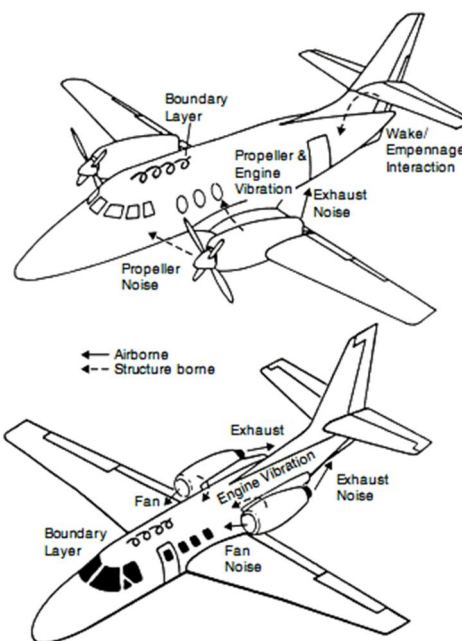
یا خارج کابین باشند و عمدتاً شامل موتورها، ملخ‌ها، لایه مرزی مغشوش، سیستم تهویه و سیستم‌های مکانیکی می‌باشند. اصلی‌ترین مسیر انتقال نوفه هوایی بدنه جانبی کابین است؛ این نوفه می‌تواند شامل مؤلفه‌های رزونانسی و غیررزونانسی باشد. مسیرهای سازه‌ای اصلی شامل مسیر منابع ارتعاشی روی سازه تا کابین می‌باشند. در کنترل غیرفعال نوفه کابین سعی می‌شود شدت منابع کاهش داده شود یا دامنه نوفه در مسیر انتقال آن تقلیل یابد [۳]. در این مقاله، نخست منابع داخلی و خارجی که در ایجاد نوفه

میزان نوفه در کابین هواپیما باید در حد استاندارد باشد تا تحمل آن برای مسافران و هدایت هواپیما در طول عملیات پرواز برای خلبانان ممکن شود. همچنین خلبانان به دلیل قراردادن در سروصدای زیاد در معرض خطر کم‌شنوایی قرار دارند. بدین جهت، حذف یا کاهش حداکثری نوفه در کابین یک نیاز اساسی در طراحی و ساخت هواپیماست [۱-۲]. نوفه کابین هواپیما توسط منابع متنوعی از صدا و ارتعاش ایجاد شده و به صورت سازه‌ای^۱ و هوایی^۲ به کابین هواپیما منتقل می‌شود. این منابع می‌توانند داخل

و ارتعاش در کابین مؤثرند معرفی می‌گردد. سپس به روش تجربی، تحلیلی و یا ترکیبی برای شناسایی منابع و مسیرهای انتشار و انتقال نوفه اشاره می‌شود. در پایان روش‌های کنترل فعال و غیرفعال نوفه و نمونه‌های از کاربرد موفق آنها در هواپیماهای تجاری معرفی می‌گردد.

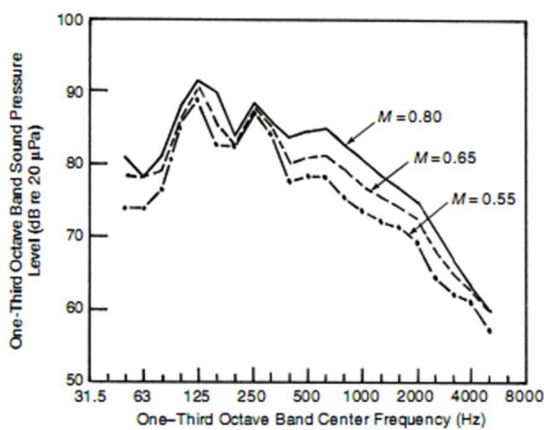
۲. منابع نوفه و ارتعاش

منابع متنوعی در ایجاد نوفه و ارتعاش در کابین مؤثرند که می‌توانند خارجی یا داخلی باشند [۳]. در شکل ۱ نمایی از منابع خارجی نوفه هواپیما نمایش داده شده است. نوفه موتور و ملخ‌ها اغلب دارای مشخصه نوفه میدان نزدیک^۳ در نظر گرفته می‌شوند. مشخصات نوفه در فواصل دورتر از منبع آن به صورت میدان دور^۴ فرض می‌شود [۴].

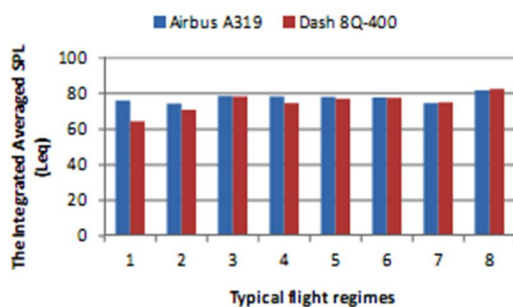


شکل ۱. منابع اصلی خارجی نوفه در هواپیماهای ملخی و جت [۴]

پرواز عادی فروصوت نیز ایجاد شود. نوفه ایجاد شده توسط لایه مرزی مغشوش اغلب در فرکانس‌های متوسط و بالا قابل توجه است. سطح فشار صوت^۷ ایجاد شده توسط جریان‌های جدا شده و امواج ضربه‌ای در فرکانس‌هایی پایین‌تر نسبت به نوفه لایه مرزی مغشوش ظاهر می‌شوند. مقدار کمی میدان‌های فشار ناشی از لایه‌های مرزی چسبیده و جدا شده از بدنه در قالب روابط تجربی به دست آمده از آزمایش‌های پروازی و تونل باد در مراجع مرتبط موجود است. در شکل‌های ۲ و ۳ سطح فشار صوت اندازه‌گیری شده در دو هواپیمای تجاری نمایش داده شده است [۵].



شکل ۲. سطح فشار صوت کابین در تجاری در سرعت‌های متفاوت [۴]



شکل ۳. سطح فشار صوت در دو هواپیمای تجاری [۵]

۲-۱-۲. نوفه ملخ

ملخ‌ها روتورهای یکسر آزادند. اکثر هواپیماهای کوچک و سبک دارای ملخ‌هایی با گام^۸ ثابت‌اند؛ در حالی‌که در هواپیماهای پیچیده‌تر با هدف ارتقای کارایی هواپیما از ملخ‌هایی با گام متغیر استفاده می‌شود. هواپیماهای کوچک اغلب دو ملخ دارند، اما هواپیماهای بزرگتر دارای ۳ تا ۸ ملخ می‌باشند. در برخی طراحی‌ها دو ردیف ملخ (که ممکن است تعداد ملخ‌ها در دو ردیف یکسان نباشد) روی یک محور و در جهت‌های مخالف دوران می‌کنند.

۲-۱-۱. منابع اصلی خارجی نوفه

۲-۱-۱-۱. فشار نوسانی لایه مرزی

میدان فشار مغشوش لایه مرزی روی سطح خارجی بدنه مهم‌ترین منبع نوفه با باند پهن در بسیاری از هواپیماهاست. لایه مرزی مغشوش می‌تواند تقریباً تمامی بدنه را دربر گیرد، اما در برخی نواحی پیش‌آمدگی^۹ و همچنین اطراف کابین خلبان^۶ جدایش جریان نیز اتفاق می‌افتد. جریان فراصوت و امواج ضربه‌ای می‌تواند در برخی نواحی مانند بالای کابین خلبان حتی هنگام

محل نصب ملخ‌ها اغلب روی دماغه^۹ یا سر ناسل^{۱۰} روی بال‌ها می‌باشد. نوفه^{۱۱} ملخ را می‌توان از نوع ۵ تن^{۱۱} در نظر گرفت. منظور از تن، نوفه با فرکانس‌های گسسته و مجزا می‌باشد. تن‌های ایجادشده توسط هواپیما عمدتاً مربوط به حاصل ضرب رانش^{۱۲} و گشتاور پیچشی موسوم به نوفه^{۱۳} بار^{۱۳} و همچنین حجم ملخ‌ها موسوم به نوفه^{۱۴} ضخامت^{۱۴} می‌باشد. در سرعت‌های کاری بالاتر (فروصوت و فراصوت)، تن‌های نوفه ناشی از آثار غیرخطی نیز ظاهر می‌شود. ملخ‌های پادگردان^{۱۵} علاوه بر موارد فوق، تن‌های نوفه ناشی از برهم‌کنش ردیف ملخ‌های هم‌محور نیز ایجاد می‌نمایند. برخورد گردابه‌ها به ملخ می‌تواند یکی از منابع نوفه به‌شمار رود. چنین نوفه‌ای در حالت ایستا مشاهده شده و با شتاب گرفتن و صعود هواپیما از بین می‌رود. برهم‌کنش ملخ‌ها با توربولانس ناشی از اتمسفر یا دنباله جریان اجزای سازه‌ای در بالادست سبب ایجاد نوفه‌ای با باند گسترده می‌شود.

به‌طور کلی، سه منبع نوفه ناشی از ملخ وجود دارد که شامل منابع نوفه^{۱۶} ضخامت، بار و منابع غیرخطی می‌باشند. منابع نوفه^{۱۶} ضخامت و بار از سطح ملخ سرچشمه می‌گیرند، اما منابع غیرخطی به‌صورت حجمی در نواحی نزدیک ملخ‌ها می‌باشند. هر سه منبع فوق می‌توانند پایدار یا ناپایدار باشند. منابع پایدار پریودیک باعث ایجاد نوفه‌های تن و منابع تصادفی باعث ایجاد نوفه با باند پهن می‌شوند. مهم‌ترین منبع نوفه با باند پهن در ملخ‌ها، منبع بار تصادفی می‌باشد. در هواپیماهای تجاری معمول، سهم عمده^{۱۷} نوفه^{۱۷} ملخ مربوط به دو منبع بار و ضخامت است. نوفه^{۱۷} ضخامت توسط حجم ملخ ایجاد می‌شود. حجم ملخ سبب جابه‌جایی هوا (به‌صورت رانش هوا در لبه^{۱۸} حمله و مکش هوا در لبه فرار) حین دوران می‌شود. منبع نوفه^{۱۸} ضخامت به‌شدت تحت تأثیر سرعت ماریپیچی نوک^{۱۶} می‌باشد و در عین حال تابع شکل توزیع ایرفویل ملخ در راستای شعاعی، وتر^{۱۷} ملخ و ضخامت ملخ به‌خصوص در نواحی نوک آن می‌باشد. این منبع نوفه در حالت کلی پایدار و پریودیک است. نوفه^{۱۸} ایجادشده توسط این منبع عموماً به‌صورت تن بوده و هیچ نوفه‌ای با باند گسترده ایجاد نمی‌نماید.

منابع نوفه^{۱۹} بار به میزان فشار روی ملخ بستگی دارند. این فشار منشأ^{۱۹} ایجاد گشتاور و نیروی رانش است. رابطه^{۱۹} کلاسیک گوتین^{۱۸}، سطح نوفه برای چند هارمونیک اول یک ملخ با سرعت پایین را برحسب رانش و گشتاور به‌خوبی پیش‌بینی می‌نماید. منابع بار پایدار و پریودیک نوفه‌های تن ایجاد می‌نمایند. منابع بار پایدار

ناشی از توزیع پایدار فشار روی سطح ملخ می‌باشند. منابع پریودیک از نوسانات پریودیک فشار روی ملخ ایجاد می‌شوند. این نوسانات می‌تواند ناشی از عوامل پریودیک مانند جریان ورودی غیریکنواخت به ملخ ناشی از زاویه^{۲۰} حمله حین برخاست یا نشست باشد. در ملخ‌های پادگردان، منابع ناپایدار نیز در اثر برهم‌کنش اثرودینامیکی ردیف‌های جلویی و عقبی ملخ‌ها ایجاد می‌شوند. نوسانات تصادفی فشار روی ملخ عمدتاً ناشی از ورود توربولانس اتمسفریک یا دنباله‌های گردابی جریان به ملخ می‌باشد. مؤلفه‌های گسسته^{۲۱} فرکانس عبور پره f_b و هارمونیک‌های آن در طیف نوفه^{۲۱} ملخ اثر غالب دارند. اگر تعداد دوران در دقیقه را با Ω و تعداد پره‌ها با B نمایش داده شود، فرکانس عبور ملخ از رابطه^{۲۱} ۱ به‌دست می‌آید.

$$f_b = B\Omega/60 \quad (1)$$

در شکل ۴ نمایی شماتیک از طیف فشار صوت اندازه‌گیری شده در کابین برای یک هواپیمای توربوپراپ دوموتوره نمایش داده شده است. نوفه با باند پهن موجود در چنین طیف‌هایی به‌خصوص در سرعت‌های پروازی بالا عمدتاً ناشی از لایه مرزی مغشوش بوده و سهم کمتری از این نوفه به ملخ‌ها مربوط می‌باشد. اندازه‌گیری نوفه^{۲۲} ملخ در چهار حالت زیر می‌تواند انجام شود:

۱. شرایط استاتیک
 ۲. اندازه‌گیری نوفه روی زمین هنگام پرواز افقی هواپیما
 ۳. اندازه‌گیری روی سطح هواپیما
 ۴. اندازه‌گیری در تونل باد
- اندازه‌گیری نوفه در کابین نیز می‌تواند انجام شود، اما نوفه^{۲۳} داخل کابین علاوه بر ملخ از مشخصات دینامیکی سازه نیز تأثیر می‌پذیرد. عمده‌ترین فاکتورهای کاهش نوفه^{۲۳} ملخ به شرح زیر است:

۱. کاهش RPM ملخ
۲. کاهش طول ملخ
۳. افزایش تعداد ملخ‌ها
۴. کاهش عرض ملخ
۵. نازک کردن ایرفویل ملخ به‌خصوص در نواحی نوک ملخ
۶. استفاده از نوک ملخ گرد یا بیضوی به‌جای نوک چهارگوش
۷. محل نصب ملخ

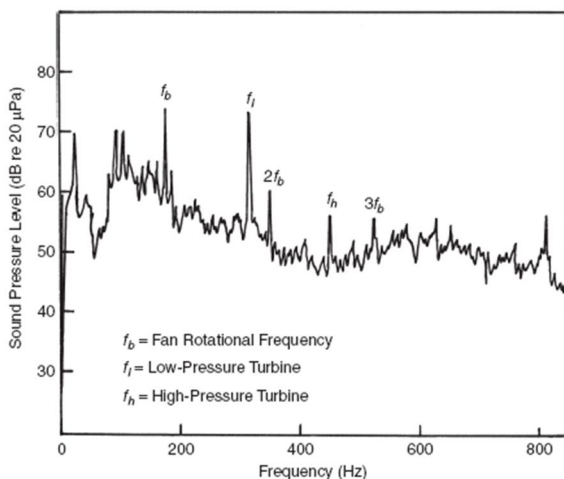
برخاست و صعود کاهش می‌یابد. طیف نوفه جت شامل یک باند پهن و قله‌هایی در فرکانس‌های مختلف برای موقعیت‌های مختلف در نواحی میدان نزدیک می‌باشد [۵].

۲-۱-۴. نوفه فن موتور

نوفه فن ناشی از موتورهای توربوفن، به‌خصوص در نواحی جلویی ورودی موتور، می‌تواند به کابین منتقل شود. سهم این نوفه در سطح فشار صوت کابین تنها در سرعت‌های پروازی پایین مانند برخاست و مراحل اولیه صعود قابل توجه است [۷].

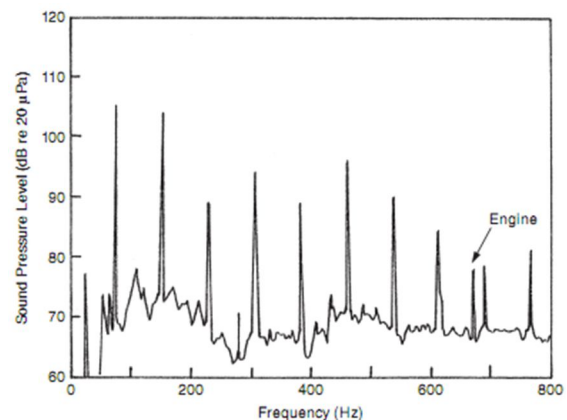
۲-۱-۵. ارتعاشات موتور

نیروهای بالانس‌نشده موتورهای پیستونی و جت، سازه نگاهارنده موتور را تحریک کرده و منجر به ایجاد امواج صوتی و انتشار آن به کابین می‌شوند. این پدیده به‌خصوص در مورد موتورهای نصب‌شده در عقب بدنه هواپیما به‌دلیل کوپلینگ شدیدتر موتور با سازه بدنه مشاهده می‌شود. در مورد موتورهای نصب‌شده روی بال نیز چنین پدیده‌ای حتی اگر سازه نگاهارنده سنگین باشد نیز دیده می‌شود. نیروهای نابالانس توربوفن اغلب دارای مؤلفه‌هایی منطبق بر فرکانس دورانی فن، کمپرسور و توربین می‌باشند. شکل ۵ طیف فشار صوت اندازه‌گیری شده در کابین را برای یک جت تجاری با دو موتور توربوفن در عقب بدنه نمایش می‌دهد. پیک‌های فرکانسی در فرکانس دورانی فن f_b ، توربین فشار پایین f_l ، توربین فشار بالا f_h و هارمونیک‌های فرکانس دورانی فن و توربین فشار پایین مشاهده می‌شود. مقادیر سطح فشار صوت حساسیت زیادی به بالانس موتور و سازه دارد و در نتیجه بسته به نوع هواپیما کاملاً متغیر و محاسبه آن مشکل است [۸].



شکل ۵. طیف نوفه کابین یک هواپیمای جت تجاری [۹]

محل نصب ملخ تأثیر زیادی در نوفه کابین هواپیما دارد. هواپیماهایی که ملخ آنها روی دماغه نصب شده است به‌مراتب نوفه کابین کمتری نسبت به هواپیماهایی با موتور نصب‌شده روی بال دارند. میزان نوفه در هواپیماهای دسته دوم به‌خصوص در نواحی صفحه دوران ملخ‌ها بسیار بالاتر است. در این نواحی فاصله میان نوک ملخ با بدنه در مقایسه با طول موج‌های اکوستیک کم بوده و این نواحی در میدان نزدیک اکوستیکی ملخ قرار می‌گیرند. سایر نواحی بدنه در میدان دور اکوستیکی ناشی از ملخ قرار دارند. چنانچه ملخ‌ها در هواپیمای چندموتوره سنکرون نباشند، پدیده تپش^{۱۹} نیز در نوفه کابین مشاهده خواهد شد. در این حالت، به‌دلیل اختلاف فاز دورانی ملخ‌ها، تغییرات مکانی سریعی نیز در سطح فشار صوت کابین رخ خواهد داد [۶]. همچنین باید به این نکته هم اشاره کرد که کاهش RPM منجر به کاهش توان موتور شده و استفاده از موتورهای بزرگتر سبب افزایش هزینه و وزن می‌گردد. مسئله کاهش نوفه ملخ در پرواز کروز با سرعت بالا مورد توجه زیادی بوده است. تحقیقات نشان می‌دهد که پس‌گرایی^{۲۰} ملخ می‌تواند در کاهش این نوفه مؤثر باشد. کاهش ۵ دسی‌بلی نوفه به‌کمک این روش در آزمایشات گزارش شده است. تحقیقات نشان می‌دهد که افزایش تعداد ملخ‌ها به بیشتر از ۴ تأثیر شدیدی بر کاهش نوفه نداشته است.



شکل ۴. شمای طیف SPL کابین یک هواپیمای توربوپراپ [۶]

۲-۱-۳. نوفه جت

انتقال هواگرد نوفه جت بیشتر در هواپیماهایی با موتورهای نصب‌شده روی بال اتفاق می‌افتد. این نوفه بیشتر در قسمت‌هایی از کابین که بعد از آگروز موتور قرار گرفته‌اند محسوس است. شدت نوفه جت به سرعت نسبی خروج گازهای آگروز و هوای اطراف بستگی دارد و میزان این نوفه با شتاب‌گرفتن هواپیما حین

۲-۱-۶. نوفه موتور پیستونی

خروجی آگزوز موتورهای پیستونی هواپیماهای کوچک می تواند به بدنه هواپیما نزدیک باشد. فرکانس پایه مربوط به یک سیلندر برابر $f_e = N_c \Omega / 120$ و فرکانس پایه کلی نوفه آگزوز برابر $f_e = N_c \Omega / 60$ است که در آن N_c تعداد سیلندرها می باشد. شدت این نوفه به طراحی سیستم آگزوز و میزان کارایی صداخفه کن آن بستگی دارد.

۲-۱-۷. برهم کنش سازه با دنباله جریان^{۲۱}

برهم کنش دنباله جریان ناشی از ملخ با بال یا دم افقی در پایین دست ملخ سبب ایجاد ارتعاشات، انتقال آن به کابین و ایجاد نوفه می شود. مؤلفه های فرکانسی چنین نوفه ای کاملاً مشابه مؤلفه های نوفه ملخ است [۲-۱].

۲-۱-۸. روتور و جعبه دنده هلیکوپتر

روتورهای اصلی و دم هلیکوپتر سهم قابل توجهی در شدت نوفه کابین دارند. با توجه به اینکه انتشار نوفه عمدتاً در جهاتی نزدیک به صفحه دوار رخ می دهد، سهم روتور دم در نوفه کابین می تواند از روتور اصلی بیشتر باشد. عوامل مؤثر بر شدت این نوفه شامل فاصله نوک روتورها از کابین، میزان جهت دار بودن^{۲۲} میدان نوفه روتور و میزان جذب نوفه توسط دیواره کابین می باشد. جعبه دنده نیز سهم مهمی از نوفه کابین هلیکوپتر را به خود اختصاص می دهد. جعبه دنده اغلب نزدیک کابین قرار گرفته و مسیرهای سازه ای و هوایی قابل توجهی بین آن و کابین وجود دارد. این نوفه در فرکانس های درگیری دنده ها^{۲۳} و هارمونیک های آن اتفاق می افتد [۹].

۲-۱-۹. صدای ناشی از نازل خروجی

در سال ۱۹۵۳ م، برای نخستین بار صدای حاصل از خروجی جت بررسی و مشخص شد که این نوع صدا با آشفتگی جریان پیوند می خورد. با پیشرفت فناوری و ساخت ابزارآلات دقیق اندازه گیری صوت در دهه ۸۰ م مشخص شد که صدای ناشی از نازل خروجی جت از دو جزء اصلی تشکیل شده است: اختلاط جریان خروجی موتور و اتمسفر آزاد و ایجاد شوک در سرعت های بالا در خارج از نازل. کاهنده های چند المانی، مکنده های هوا، پروپیل سرعت معکوس، پوشش صوتی دمایی، قطعات مخلوط کننده، بالچه های خروجی و نازل دنداندار از جمله روش های کاهش سروصدای تولید شده توسط جریان جت خروجی است. دنداندار کردن نازل

سبب افزایش نرخ اختلاط می شود. این روش نوین، کاهش صدا برای موتورهای توربوفن با نسبت کنارگذر متوسط و بالا به کار می رود. در شکل ۶ هندسه نازل مینا و نازل های دنداندار قابل مشاهده است [۱۰].

۲-۲. منابع داخلی نوفه

منابع داخلی نوفه هواپیما شامل سیستم تهویه، سیستم هیدرولیک، شیرهای فشارشکن، مجاری تخلیه هوا و آب^{۲۴} و تجهیزات مکانیکی و الکتریکی می باشند [۱].

۲-۲-۱. مسیرهای انتقال نوفه

مسیرهای انتقال نوفه به کابین به دو دسته هوایی و سازه ای تقسیم می شوند [۱].

۱. مسیرهای هوایی: نوفه هوایی می تواند از یک میدان

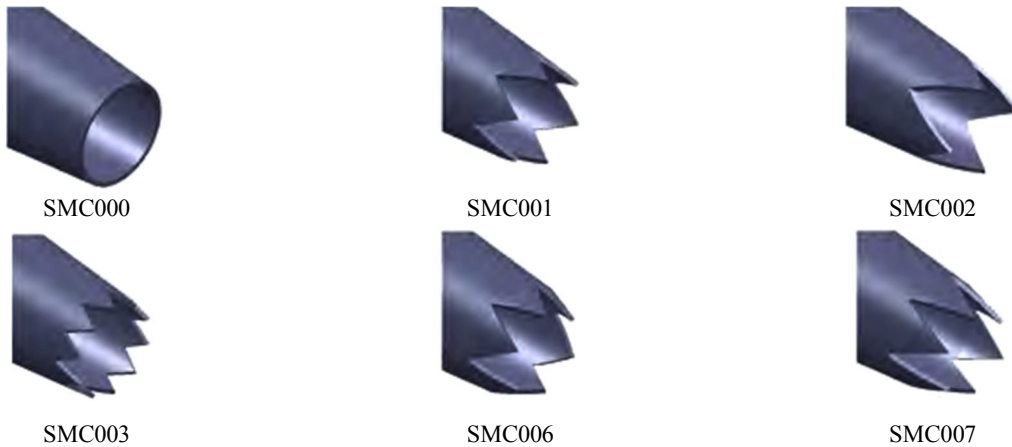
فشار ائرودینامیک یا اکوستیک از بخش های سازه ای عبور کند و به کابین برسد. این سازه می تواند دیواره، بدنه یا کف کابین باشد. انتقال نوفه هوا برد می تواند شامل بخش های رزونانسی و غیررزونانسی باشد.

۲. مسیرهای سازه ای: نوفه سازه ای ناشی از انرژی

ارتعاشی تولید شده توسط منابع خارجی است که از طریق سازه منتقل شده و به صورت نوفه در کابین منتشر می شود. منابع مولد این نوفه شامل نیروهای ناشی از نابالانسی موتور، برهم کنش دنباله جریان ملخ با بال یا دم افقی، فن ها یا پمپ های هیدرولیک زیر کف کابین می باشند. اگر منبع محرک مکانیکی باشد توان ارتعاشی منتقل شده از منبع به سازه هواپیما تابع امپدانس های نقطه ای منبع و سازه در نقطه تحریک و همچنین دامنه نیروی تحریک می باشد [۱۱].

۲-۲-۲. حجم کابین^{۲۵}

فرم حجم کابین با اینکه در زمره مسیرهای نوفه هوایی یا سازه ای نیست اما مشخصات آن بر نوفه داخلی کابین مؤثر است. مودهای اکوستیکی کابین اهمیت زیادی در نوفه کابین دارند، اما در گزارش ها و مقاله های عدیده توجه چندانی به این موضوع نشده است. شاید دلیل این باشد که مبلمان و تجهیزات داخلی کابین ضریب جذب اکوستیکی نسبتاً بالایی ایجاد کرده و اغلب باعث میراشدن مودهای اکوستیکی کابین می شوند [۱۲].



شکل ۶. هندسه نازل مینا و نازل‌های دندانه‌دار [۱۰]

تنهایی امکان‌پذیر نیست و سایر منابع نوفه نیز دستخوش تغییر شوند. مثلاً می‌توان اختلافی میان سرعت دوران دو ملخ در یک هواپیما دومتوره ایجاد نمود تا از سهم نوفه هر یک از ملخ‌ها اطلاعاتی به‌دست آید. مهم‌ترین عیب این روش آن است که اثر تقویتی^{۲۹} یا تضعیفی^{۳۰} دو منبع نوفه که در کارکرد نرمال هواپیما وجود دارد از بین خواهد رفت. همچنین برای تعیین سهم نوفه موتور می‌توان در شرایط پروازی معین قدرت موتور را تغییر داد و اثر آن را روی سطح فشار صوت کابین بررسی نمود [۱۴].

۳-۱-۴. حذف منبع نوفه

این روش مشابه روش اصلاح منبع نوفه است. به‌عنوان مثال می‌توان در حالت گلاید نوفه ناشی از اغتشاش لایه مرزی را اندازه‌گیری نمود. البته به‌دلیل تغییر الگوی جریان هوای اطراف هواپیما و همچنین کاهش سرعت هواپیما نوفه اندازه‌گیری شده کاملاً دقیق نخواهد بود. به‌عنوان مثالی دیگر می‌توان سیستم تهویه را حین پرواز روشن و خاموش کرد و تغییرات سطح نوفه کابین بین این دو حالت را برای تعیین سهم سیستم تهویه در نوفه کلی بررسی نمود [۱۴].

۳-۲. شناسایی مسیر

تعیین مسیرهای انتشار نوفه برای طراحی بهینه یک سیستم کنترل نوفه حیاتی است. اندازه‌گیری مستقیم مسیر انتشار نوفه سازه‌ای بسیار مشکل است؛ زیرا مستلزم اندازه‌گیری توان امواج متحرک در سازه در راستاهای طولی، عرضی و پیچشی می‌باشد. روند تعیین مسیر نوفه ماهیتاً فعالیتی تجربی است و روش‌های تحلیلی دقیقی برای این کار وجود ندارد [۱].

۳. شناسایی منبع / مسیر

شناسایی منابع و مسیرهای انتشار و انتقال نوفه می‌تواند به روش تجربی، تحلیلی و یا ترکیبی از این دو انجام شود.

۳-۱-۱. شناسایی منبع

۳-۱-۱-۱. شناسایی به‌کمک فرکانس

اگر منابع مختلف نوفه مشخصه‌های فرکانسی متفاوت از هم داشته باشند، بررسی طیف نوفه اندازه‌گیری شده کابین می‌تواند منجر به شناسایی منابع گردد. به‌عنوان مثال، مشخصه فرکانسی نوفه ملخ و نوفه ناشی از نابالانسی متفاوت بوده و سهم هر یک از طیف فرکانسی قابل استخراج است. اگر منابع مختلف نوفه دارای مؤلفه‌های فرکانسی یکسان باشند، این روش کارایی نخواهد داشت.

۳-۱-۲. همبستگی^{۲۶}

جداسازی سهم نوفه جت و نوفه ناشی از اغتشاشات لایه مرزی در نوسانات میدان فشار خارجی هواپیما به‌دلیل گسترده بودن باند این دو نوفه مشکل است. تعیین سهم هر یک از این دو نوفه با استفاده از تکنیک‌های طیف ضریبی^{۳۷} و همبستگی امکان‌پذیر است. این تکنیک برای طیف‌های سینوسی قابل استفاده نیست؛ زیرا چنین سیگنال‌هایی کاملاً همبسته^{۳۸} می‌باشند [۱۳].

۳-۱-۳. اصلاح منبع نوفه

در این روش، شرایط عملکرد یک یا چند منبع نوفه تغییر داده شده و تغییرات سطح فشار صوت کابین در شرایط جدید اندازه‌گیری می‌شود. در عین‌حال، تغییر یکی از منابع نوفه ممکن است به

۳-۲-۱. شبیه‌سازی منبع

در این روش تست‌هایی زمینی ترتیب داده می‌شوند که در آن از بلندگو یا لرزشگرهای الکتروپنوماتیک برای شبیه‌سازی منابع صوت و ارتعاش پروازی استفاده می‌شود. بلندگوها معمولاً به صورت محیطی در اطراف بدنه نصب شده و فاز سیگنال هر یک از آنها قابل کنترل است. لرزشگر را می‌توان روی دسته‌موتور نصب نمود و ارتعاشی مشابه ارتعاشات کاری موتور به هواپیما اعمال نمود [۱۵].

۳-۲-۲. ایزولاسیون اکوستیکی

در این روش، نواحی نیمه‌محصوری برای محدود کردن آثار بازتاب صوتی و تعیین مسیر انتشار نوفه مورد استفاده قرار می‌گیرند. این محفظه‌ها به صورتی ساخته می‌شوند که گذر و بازتاب صوتی از دیواره‌های آن به حداقل برسد.

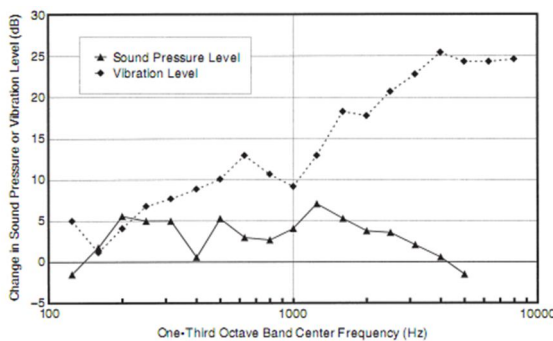
۳-۲-۳. قطع مسیر^{۳۱}

در این روش آزمایشاتی زمینی روی هواپیما انجام و فرض می‌شود که نتایج آزمایشات زمینی برای حالت پروازی نیز معتبر باشد. به‌عنوان مثال در یک هواپیمای تک‌موتوره ملخی، موتور روی یک استند نصب شده و در حالت‌های متصل به بدنه و جداشده از بدنه اندازه‌گیری‌ها تکرار می‌شود. برای حذف اثر برهم‌کنش بال با دنباله‌های جریان ملخ بال از بدنه جدا می‌شود و یا به‌گونه‌ای پوشش داده می‌شود که این برهم‌کنش به حداقل برسد [۱۶].

۳-۲-۴. اصلاح مسیر^{۳۲}

تغییر مسیر عبور نوفه می‌تواند شدت نوفه عبوری را تغییر دهد و از این موضوع می‌توان برای تعیین میزان اهمیت مسیر مورد نظر استفاده نمود. در این روش فرض می‌شود که مؤلفه‌های هوایی و سازه‌ای نوفه از نظر آماری مستقل از هم هستند. این فرض برای نوفه‌های باندپهن معتبر بوده و در حالتی که این نوفه‌ها دارای مؤلفه‌های هارمونیک باشند خطای قابل توجهی خواهد داشت. معمولاً در این روش نواحی مورد نظر از دیواره کابین با ورقه‌های وینیل سنگین پوشش داده می‌شود. در این روش ممکن است دامنه سطح فشار صوت در برخی فرکانس‌ها تشدید شود؛ زیرا ممکن است ضریب جذب اکوستیک با این کار کاهش یابد و یا برخی مسیرهای نوفه به خارج هواپیما بلوکه شود. برای بررسی مسیر انتقال نوفه سازه‌ای از موتور به کابین، ایزولاتورهای

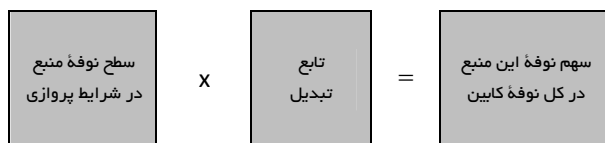
استاندارد هواپیما در محل اتصال موتور به بدنه با بلوک‌های سخت فلزی جایگزین شده و اندازه‌گیری‌ها تکرار می‌شوند. شکل ۷ نتایج این تست را برای یک هواپیمای تک‌موتوره ملخی سبک نمایش می‌دهد. فشار صوت در کابین و دامنه ارتعاشات در نزدیکی دسته‌موتور اندازه‌گیری شده است. با جایگزینی ایزولاتورها، ارتعاشات اندازه‌گیری شده تا ۲۵ دسی‌بل افزایش یافته است. در حالی که افزایش سطح فشار صوت کابین حداکثر ۷ دسی‌بل بوده است. نتایج تحلیل داده‌های تجربی این هواپیما نشان می‌دهد که SPL کابین تقریباً در فرکانس‌های زیر ۴۰۰ هرتز متأثر از انتشار ارتعاشات سازه‌ای می‌باشد [۱۷].



شکل ۷. تغییر سطح فشار صوت و ارتعاشات کابین ناشی از جایگزینی بلوک‌های فلزی با ایزولاتورهای استاندارد دسته‌موتور در یک هواپیمای ملخی تک‌موتوره [۱۷]

۳-۲-۵. روش‌های تابع تبدیل^{۳۳}

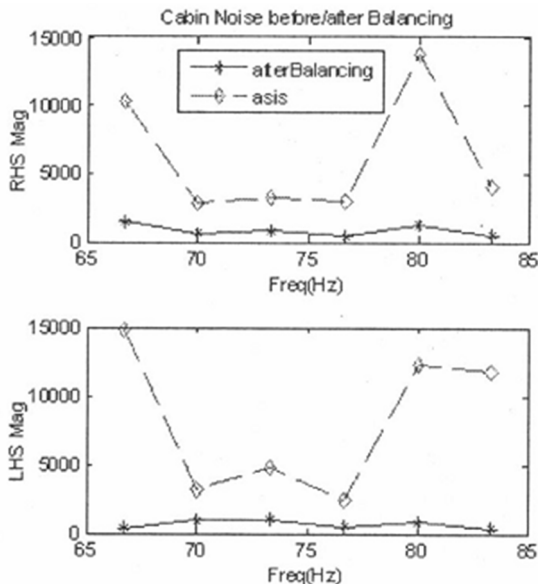
روش تابع تبدیل شامل سه مرحله است: در مرحله اول، تابع تبدیل میان منبع نوفه مورد نظر و سطح نوفه کابین به دست می‌آید. در مرحله دوم سطح نوفه این منبع در شرایط پروازی اندازه‌گیری می‌شود و در نهایت حاصل ضرب تابع تبدیل در سطح نوفه اندازه‌گیری شده این منبع نشانگر نوفه ایجادشده توسط منبع مورد نظر در کابین خواهد بود (شکل ۸).



شکل ۸. نحوه تعیین سهم نوفه یک منبع در نوفه کل کابین [۱۵]

مرحله اول در تست‌های زمینی و در غیاب سایر منابع نوفه انجام می‌شود. دقت مرحله سوم به این بستگی دارد که تابع تبدیل اندازه‌گیری شده در شرایط پروازی تغییر زیادی نداشته باشد. اگر

نظر قرار دارد. در یک پژوهش تأثیر بالانس شدن موتور در میزان نوفه کابین هواپیما بررسی گردید. همان گونه که در شکل ۹ قابل مشاهده است، پس از بالانس موتور به میزان قابل توجهی نوفه در کابین کاهش می یابد [۲۱].



شکل ۹. تأثیر بالانس موتور در کاهش نوفه کابین [۲۱]

۴-۱-۳. کاهش انتقال نوفه

بهترین نقطه برای کاهش انتقال نوفه نزدیکترین نقطه به منبع آن است (مثلاً دسته موتور). این اصل هم برای نوفه سازه‌ای و هم برای نوفه هوایی صادق است. منابع نوفه سازه‌ای اغلب متمرکز می باشند؛ حال آنکه منابع نوفه هوایی گسترده اند.

۴-۱-۴. دیواره جانبی

دیواره جانبی هواپیما از چند لایه تشکیل شده است. شکل ۱۰ نمای شماتیک مقطع یک دیواره را نمایش می دهد. لایه های متخلخل مورد استفاده در دیواره به عنوان جاذب صوتی عمل کرده و چگالی آنها در حدود ۷ کیلوگرم بر متر مکعب می باشد. استفاده از عایق های چگال تر با وجود افزایش ضریب جذب صوتی، افزایش وزن بیشتری به هواپیما تحمیل می کند. سطح خارجی عایق ها دارای پوششی ضد رطوبت می باشد. پانل پوششی دیواره روی لایه عایق نصب می گردد. اتصال پانل روی عایق توسط اتصالی با خاصیت جذب ارتعاشات انجام می شود. افزایش ضخامت شیشه پنجره به کاهش انتقال نوفه از طریق پنجره کمک می کند. ضریب جذب عایق های صوتی برای فرکانس های مختلف متفاوت

نوفه سازه ای مد نظر باشد، تابع تبدیل میان شتاب ارتعاشی سازه در محل دسته موتور و سطح فشار صوت کابین در شرایط زمینی اندازه گیری می شود. با استفاده از این تابع تبدیل و همچنین ارتعاشات پروازی دسته موتور، سهم این منبع نوفه در کل نوفه کابین به دست خواهد آمد. از این روش می توان برای تعیین میزان سهم نوفه ناشی از ارتعاشات بال در اثر دنباله های جریان ملخ نیز استفاده نمود. برای این کار در یک تست زمینی بال هواپیما توسط لرزشگر مرتعش شده و همزمان سطح فشار صوت کابین اندازه گیری می شود. با اندازه گیری ارتعاشات پروازی بال (در محدوده فرکانسی مرتبط با تحریک دنباله های جریان) و تابع تبدیل به دست آمده، نوفه ناشی از این منبع قابل محاسبه خواهد بود [۱۷-۱].

۳-۲-۶. روش شدت صوت

از این روش می توان برای تعیین اهمیت نسبی مسیرهای عبور نوفه استفاده نمود. سطوح مورد نظر در کابین (دیواره جانبی، سقف، کف یا پنجره) به بخش های کوچکتر تقسیم بندی می شوند. سپس به کمک پراب شدت صوت توان نوفه در هر یک از این زیربخش ها اندازه گیری می شود. مقادیر بالاتر شدت صوت در یک زیربخش مؤید عبور جدی تر نوفه در آن ناحیه خواهد بود [۱۸].

۴. کنترل غیرفعال نوفه

طراحی یک پروسه کنترل غیرفعال نوفه مشتمل بر محاسبات نظری و فعالیت های آزمایشگاهی می باشد. در یک پروسه ایده آل، ترکیب تمامی منابع و مسیرهای نوفه به طور همزمان بایستی مد نظر قرار گیرند [۱۹].

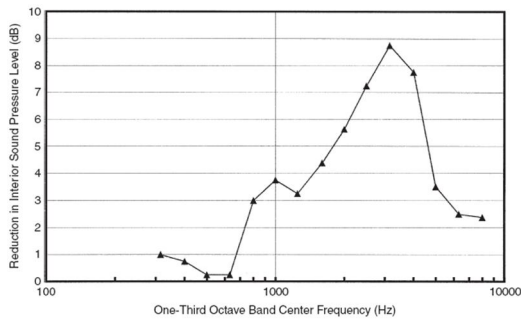
۴-۱. کاهش نوفه منبع

۴-۱-۱. کاهش سطح نوفه میدان نزدیک ملخ

افزایش فاصله نوک ملخ تا بدنه هواپیما، کاهش سرعت نوک ملخ ها و افزایش تعداد ملخ ها می توانند در کاهش نوفه ملخ مؤثر باشند. دوران ملخ های دو طرف بدنه در جهت های مخالف نیز می تواند اثر مطلوبی در کاهش نوفه ملخ داشته باشد [۲۰].

۴-۱-۲. بالانس موتور

بالانس دقیق اجزای دوار موتور برای کاهش نوفه ضروری است. البته این موضوع در مورد هواپیماهای تجاری به صورت مداوم مد

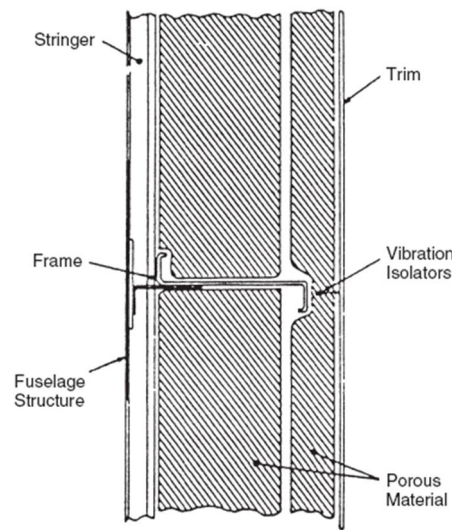


شکل ۱۱. تأثیر لایه میراکننده بر SPL کابین خالی تحت تأثیر تحریک توربولانس لایه مرزی [۲۳]

۴-۱-۷. جاذب‌های دینامیکی^{۳۴}

این جاذب‌ها برای کاهش نوفه‌های تن در فرکانس‌های گسسته مناسب می‌باشند. بنابراین در هواپیماهایی که سرعت دورانی موتور و ملخ‌ها ثابت است کارایی دارند. اگر کاهش بیش از یک فرکانس گسسته نوفه مدنظر باشد، باید برای هر فرکانس نوفه یک جاذب طراحی گردد. برای بهبود عملکرد جاذب دینامیکی در حالت‌هایی که فرکانس نوفه تغییرات کوچکی حول نقطه نامی دارد باید جاذب میرایی کافی داشته باشد تا قله رزونانسی آن تا حد مناسب پهن گردد. در یک پژوهش آزمایشگاهی تأثیر به‌کارگیری جاذب دینامیکی بررسی شد. در این تحقیق ابتدا یک جاذب دینامیکی ساخته شد (شکل ۱۲). سپس، جاذب دینامیکی روی قاب یک پانل آزمایشگاهی نصب و توسط یک چارچوب آلومینیومی به یک لرزاننده متصل شد (شکل ۱۳). برای ثبت نتایج شتاب و جابه‌جایی شتاب‌سنج‌هایی روی پانل نصب شده است. در ابتدای آزمایش، یک طیف فرکانسی از ۱ تا ۲۱۱ هرتز توسط لرزاننده به سامانه تحمیل می‌شود. نتایج در هر دو حالت بدون جاذب و با جاذب برای شتاب برحسب فرکانس ثبت و با هم مقایسه شده است. آزمایش صوتی جاذب دینامیکی گفته‌شده نیز در شرایط آزمایشگاهی کاهش ۸ دسی‌بلی صوت را نسبت به حالت بدون جاذب نشان می‌دهد. این آزمایش برای هر دو حالت پانل بدون جاذب و با جاذب، در یک اتاقک عایق صدا با دیوارهای ضخیم و ضد انعکاس صوت انجام شد. همان‌طور که در شکل ۱۴ دیده می‌شود، در فرکانس ۱۱۱ هرتز برای حالت پانل همراه با جاذب، کاهش عمده‌ای در میزان شتاب نسبت به پانل بدون جاذب دیده می‌شود. این مقدار را که نشان‌دهنده فرکانس طبیعی جاذب است می‌توان با تنظیم جرم‌های دو سر جاذب به دو طرف از ۱۱۵ تا ۱۱۱ هرتز تغییر داد [۲۴].

است. ضریب جذب این عایق‌ها برای فرکانس‌های پایین عموداً کم بوده و استفاده از آنها برای کاهش نوفه ملخ (که فرکانسی نسبتاً پایین دارد) کارایی چندانی ندارد [۲۲].



شکل ۱۰. شماتیک مقطع دیواره کابین [۲۲]

۴-۱-۵. جذب صوتی

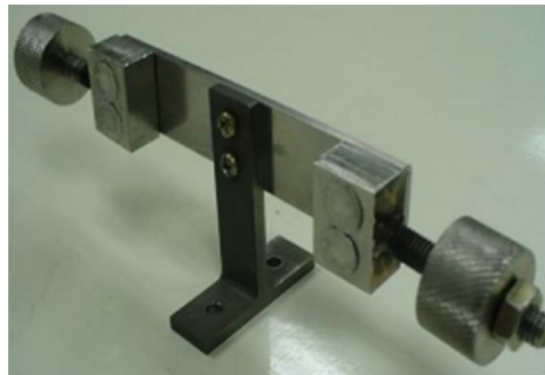
جذب صوتی داخل کابین عمدتاً توسط مبلمان و فرش انجام می‌شود. در کناره‌های درب‌های ورودی نیز اغلب عایق‌های خاصی مورد استفاده قرار می‌گیرند. ضریب جذب صدای پارچه‌ای بالاتر از صدای چرمی می‌باشد [۲۱].

۴-۱-۶. لایه‌های میراکننده

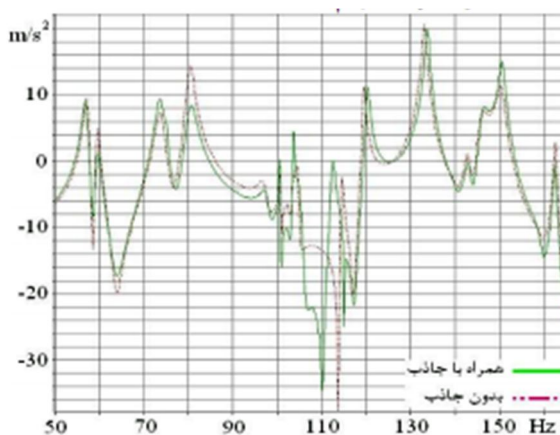
در برخی هواپیماها از لایه‌های میراگر با روکش فویل آلومینیوم و چسب ویسکوالاستیک برای کاهش انتقال نوفه استفاده می‌شود. این لایه‌های ویسکوالاستیک که اغلب روی پوسته چسبانده می‌شوند در فرکانس‌هایی بالاتر از فرکانس پایه پانل کارایی دارند اما با اضافه کردن این لایه‌ها به فریم‌ها و استرینگرها می‌توان کارایی آن را به فرکانس‌های پایین‌تر نیز گسترش داد. در برخی موارد از این لایه‌ها روی پانل‌های کف هواپیما نیز استفاده شده است. شکل ۱۱ میزان کاهش نوفه با استفاده از لایه میراکننده را برای بدنه یک هواپیما تحت تحریک اغتشاش لایه مرزی نشان می‌دهد. در این آزمایش مبلمان و تزئینات داخلی و همچنین عایق‌های دیواره برداشته شده‌اند. حدود ۸۰ درصد از پانل‌ها از لایه‌های میراکننده پوشیده شده‌اند و افزایش وزن پانل‌های بدنه حدود ده درصد بوده است. در بازه فرکانسی ۱۰۰۰ تا ۴۰۰۰ هرتز، کاهش نوفه قابل توجهی در این آزمایش دیده شده است [۲۳].



شکل ۱۳. دستگاه تست ارتعاشی جاذب [۲۴]

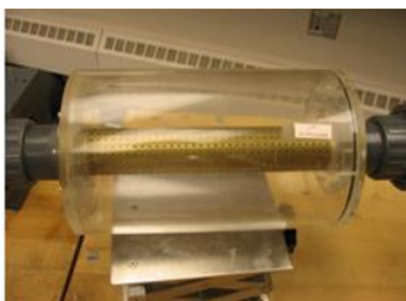


شکل ۱۲. جاذب دینامیکی ساخته شده [۲۴]



شکل ۱۴. نمودار FFT برای پانل با جاذب و بدون جاذب [۲۴]

تحقیق به بررسی میزان کاهش نوفهٔ موتور کمکی هواپیما، یک مافلر سوراخدار^{۳۷} به منظور ایجاد بیشترین افت صدا جهت استفاده در اگزوز موتورهای هواپیما طراحی و آزمایش شد (شکل ۱۵). نتایج نشان داد که مافلر سوراخدار طراحی شده توانست به میزان افت صدا را در میزان قابل قبول کاهش دهد. براساس پیوست ۱۶ سازمان بین‌المللی هوانوردی، میزان صدای موتور کمکی باید کمتر از ۹۰ دسی‌بل باشد (شکل ۱۶) [۲۵].



شکل ۱۵. مافلر سوراخدار طراحی شده [۲۵]

۴-۱-۸. دسته‌موتورها

دسته‌موتورهای غیرفعال نوع خاصی از طراحی دسته‌موتور است که در آن تعادل^{۳۵} میان سختی استاتیکی و دینامیکی لحاظ شده است. سختی استاتیکی باید به اندازهٔ کافی بزرگ باشد تا دسته‌موتور بتواند بارهای اینرسی و همچنین تراست را تحمل نماید در حالی که با کوچک شدن سختی دینامیکی انتقال ارتعاشات به سازهٔ بدنه کاهش می‌یابد.

۴-۱-۹. سنکرون نمودن فاز ملخ‌ها

تنظیم فاز نسبی دورانی ملخ‌ها می‌تواند به کاهش نوفهٔ کابین منجر شود. کارایی این روش در هواپیماهای چهارموتوره بیش از هواپیماهای دوموتوره است؛ زیرا آزادی عمل و گزینه‌های بیشتری برای حذف نوفه با تنظیم فاز وجود دارد [۶].

۴-۱-۱۰. صداخفه‌کن‌ها

صداخفه‌کن‌ها اغلب در خروجی اگزوز موتورهای پیستونی، داکت‌های تهویه و سیستم‌های ونت^{۳۶} استفاده می‌شوند. در یک

۶. کنترل فعال نوفه کابین

یکی از مهم‌ترین مشکلات کاهش نوفه هواپیما این است که ضریب افت صوتی بدنه هواپیما برای فرکانس‌های پایین عموماً کوچک است. یکی از روش‌های کاهش نوفه در این بازه‌های فرکانسی استفاده از روش‌های فعال است. در چنین روش‌هایی از یک منبع تحریک ثانویه به‌منظور کنترل نوفه و ارتعاشات کابین استفاده می‌شود. سیستم‌های فعال کاهش نوفه تن مبتنی بر یکی از روش‌های کنترل فعال نوفه^{۴۱} یا کنترل فعال کنترل اکوستیک^{۴۲} می‌باشد. کاهش نوفه‌های باندهای نیز با استفاده از هدست‌های فعال و یا صدای بی‌صدا^{۴۳} امکان‌پذیر است [۲۱].

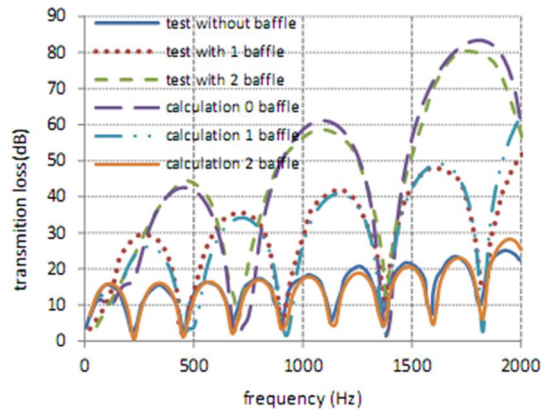
۶-۱. منابع نوفه و ارتعاش کابین

همان‌گونه که قبلاً اشاره شد، منابع اصلی خارجی نوفه کابین شامل موتور، ملخ‌ها، لایه مرزی، جز این‌ها و منابع نوفه داخلی مربوط به سیستم تهویه، هیدرولیک و جز این‌ها می‌باشند. نوفه ناشی از ملخ عمدتاً در فرکانس BPF و دو تا سه هارمونیک آن بوده و بسته به نوع هواپیما عموماً در بازه فرکانسی ۶۰ تا ۴۰۰ هرتز می‌باشد. نوفه ناشی از جعبه‌دنده‌ها از مرتبه چندصد هرتز و ارتعاشات ناشی از بالانس نامناسب ملخ‌ها در بازه ۱۵ تا ۲۰ هرتز قرار دارد. ارتعاشات سازه‌ای موتورهای جت به‌طور معمول در بازه ۱۰۰ تا ۵۰۰ هرتز می‌باشد. نوفه لایه مرزی در تمام بخش‌های خارجی بدنه و به‌خصوص در نواحی تغییرات تند هندسه بدنه مانند فیپرینگ^{۴۴} تولید شده و عمده انرژی آن در فرکانس‌های بالاتر از ۴۰۰ هرتز ظاهر می‌شود.

۷. کنترل فعال نوفه

۷-۱. کنترل نوفه

یکی از محدودیت‌های روش کاهش نوفه غیرفعال تحمیل وزن اضافه به سازه است. یکی از متداول‌ترین روش‌های غیرفعال، استفاده از میراگرهای تنظیم‌شده ارتعاشی جاذب‌های دینامیکی به‌منظور افزایش سختی دینامیکی بدنه است. این اجزاء به‌گونه‌ای طراحی می‌شوند که فرکانس رزونانس آنها منطبق بر فرکانس اصلی نوفه گسسته باشد تا با ارتعاش رزونانسی انرژی ارتعاشی سازه بدنه را جذب نمایند. این جاذب‌ها در بازه فرکانسی بسیار کوچکی عمل کرده و قادر به دنبال کردن تغییرات فرکانسی نوفه نمی‌باشند. به‌علاوه، چنانچه چندین فرکانس گسسته نوفه مد نظر



شکل ۱۶. مقایسه نتایج آزمایش و تحلیل کاهنده صوت با بافل [۲۵]

۵. روش‌های تحلیل

روش‌های تحلیلی متنوعی برای مدلسازی انتشار نوفه‌های سازه‌ای و هوایی به کابین هواپیما وجود دارد. انتخاب یک روش مناسب به بازه فرکانسی مورد نظر برای تحلیل بستگی دارد؛ زیرا برخی ملزومات و فرضیات در این روش‌ها برای بازه‌های فرکانسی خاصی معتبر می‌باشند.

۵-۱. روش‌های مودال

این روش مبتنی بر مدل مودال سازه بدنه و کابین است. در اغلب مدل‌ها بدنه هواپیما به‌صورت یک استوانه مدل و کف هواپیما به‌صورت یک صفحه به آن متصل می‌شود. در فرکانس‌های پایین تأثیر تقویت‌کننده‌های سازه‌ای زیاد بوده و باید با دقت کافی مدل گردند؛ در حالی که در فرکانس‌های بالاتر مدلسازی آنها تأثیر چندانی بر نتایج نخواهد داشت. برای مدلسازی نحوه انتقال صدا از دیواره کابین از روش‌های مناسب اکوستیکی نظیر روش امپدانس انتقال استفاده می‌شود [۷].

۵-۲. آنالیز آماری انرژی^{۳۸}

آنالیز آماری انرژی در مواقعی که در بازه فرکانسی مورد نظر به تعداد کافی مودهای اکوستیکی وجود داشته باشد (مثلاً سه مود یا بیشتر) مورد استفاده قرار می‌گیرد [۲۶].

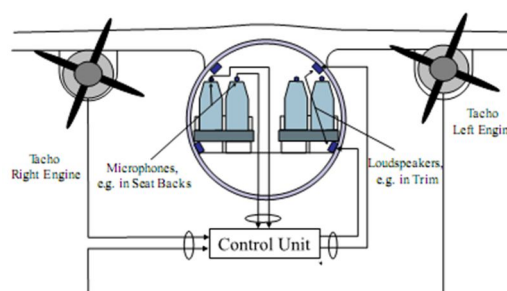
۵-۳. روش‌های عددی

این روش‌ها عمدتاً براساس مدلسازی المان محدود^{۳۹} یا روش المان مرزی^{۴۰} می‌باشند. در چنین روش‌هایی مدل‌های سازه‌ای و اکوستیک باید به‌نحو مناسب با هم ترکیب شوند [۲۷].

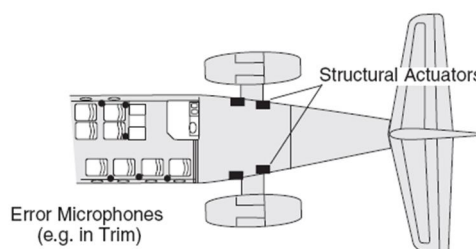
باشد، باید از چندین نوع جاذب دینامیکی استفاده نمود که منجر به افزایش وزن بیشتری می‌گردد. سیستم‌های کنترل فعال با سرعت موتور هماهنگ بوده و خود را با تغییرات فرکانسی انطباق می‌دهند. با کنترل فاز دورانی موتورها نیز می‌توان پدیده ناخوشایند طپش^{۴۵} اکوستیکی را حذف نمود. سیستم‌های کنترل فعال اغلب اضافه وزن کمتری به هواپیما تحمیل می‌نمایند [۲۸].

۷-۲. کنترل فعال

ایده اصلی کنترل فعال، استفاده از یک منبع تحریک ثانویه برای کنترل میدان صوتی یا ارتعاشات (که منجر به سانس شدن نوفه می‌گردند) است. اگر یک یا چند مسیر اصلی انتقال نوفه به کابین شناسایی شده باشند، می‌توان به کمک کنترل فعال انتقال نوفه از این مسیرها را کاهش داد. چنانچه مسیرهای انتقال نوفه پیچیده بوده یا قابل شناسایی نباشند، می‌توان به کمک تعدادی بلندگو داخل کابین نوفه را کاهش داد. در این سیستم از حسگرهای خطا به منظور کنترل پیوسته منبع تحریک استفاده می‌شود. این حسگرها اغلب میکروفن‌هایی هستند که میدان صوتی کابین را اندازه‌گیری می‌نمایند. یکی از رایج‌ترین روش‌های کنترل، به حداقل رساندن مربع فشار صوت اندازه‌گیری شده توسط میکروفن خطا می‌باشد. شکل ۱۷ یک سیستم کنترل فعال مرتبط با موتورها را نمایش می‌دهد. چنانچه کاهش نوفه ناشی از ارتعاشات بدنه مد نظر باشد، بلندگوها با محرک‌های سازه‌ای (نظیر لایه‌های پیزوالکتریک) جایگزین می‌شوند (شکل ۱۸).



شکل ۱۷. سیستم کنترل فعال نوفه در یک هواپیمای توربوپراپ [۹]



شکل ۱۸. سیستم کنترل نوفه ASAC^{۴۶} در یک هواپیمای جت

میدان صوتی کابین ترکیبی از شکل مودهای اکوستیکی است. هر مود متناظر با یکی از فرکانس‌های رزونانس اکوستیکی کابین است. با استفاده از بلندگوها می‌توان مودهای اکوستیکی مشابه مودهای موجود با دامنه یکسان و فاز مخالف ایجاد نمود تا آثار نوفه حذف شود. در نوفه‌های فرکانس پایین، تعداد محدودی از مودهای اکوستیکی اولیه در سیگنال نوفه مشارکت دارند و این مودها اغلب کاملاً مجزا^{۴۷} هستند. کنترل نوفه چنین میدان‌هایی منجر به کاهش دامنه نوفه در حجم فضایی بزرگی می‌شود. به همین خاطر، این پروسه به کنترل سراسری نوفه موسوم است. در فرکانس‌های بالاتر تعداد مودهای مشارکت‌کننده در سیگنال نوفه افزایش یافته و فاصله فرکانسی آنها از هم کم و کمتر می‌شود و مودهای متشکله سیگنال غیرقابل تشخیص می‌شوند. در چنین فرکانس‌هایی کنترل سراسری نوفه امکان‌پذیر نبوده و کنترل فعال نوفه باید به صورت محلی^{۴۸} انجام شود. راهبرد کنترل سراسری در چنین فرکانس‌هایی رد صورتی امکان‌پذیر خواهد بود که بلندگوها کاملاً نزدیک منبع صوتی قرار گیرند که عملاً امکان‌پذیر نمی‌باشد. در راهبرد کنترل محلی، نوفه نواحی فضای کوچکی مثلاً اطراف سر مسافر کاهش داده می‌شود. فضای ساکت در محدوده میکروفن خطا بوده و اندازه این فضای ساکت به شدت وابسته به فرکانس است. با افزایش فرکانس نوفه اندازه فضای ساکت کاهش می‌یابد. این روش به دلیل لزوم تجهیز هر یک یا چند صندلی به میکروفن و بلندگو مستلزم صرف هزینه بالاتری می‌باشد. محرک‌های سازه‌ای نیز می‌تواند در کنترل فعال نوفه هواپیما به کار گرفته شوند. این روش هنگامی استفاده می‌شود که یک یا چند مسیر اصلی انتقال نوفه به کابین شناسایی شده باشد. ارتعاشات بدنه ناشی از تحریک موتور یا ملخ باعث تحریک میدان صوتی کابین می‌گردد. در این راهبرد، هدف اصلی کنترل مودهای ارتعاشی اصلی بدنه که مولد نوفه کابین می‌باشند است. محرک‌های سازه‌ای روی مسیرهای اصلی انتقال نوفه به کابین نصب می‌شوند. در یک پژوهش، تأثیر به کارگیری سیستم ANC بررسی و مشخص شد که با به کارگیری این سیستم سطح فشار صوت اندازه‌گیری شده کاهش می‌شود (شکل ۱۹) [۲۹].

اشکال استفاده از روش‌های فعال این است که قادر به کاهش نوفه‌هایی که از سایر مسیرها به کابین وارد می‌شود نیست. این نوفه‌های باقی‌مانده باید در داخل کابین کنترل شوند. در راهبرد ASAC مودهای اصلی سازه‌ای کوپله با مودهای اکوستیک

می‌توان نام برد. هواپیمای Saab 340 نخستین هواپیمای تجاری جهان است که در آن از روش کنترل فعال نوفه برای کنترل نوفه کابین استفاده شده است [۴]. استفاده از جاذب‌های دینامیکی به دلیل تغییرات کوچک دور موتور در حالت غیرفعال قادر به کاهش بهینه نوفه نمی‌باشد. به منظور رفع این مشکل، فرکانس رزونانس از جاذب‌های دینامیکی را می‌توان با توجه به فرکانس نوفه غالب اندازه‌گیری شده در داخل کابین و با استفاده از یک سیستم کنترلی تنظیم نمود. این جاذب‌های فعال که موسوم به جاذب‌های دینامیکی فعال^{۵۰} می‌باشند هم در هواپیماهای توربوپراپ و هم در هواپیماهای جت مورد استفاده قرار گرفته‌اند [۵]. به عنوان مثال در هواپیمای Bombardier Dash-8 سری Q از این فناوری استفاده شده است. شکل ۲۰ نمایی از هواپیمای Dash-8 را نمایش می‌دهد. اجرای سیستم حذف نویز و ارتعاش^{۵۱} (NVS) روی این هواپیما در زمره موفق‌ترین پروژه‌های کاهش نوفه هواپیماهای توربوپراپ بوده است. این سیستم میانگین نوفه کابین هواپیما را از ۸۷ به ۷۶ دسی‌بل رساند. شکل ۲۱ میزان کارایی سیستم NVS این هواپیما را در طیف فرکانسی نوفه موجود نمایش می‌دهد. در این هواپیما از جاذب‌های تنظیم‌شونده ATVA به منظور کنترل ارتعاشات بدنه استفاده شده است. موتورهای این هواپیما دارای سیستم سنکرون فاز نیز می‌باشند. سیگنال میکروفن‌های نصب شده در کابین و دور موتورها در سیستم کنترلی مرکزی تحلیل شده و فرمان تنظیم بهینه به جاذب‌های دینامیکی توزیع شده روی فریم‌ها ارسال می‌گردد [۵]. شکل ۲۲ نمونه‌ای از توزیع فشار صوتی محاسبه‌شده این هواپیما را در کابین نمایش می‌دهد. جدول‌های ۱ و ۲، به ترتیب میزان کارایی سیستم کنترل فعال نوفه در چند نمونه هواپیما را در هواپیماهای توربوپراپ و جت نشان می‌دهد.

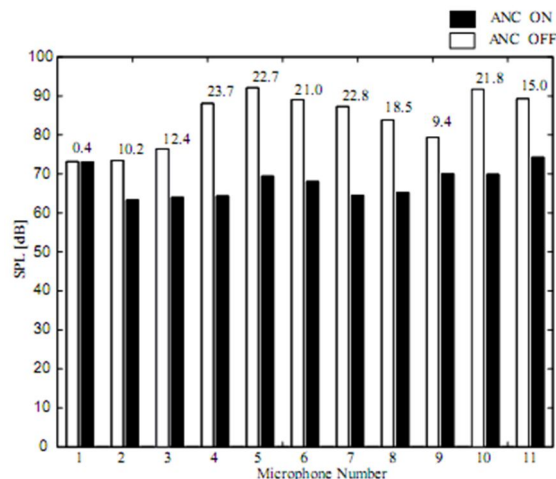


شکل ۲۰. هواپیمای Dash-8 [۵]

۷-۳-۲. روش‌های کنترل محلی

در سال‌های اخیر از هدست‌های فعال نیز برای کنترل نوفه هواپیماهای پهن‌پیکر در کابین درجه یک^{۵۲} استفاده شده است.

تضعیف می‌شوند و در نتیجه، این روش عموماً به کاهش نوفه سراسری منجر می‌گردد. مقایسه روش‌های ANC^{۴۹} و ASAC نشان می‌دهد که اغلب، تعداد محرک‌های سازه‌ای مورد نیاز برای کاهش سراسری نوفه از تعداد بلندگوهای مورد نیاز ANC کمتر است. حسگرهای خطای مورد استفاده در ASAC میکروفن بوده و از شتاب‌سنج‌های ارتعاشی استفاده نمی‌شود؛ زیرا مینیمم‌شدن ارتعاشات سازه در برخی نقاط لزوماً کاهش نوفه کابین را تضمین نمی‌نماید. حتی گاهی مینیمم‌سازی ارتعاشات در چند نقطه ممکن است منجر به افزایش کلی نوفه کابین شود. یکی از معایب ASAC این است که با وجود کاهش نوفه کابین ممکن است ارتعاشات سازه‌ای افزایش یابند. کنترل فعال موده‌های سازه‌ای و اکوستیک می‌تواند بر موده‌های غیرفعال نیز تأثیرگذار باشد. این تأثیرپذیری به خصوص در فرکانس‌های بالاتر شدیدتر می‌شود. این موضوع می‌تواند به کاهش کارایی پروسه کاهش نوفه منجر گردد [۳۰].



شکل ۱۹. کاهش سطح فشار صوت اندازه‌گیری شده

بعد از به کارگیری سیستم ANC [۲۹]

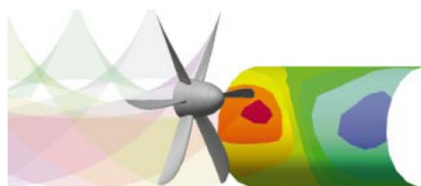
۷-۳-۳. راهبردهای کنترل فعال

روش کنترل فعال مناسب برای کاهش نوفه به نوع سیستم پیش‌رانه، مسیرهای انتقال نوفه، نوع طراحی هواپیما و همچنین به مشخصات نوفه بستگی دارد.

۷-۳-۱. روش‌های کنترل سراسری

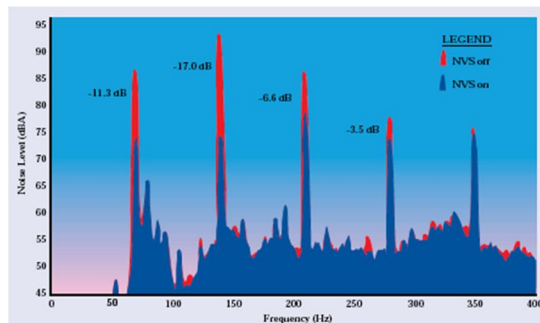
کاربرد روش کنترل فعال نوفه در هواپیماهای توربوپراپ با مسیرهای انتقال نوفه متعدد و پیچیده به کابین موفقیت‌آمیز بوده است. به عنوان مثال، هواپیماهای Saab 340 و Saab 2000 را

کنترل محلی نوفه به لحاظ هزینه مقرون به صرفه نیست و در دو حالت استفاده می‌شود: نخست حالتی که کنترل سراسری نوفه ممکن نباشد و دوم مربوط به وقتی است که نوفه کابین کاهش یافته باشد و از این سیستم برای ایجاد آسایش بیشتر استفاده شود.



شکل ۲۲. توزیع فشار صوتی کابین [۵]

این سیستم معمولاً در هدست سرگرمی مسافر ادغام شده و کارایی بالایی در کاهش نوفه با باند پهن دارد. کنترل نوفه در اطراف سر مسافر یا به اصطلاح ایجاد صدلی آرام نیز در برخی هواپیماها مد نظر قرار گرفته است. در مجموع می‌توان گفت



شکل ۲۱. کارایی سیستم NVS در کاهش نوفه کابین هواپیمای Dash-8

جدول ۱. میزان کارایی سیستم کنترل فعال نوفه در چند نمونه از هواپیماهای توربوپراب [۴]

سطح فشار صوت (SPL)				
نوع سیستم فعال	میزان کاهش (دسی‌بل)	کنترل فعال روشن (دسی‌بل)	کنترل فعال خاموش (دسی‌بل)	نوع هواپیما
ANC	9	80	89	SAAB 340
ANC	6	76	82	SAAB 2000
ANC	6	89	95	Beech 1900D
ANC /ATVA	10	80	90	King Air 90
ANC	7	78	85	King Air 200
ANC	8	80	88	King Air 300
ANC	10	80	90	King Air 350
ANC	7	85	92	Twin Commander
ATVA	11	76	87	Q Dash8-300

جدول ۲. میزان کارایی سیستم کنترل فعال نوفه در چند نمونه از هواپیماهای جت [۴]

سطح فشار صوت (SPL)				
نوع سیستم فعال	میزان کاهش (دسی‌بل)	کنترل فعال روشن (دسی‌بل)	کنترل فعال خاموش (دسی‌بل)	نوع هواپیما
ATVA	2	70	72	Challenger
ATVA	7	81	88	Fokker F28
ATVA	6	79	85	Cessna Citation
ATVA	10-15			DC-9/MD-80
ANC	10			Ultra Quiet seat
ANC	20, 100-200 Hz			Active headsets

۸. نتیجه‌گیری

در این مقاله، که مروری بر تحقیقات انجام شده در این زمینه است، نخست منابع داخلی و خارجی که در ایجاد نوفه و ارتعاش در کابین مؤثرند معرفی شد. راه کارهای کلی پیشنهادی جهت کاهش نوفه کابین پرنده‌ها به شرح زیر است:

۱. محل نصب ملخ تأثیر زیادی در نوفه کابین هواپیما دارد
۲. مبلمان و تجهیزات داخلی کابین ضریب جذب اکوستیکی نسبتاً بالایی ایجاد کرده و اغلب سبب میراشدن موده‌های اکوستیکی کابین می‌شوند
۳. محل نصب جعبه‌دنده نیز سهم مهمی از نوفه کابین هلیکوپتر را به خود اختصاص می‌دهد
۴. محل نصب خروجی آگزوز موتورهای پیستونی هواپیماهای کوچک می‌تواند سبب ایجاد نوفه شود
۵. افزایش فاصله نوک ملخ تا بدنه هواپیما، کاهش سرعت نوک ملخ‌ها و افزایش تعداد ملخ‌ها می‌توانند در کاهش نوفه ملخ موثر باشند
۶. بالانس دقیق اجزای دوار موتور برای کاهش نوفه ضروری می‌باشد

۹. مأخذ

۷. طراحی مناسب دیواره جانبی هواپیما
۸. جذب صوتی داخل کابین عمدتاً توسط مبلمان و فرش انجام می‌شود. در کناره‌های درب‌های ورودی نیز اغلب عایق‌های خاصی مورد استفاده قرار می‌گیرند. ضریب جذب صدایی‌های پارچه‌ای بالاتر از صدایی‌های چرمی می‌باشد
۹. استفاده از لایه‌های میراگر با روکش فویل آلومینیوم و چسب ویسکوالاستیک برای کاهش انتقال نوفه در برخی هواپیماها
۱۰. تنظیم فاز نسبی دورانی ملخ‌ها می‌تواند به کاهش نوفه کابین منجر گردد
۱۱. نصب صداخفه‌کن‌ها اغلب در خروجی آگزوز موتورهای پیستونی یکی از محدودیت‌های اساسی روش‌های کاهش نوفه، تحمیل وزن اضافه به سازه است. در پایان نمونه‌هایی از کاربرد موفق روش‌های کاهش نوفه فعال در تعدادی از هواپیماهای تجاری معرفی شد.

and Exhibit Bellevue, Bellevue, Washington, 10-12 May, 1999.

- [1] J. S. Mixson, J. F. Wilby, *Interior Noise, in Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice*, Vol. 2, Noise Control, H. H. Hubbard (Ed.), NASA Reference Publication 1258, NASA, Washington, DC, August 1991, Chapter 16.
- [2] J. Ivošević, D. Miljković, K. Krajček, Comparative Interior Noise Measurement in a Large Transport aircraft- turboprops vs turbofans, *5th Congress of Alps-Adria Acoustics Association*, Petrcane, Croatia, September 12-14, 2012.
- [3] J. F. Wilby, Aircraft Interior Noise, *Journal of Sound and Vibration (JSV)*, Vol. 190, No. 3, pp. 545-564, 1996.
- [4] P. Goransson, *Finite Element Calculations of the Interior Noise of the Saab 340 Aircraft*, SAE Technical Paper 891081, 1989.
- [5] G. P. Mathur, B. Tran, M. Simpson, MD-90 Cabin Noise Diagnostics Ground and Flight Tests, *5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*
- [6] M. S. Ewing, M. A. Kirk, J. D. Swearingen, Beech 1900D Flight Test to Characterize Propeller Noise on the Fuselage Exterior, *7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit Maastricht*, Maastricht, Netherlands, 28-30 May, 2001.
- [7] N. Gorodkova, V. Chursin, Y. Bersenev, R. Burdakov, A. Siner, *Modal analysis of an aircraft engine fan noise*, AIP Conference Proceedings 1770, 030118, 2016.
- [8] J. Wilby, *Interior Noise of General Aviation Aircraft*, SAE Technical Paper 820961, 1982.
- [9] M. Amian, S. Golrang, M. Zakeri, Reducing the intensity of sound in jet engine using jagged exhaust nozzle, *Journal of Mechanical Engineering (mmep)*, Vol. 25, No. 111, pp.31-38, 2016. (in Persian)

- [10] R. B. Tate, E. K. O. Langhout, *Aircraft Noise Control Practices Related to Ground Transport Vehicles*, SAE Paper 810853, 1981.
- [11] J. F. Wilby and E. G. Wilby, Measurements of Propeller Noise in a Light Turboprop Airplane, *J. Aircraft*, Vol. 26, No. 1, pp. 40–47, 1989.
- [12] B. N. Tran, M. A. Simpson, *The Use of Partial Coherence Techniques for Identifying Noise Transmission Paths on the MDC UHB Demonstrator Aircraft*, AIAA Paper AIAA-90-3968, 1990.
- [13] T. N. Christenson, T. J. Ferguson, Experimental Localization of Noise Entry Points into an Aircraft Cabin, *5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit Bellevue*, Bellevue, Washington, 10-12 May, 1999.
- [14] J. Quehl, S. Pennig, U. Müller, V. Rolny, Cabin Noise Effects on Passengers In-flight Activities: Communication and Cognitive Performance, *Conference: 1st International :envihab Symposium*, Cologne, Germany, May 23-24, 2011.
- [15] J. F. Unruh, D. C. Scheidt, *Engine Induced Structural-Borne Noise in General Aviation Aircraft*, SAE Technical Paper 790626, 1979.
- [16] R. E. Hayden, B. S. Murray, M.A. Theobald, *A Study of Interior Noise Levels, Noise Sources and Transmission Paths in Light Aircraft*, NASA CR-172152, 1983.
- [17] E. G. Williams et al., Interior Near-Field Acoustical Holography in Flight, *Journal of the Acoustical Society of America.*, Vol. 108, No. 4, pp. 1451–1463, 2000.
- [18] Y. Li, X. Wang, D. Zhang, Control strategies for aircraft airframe noise reduction, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 2, 2013, pp. 249–260, 2013.
- [19] F. B. Metzger, *Strategies for Aircraft Interior Noise Reduction in Existing and Future Propeller Aircraft*, SAE Paper 810560, 1981.
- [20] L. Leylekian, M. Lebrun, P. Lempereur, An Overview of Aircraft Noise Reduction Technologies, *Journal of Aerospace Lab*, 7, pages. 15, 2014.
- [21] J. Wilby, *Interior Noise of General Aviation Aircraft*, SAE Technical Paper 820961, 1982.
- [22] D. Geng, K. Yi, C. Shang, J. Yang, Y. He, Application status of composite acoustic liner in aero-engine, *10th International Conference on Composite Science and Technology ICCST/10*, Lisbon, Portugal, September 2-4, 2015.
- [23] H. Malakooti Khah, M. Mousavi, A. Golshah, O. Mohamad Pour, Design and Manufacturing of a Vibration Absorber for Sound Reduction of a Turboprop Aircraft, *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 44, No. 1, pp. 91-99, 2011. (in Persian فارسی)
- [24] M. M. Mahdi, M. Bazazzadeh, Reduction APU Noise by Use of Perforated Muffler, *Journal of mechanical and aerospace*, Vol 11, No. 4, pp. 95-104, 2015. (in Persian فارسی)
- [25] J. Cordioli, S. Gerges, A. Pererira, M. G. V. do Carmo C. Grandi., *Vibro-Acoustic Modeling of Aircrafts Using Statistical Energy Analysis*, SAE Technical Paper 2004-01-3337, 2004.
- [26] I. Dandaroy, J. Vondracek, R. Hund, D. Hartley, Passive interior noise reduction analysis of King Air 350 turboprop aircraft using boundary element method/finite element method (BEM/FEM), *Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 118, No. 3, pp. 1888-1889, 2005.
- [27] D. Palumbo, R. Cabell, B. Sullivan, J. Cline, Flight Test of Active Structural Acoustic Noise Control System, *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 2, pp. 277-284, 2001.
- [28] S. Johansson, I. Claesson, Active Noise Control in Propeller Aircraft, <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:838339/FULLTEXT01.pdf> (accessed 19 Jun 2017).
- [29] L. Hakansson, S. Johansson, M. Dahl, P. Sjosten, I. Claesson, *Noise Canceling Headsets for Speech Communication*, in CRC Press Handbook on Noise Reduction in Speech Applications, G. M. Davis (Ed.), CRC Press, Boca Raton, FL, pp. 305–327, 2002.

1. structure borne
2. air borne
3. near-field
4. far-field
5. protrusions
6. Cockpit
7. sound pressure level (SPL)
8. pitch
9. nose
10. nacell
11. 5 tone
12. thrust
13. load noise
14. thickness noise
15. counter-rotating blades
16. helical tip speed
17. chord
18. gutin
19. beating
20. blade sweep
21. wake
22. directivity
23. teeth-meshing frequency
24. vents and drains
25. cabin cavity
26. correlation
27. cross spectrum
28. coherent
29. constructive
30. destructive
31. path interruption
32. path modification
33. transfer function
34. tuned vibration absorber
35. compromise
36. vent
37. muffler
38. statistical energy analysis
39. finite element method
40. boundary element method
41. active noise control
42. active structural acoustic control
43. silent seat
44. fairing
45. beating
46. active structural acoustic control (ASAC)
47. isolated
48. local
49. active noise control (ANC)
50. active tuned vibration absorber
51. noise and vibration suppression (NVS)
52. first class

شیرکت برای عموم آزاد است

**مرکز آموزش های تخصصی
جهاد دانشگاهی
واحد صنعتی امیر کبیر**

www.jdamirkabir.ac.ir

خیابان حافظ، روبروی دانشگاه صنعتی
امیرکبیر، کوچه آرژانتین پلاک ۳۴

۸۸۸۹۲۱۴۴
۸۸۸۹۵۹۶۹
۸۸۸۰۷۰۰۸

با اعطاء گواهینامه معتبر

✓ برگزاری دوره های آموزشی جهت سازمان ها، مراکز، شرکت ها، موسسات و کارخانجات
✓ برگزاری دوره های ضمن خدمت ویژه کارکنان دولت ۶-۸۸۹۲۰۰۰۵

دوره های آموزشی عمومی آزاد است

- دوره های آموزشی مهندسی مکانیک
- Gambit & Fluent, Catia
- دوره های آموزشی مهندسی نفت و گاز
- Piping, PDMS
- دوره های آموزشی پتروشیمی و مهندسی پلیمر
- دوره های مهندسی شیمی
- HYSYS, ASPEN, COMSOL
- دوره های آموزشی فیزیک و مهندسی هسته ای
- MCNP
- دوره های آموزشی مهندسی صنایع
- Msp, P6, Comfor
- دوره های آموزشی عمران و معماری
- 3D MAX, Safe, Etabs
- دوره های آموزشی انرژی
- دوره های آموزشی مدیریت کیفیت
- دوره های آموزشی مدیریت
- دوره های آموزشی گرافیک
- Photoshop, IN Design, ...
- دوره های آموزشی شبکه و امنیت اطلاعات
- CCNA, CCNP, JAVA, C#, C++, ...
- دوره های آموزشی برنامه نویسی
- دوره های آموزشی مالی و حسابداری
- دوره های آموزشی اداری و دفتری
- Excel پیشرفته
- دوره های آموزشی ICDL 1, 2, 3
- دوره های آموزشی گرافیک
- Photoshop, IN Design, ...
- دوره های ترمیم زبان های خارجی
- انگلیسی، آلمانی، فرانسه
- فن ترجمه، مکانیک بازارگانی
- مکالمه، آموزش مدرسی زبان

