


## روش‌های کاهش صدای تولیدی بالگردها

حمید پرهیزکار<sup>۱\*</sup> , علی مرادی<sup>۲</sup>، علیرضا حجازی زاده<sup>۳</sup>

۱- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲-۳ کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

\* نویسنده مخاطب: [hparhiz@aut.ac.ir](mailto:hparhiz@aut.ac.ir)

بالگردها می‌توانند منبع تولیدکننده سرو صدای شدید باشند. سرو صدای تولیدی زیاد بالگردها آن‌ها را نامناسب برای مناطق با جمعیت بالا به ویژه در شرایط پرواز در سطوح پایین می‌کند. این پژوهش به بررسی روش‌ها و ارائه راهکارهایی جهت کاهش یا از بین بردن سرو صدای تولیدی بالگردها می‌پردازد. برای کاهش سرو صدای تولیدی چندین روش در نظر گرفته شده است. راهکارهایی همچون صدا خفه‌کن برای موتورها، استفاده از پره‌های با فاصله نابرابر، کنترل نیروی طولی، کاهش سرعت نوک پره، تغییر هندسه نوک پره، طراحی ایرفویل، افزایش تعداد پره‌های روتور اصلی، کنترل پره فعال و استفاده از روتور با قطر متغیر در روتورها و استفاده از پایه در گیربکس معرفی شدند. مطابق بررسی‌های صورت گرفته در تحقیق حاضر، استفاده از روش‌های ترکیبی بهترین میزان کاهش نویز را به همراه دارد. روش‌های مستقل، اگرچه نویز را کاهش می‌دهند اما بسته به میزان کاهش مورد نیاز در هدف‌گذاری مورد نظر، می‌توان با ترکیب روش‌ها به جواب مناسب رسید.

واژه‌های کلیدی: بالگرد، سرو صدا، پره، روتور اصلی، روتور دم

## Methods for Attenuation of Helicopter Noise

H. Parhizkar<sup>1\*</sup> , A. Moradi<sup>2</sup>, A. Hajazi zade<sup>3</sup>

1. Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2,3. M.Sc., Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

\*Corresponding Author: [hparhiz@aut.ac.ir](mailto:hparhiz@aut.ac.ir)

*Helicopters can be a source of loud noise. The high production noise of helicopters makes them unsuitable for densely populated areas, especially in low-flying conditions. This study examines methods and offers solutions to reduce or eliminate the noise produced by helicopters. Several methods have been considered to reduce the noise produced. Solutions such as muffler for motors, use of modulated blade spacing, X-force control, reduced tip speed, blade tip modification, airfoil tailoring, Increasing the number of main rotor blades, active blade control and variable diameter rotor in The rotor and the use of the strut in the gearbox were introduced. According to the studies conducted in the present study, combined methods have the best noise reduction. although Independent methods reduce noise, depending on the amount of reduction required in the targeting, combining the methods can be achieved the appropriate answer.*

**Keywords:** helicopter, noise, blade, main rotor, tail rotor



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

How to Cite this in Article:

H. Parhizgar, A. Moradi, A. Hajazi zade, "Methods for Attenuation of Helicopter Noise", *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 3, pp. 69-84, 2023 (in Persian).

متعادل نمود که استفاده از یک ملخ کوچکتر در دم از متداولترین روشهاست. (شکل ۱) مکانیزم کارکرد این نوع بالگرد را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل سمت چپ مشخص است با چرخیدن روتورها بدنه بالگرد به دنبال عکس‌العمل چرخش روتورها در جهت مخالف آن‌ها شروع به چرخیدن می‌کند که ملخ دم با ایجاد یک نیرو مانع چرخیدن کل سیستم می‌شود و آن را پایدار نگه می‌دارد. در شکل راست نیز یک نمونه از بکارگیری این سیستم در بالگردهای واقعی ساخته شده را نمایش می‌دهد که البته لازم به ذکر است به دلیل آنکه به‌کارگیری این روش در ساخت بالگردها بسیار مرسوم است نمونه‌های مشابه بسیاری از این مدل ساخته و دیده شده است. [۵].



شکل ۱ - بالگرد تک روتوره با روتور دم [۵]

## ۲.۲ بالگرد با روتورهای هم محور

یک روش بسیار خوب برای کنترل چرخش بدنه بالگرد به دنبال چرخیدن روتورها قرارگرفتن دو روتور روی هم با جهت چرخش متفاوت می‌باشد، در این بالگردها تمامی قدرت خروجی موتور را می‌توان برای ایجاد تراست مفید بکار گرفت. این نوع بالگرد در مقایسه با انواعی که دارای ملخ دم می‌باشند دارای ویژگی‌هایی هستند که عبارت است از: استفاده مؤثر از موتور نصب شده بر روی آن، پایین بودن وزن بدنه، که خطر بودن در روی زمین و کوچکتر بودن بالگرد. (شکل ۲) بالگرد Kamov Ka-52 Alligator که دارای روتورهای هم محور می‌باشد را نشان می‌دهد [۶].

## ۱ مقدمه

بالگرد نوعی روتور کرافت است که در آن نیروی لیفت و رانش توسط یک یا چند روتور تامین می‌شود. بر خلاف هوابیماهای بال ثابت، این به بالگردها اجازه می‌دهد تا به صورت عمودی عملیات برخاست و فرود را انجام دهد، شناور شود و به جلو، عقب و کناره‌ها پرواز کند. این ویژگی‌ها به بالگردها اجازه می‌دهد تا در مناطق پر ازدحام یا منزوی که هوابیماهای بال ثابت قادر به برخاست یا فرود نیستند، استفاده شوند [۱]. با این حال، سطوح بالای ارتعاش و سر و صدا، پذیرش جامعه و اثربخشی مأموریت بالگرد را محدود می‌کند [۲].

سر و صدا یک محصول نامطلوب وسایل نقلیه هوایی از زمان هوابیماهای اولیه تاکنون بوده است. در اصل، سرو صدای هواگردها به دلیل نیاز کلی برای بهبود عملکرد وسیله نقلیه، مشکل چندانی نداشت. همانطور که فناوری هواگردها به بلوغ رسیده است، منابع بیشتری به کاهش صدای تولید شده به صورت آئروپدینامیکی اختصاص داده شده است. با سطح فعلی بلوغ فناوری هوافضا، هم نهادهای عمومی و هم نهادهای نظارتی به جای عملکرد یا کارایی، نگرانی خود را بر ایمنی، انتشار و سر و صدا متمرکز کرده‌اند. پیشرفت زیادی هم در درک مکانیسم‌های تولید نویز و هم در توسعه مدل‌های اصول اولیه برای پیش بینی صدا صورت گرفته است. اما استفاده از این دانش در کاهش صدای هواگردها موفقیت کمتری داشته است [۳].

## ۲ انواع بالگردها

بالگردها از لحاظ ظاهر با یکدیگر فرق دارند و آن چیزی که باعث این تفاوت ساختمانی می‌شود وظیفه‌هایی است که برای آن‌ها در نظر گرفته شده است. برخی از انواع بالگردها با توجه به مرجع [۴] به صورت زیر تقسیم‌بندی می‌شوند.

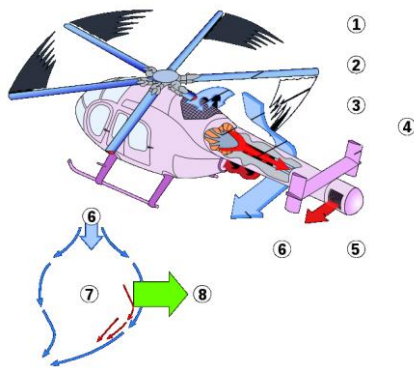
- ۱) بالگرد تک روتوره با روتور دم
- ۲) بالگرد با روتور هم محور<sup>۱</sup>
- ۳) بالگرد با روتورهای تداخلی (سینکروپتر)<sup>۲</sup>
- ۴) بالگرد تک روتوره بدون گشتاور (نوتار)<sup>۳</sup>
- ۵) بالگرد با روتورهای پشت سر هم<sup>۴</sup>
- ۶) بالگرد دو روتوره عرضی

### ۱.۲ بالگرد تک روتوره با روتور دم

روتور بالگرد تک روتوره گشتاوری بر روی بدنه بالگرد اعمال می‌کند که باید با استفاده از یک نیرو و اعمال آن بر بازوی گشتاور، آن را

3. No Tail Rotor (NOTAR)  
4. Tandem Rotor

1. Coaxial Rotor  
2. Intermeshing Rotor (Synchropter)



**شکل ۴** - شرح عملکرد سیستم نوتال (۱- ورودی هوا ۲- فن با پره‌های متغیر ۳- دم با شکاف‌های کواندا ۴- تثبیت‌کننده عمودی ۵- مخروط هدایت جت هوا ۶- منحرف‌کننده جریان هوا ۷- گردش هوا در داخل سطح مقطع دم ۸- ضد گشتاور) [۹]

## ۵.۲ بالگرد با روتورهای پشت سر هم

بالگرد با ترکیب ملخ‌های پشت سر هم قادر است جابه‌جایی گسترده مرکز ثقل را که هنگام بارگیری رخ می‌دهد به خوبی پذیرا باشد، چرا که با اختلاف گام کالکتیو بین روتورها، یک روتور می‌تواند رانش بیشتری را فراهم آورده تغییرات مرکز ثقل را اصلاح نماید و این یکی از مزایای برجسته این بالگرد نسبت به بالگردهای تک روتوره است که ذاتاً در تحمل میزان جابه‌جایی مرکز ثقل با محدودیت روبرو هستند [۶]. این بالگردها به جهت دارابودن دو گیربکس و روتور اصلی که از منابع اصلی تولید نویز در بالگرد است، سر و صدای تولیدی بیشتری نیز دارند شکل (۵).



شکل ۵- بالگرد Boeing CH-47 Chinook

## ۶.۲ بالگردهای دو روتوره عرضی

بالگردهای تک روتوره به یک روتور دم یا اگزوز دم اضافی برای خنثی کردن تکانه زاویه‌ای واکنشی تولید شده توسط روتور اصلی نیاز دارند. این نوع بالگردها، از روتورهای ضد چرخش استفاده می‌کنند که هر یک از آن‌ها گشتاور دیگری را خنثی می‌کند. علاوه بر این، پیکربندی این نوع بالگردها مزیت بار بالاتر با پره‌های کوتاه‌تر را دارند، زیرا تمام نیروی موتورها را می‌توان برای بلند کردن استفاده کرد، در حالی که یک بالگرد تک روتوره



شکل ۲- بالگرد Kamov Ka-52 Alligator دارای روتورهای هم محور

## ۳.۲ بالگرد با روتورهای تداخلی (سینکروپتر)

سینکروپتر هم مانند بالگردهای هم محور دارای دو مجموعه روتور نزدیک به هم می‌باشد که برخلاف جهت یکدیگر چرخش دارند ولی برخلاف بالگردهای هم محور، روتورها بر روی محورهای جداگانه ولی متصل به هم با ارتفاع یکسان به بدنه بالگرد سوار شده است. (شکل ۳) بالگرد Kaman K-MAX که دارای روتورهای تداخلی است را نشان می‌دهد [۷].

در مقایسه با بالگردهای تک روتوره معمولی، سینکروپترها دارای بارگذاری دیسک پره کمتری هستند که به عملکرد آیرودینامیکی بهتر و سطح نویز کمتر کمک می‌کند [۷، ۸].



شکل ۳- بالگرد Kaman K-MAX دارای روتورهای تداخلی [۷]

## ۴.۲ بالگرد تک روتوره بدون گشتاور (نوتار)

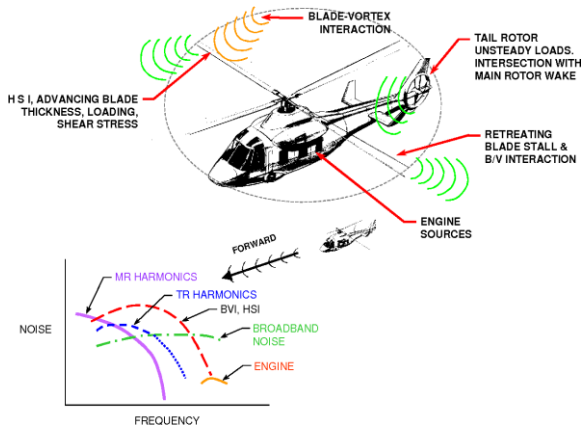
این سیستم از یک فن در داخل دم برای تولید حجم زیادی از هوای کم‌فشار استفاده می‌کند که از دو شکاف خارج می‌شود و با استفاده از اثر کواندا جریانی را در لایه مرزی هوا در امتداد دم ایجاد می‌کند. (شکل ۴) نحوه کارکرد سیستم نوتار را نشان می‌دهد. به جهت حذف شدن یکی از قسمت‌های تولید نویز که شامل ملخ دم و گیربکس ۹۰ درجه و شفت‌های انتقال قدرت از گیربکس به پروانه دم بوده است سروصدای تولیدی از این بالگردها کمتر می‌باشد [۹]. جهت کنترل چرخش از طریق یک استوانه هوادهی و چرخان در انتهای دم به دست می‌آید که به آن جهت‌دهی رانش جت می‌گویند. حامیان این سیستم بر این باورند که این سیستم عملکرد بی‌صدا و ایمن‌تری را ارائه می‌دهد [۹، ۱۰].

باید بخشی از نیروی موتور خود را برای ایجاد نیروی رانش روتور دم مصرف کند [۱۱].



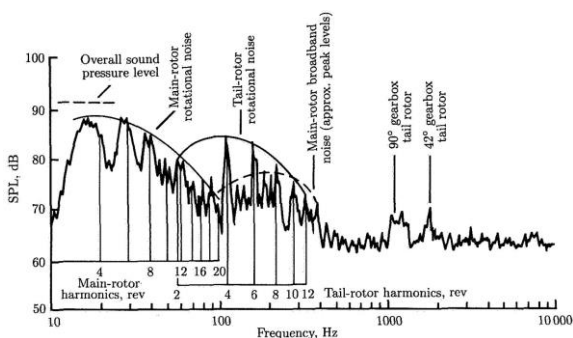
شکل ۶- بالگرد Bell Boeing V-22 Osprey

۳) توربین گاز موتور  
۴) منابع نویز مکانیکی شامل گیربکس و ... است. منابع نویز مکانیکی صدای فرکانس بالا را انتشار می‌دهد که با سرعت بیشتری توسط هوای اتمسفر ضعیف می‌شود [۱۷].



شکل ۷- منابع تولید نویز بالگرد [۱۶].

نمونه بازه تولیدی صدا برای بالگرد Bell UH-1 در (شکل ۸) ارائه شده است. وجود نویز تولیدی در فرکانس‌های بالا از عناصر ناراضیاتی بیشتر است [۱۸].



شکل ۸- طیف نویز خارجی بالگرد (Bell UH-1) [۱۸]

### ۳.۱ صدای روتور اصلی

همانطور که در (شکل ۷) نشان داده شده است، روتور اصلی به روش‌های مختلفی نویز ایجاد می‌کند: ۱) نویز پهن باند با فرکانس بالا (۲) نویز ضخامت [۳] نویز اثر تداخل پره و گردابه [۴] نویز ضربه‌ای سرعت بالا [۵] نویز بارگذاری.

مطالعات زیادی برای شناسایی، پیش‌بینی و اندازه‌گیری این منابع مختلف نویز روتور اصلی انجام شده است. برخی از مطالعات گردابه‌های نوک و پیک‌هایی که توسط پره‌های روتور اصلی ریخته می‌شوند را هدف قرار داده‌اند. این گردابه‌های نه تنها هنگام برخورد با سایر پره‌های روتور اصلی، برهم‌کنش پره‌ای و نویز برهم‌کنش

### ۳ منابع نویز تولیدی بالگردها

صدای پرواز بالگرد از بالای سر، صدایی است که اکثر مردم می‌توانند آن را تشخیص دهند. صدای متمایز آن باعث آزار شنونده روی زمین می‌شود و بنابراین می‌توان آن را یک منبع نویز جامع با تاثیر بالا در نظر گرفت. بالگردها صدای زیادی تولید می‌کنند که می‌تواند برای افراد آزار دهنده باشد [۱۲، ۱۳]. (جدول ۱) سطح نویز تولیدی چند بالگرد را نشان می‌دهد [۱۴].

جدول ۱ - سطح نویز تولیدی در چند نوع بالگرد [۱۴]

نام بالگرد	سطح نویز محیط (dB)
Civilian Medevac Bell 206L LongRanger	۸۰-۹۵
Civilian Medevac MBB BK-17	۹۳-۹۷
Army Medevac Sikorsky UH-60	۱۰۴
MBB BO-105	۹۴/۹-۹۶/۴
Bell Jet Ranger 206B	۹۰-۱۰۰

اولین قدم در فرآیند کاهش صدای بالگرد شناسایی منابع تولید صدای بالگردها می‌باشد [۱۵].

در بالگردها منابع اصلی تولید نویز آیرودینامیکی و مکانیکی هستند.

منابع نویز آیرودینامیکی شامل موارد زیر است. (شکل ۷) منابع نویز بالگرد با روتور دم را نشان می‌دهد [۱۶].

- ۱) روتور اصلی
- ۲) روتور دم

4. High Speed Impulsive (HSI)  
5. Loading Noise

1. Broadband Noise  
2. Thickness Noise  
3. Blade Vortex Interaction (BVI)

### ۳.۱.۳ نويز ضربه‌ای سرعت بالا

با نزدیک شدن عدد ماخ نوک روتور بالگرد به مقادیر فراصوتی (۰/۹)، پیک منفی شکل پالس نويز ضخامت پرواز رو به جلو به طور چشمگیری در دامنه رشد می‌کند و بر سابقه زمانی شکل موج در صفحه روتور غالب می‌شود. پالس منفی کاملاً محدود و تکانشی می‌شود و مقادیر زیادی انرژی صوتی درون صفحه ساطع می‌کند. افزایش بیشتر عدد ماخ در نوک پره باعث تغییرات چشمگیر در پالس شکل موج و افزایش بیشتر محتوای هارمونیک نويز تابش می‌شود. این نويز ضخامت شدید، نويز ضربه‌ای سرعت بالا (HSI) نامیده می‌شود و منبع اصلی نويز هارمونیک روتور در صورت وجود است [۲۳].

### ۴.۱.۳ نويز پهن باند

روتور اصلی بالگرد منبع نويز ضربه‌ای است. طیف صوتی یک بالگرد (برای مثال با یک روتور اصلی) شامل نويز گسسته و پهن باند است. روتور اصلی و روتور دم یک طیف نويز چرخشی فرکانس گسسته را تشکیل می‌دهند. نويز پهن باند از برهمکنش پره‌ها با تلاطم جو و گردابه‌ای که به دنبال پره ایجاد می‌شود منشا می‌گیرد [۱۷].

### ۵.۱.۳ نويز بارگذاری

نويز بارگذاری از اثرات مضر آئرودینامیکی است. به دلیل چرخش پره‌های روتور در هوا، شتاب توزیع نیرو بر جریان هوای اطراف روتور ایجاد می‌شود که این باعث تولید نويز بارگذاری می‌شود. عمدتاً جهت انتشار این نويز به سمت پایین روتور است. به طور کلی، نويز بارگذاری از انواع متعددی از بارگذاری و تولید نیروی پره ایجاد می‌شود. ولی بعضی از این منابع خاص این نويز به طور جداگانه تعریف می‌شوند.

تغییر در گام پره روتور در هنگام چرخش روتور به طور دائم باعث ایجاد بارگذاری نیرو بر هوای اطراف روتور می‌شود که به طور کلی به عنوان نويز بارگذاری نامیده می‌شود. این منبع از نويز در سرعت چرخشی کم روتور، نمود بیشتری پیدا می‌کند [۲۴].

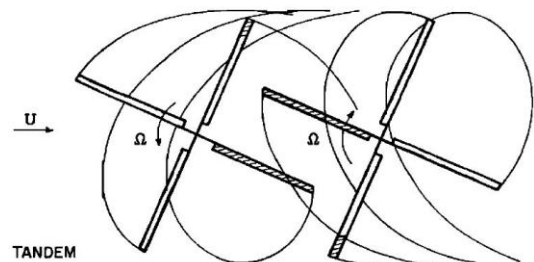
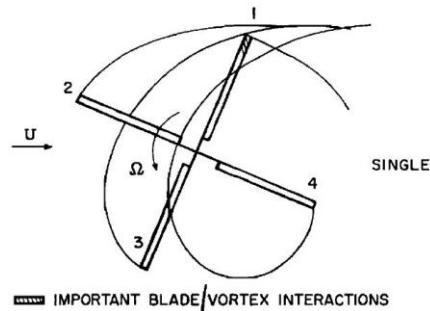
### ۲.۳ صدای روتور دم

روتور دم خود همان نويزهایی را ایجاد می‌کند که روتور اصلی تولید می‌کند. با این حال، به دلیل جهت‌گیری آن بر روی بالگرد، میدان جریان اطراف آن در هنگام پرواز کاملاً متفاوت از روتور اصلی است. این نه تنها تلاطم اتمسفر را جذب می‌کند، بلکه با امواج و گردابه‌هایی از روتور اصلی، هاب و بدنه نیز مواجه می‌شود. همچنین، با توجه به جهت آن، هر صدایی که در صفحه مسیر نوک روتور دم تابش می‌کند، به زمین زیر دم منتشر می‌شود [۲۵].

پره و گردابه بسیار ضربه‌ای ایجاد می‌کنند، بلکه می‌توانند با پره‌های روتور دم مواجه شوند و نويز برهمکنش روتور اصلی و روتور دم اصلی را ایجاد کنند [۱۹].

### ۱.۱.۳ صدای حاصل از اثر تداخل پره و گردابه

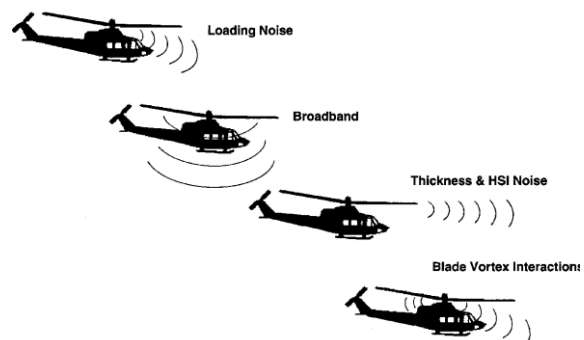
نويز تداخلی زمانی رخ می‌دهد که پره روتور در مجاورت دنباله ایجاد شده از گردابه‌های نوک پره‌های قبلی، عبور کند. اگر میدان‌های جریان روتور را که در (شکل ۹) ترسیم شده‌اند در نظر بگیریم، می‌بینیم که ماهیت مشکل تداخل پره-گردابه، عبور یک پره بلند به صورت مایل از روی یک گرداب است [۲۰].



شکل ۹- طرحی از پیکربندی گردابه نوک برای روتورهای بالگرد تک روتوره (شکل بالا) و پشت‌سرهم (شکل پایین) [۲۰].

### ۲.۱.۳ نويز ضخامت

نويز ضخامت تنها وابسته به شکل و حرکت پره است و می‌توان گفت که این نويز از جابه‌جایی هوا توسط پره‌های روتور ایجاد می‌شود. عمدتاً جهت انتشار این نويز در امتداد صفحه روتور می‌باشد [۲۱، ۲۲]. (شکل ۱۰) جهت انتشار منابع صدای تولیدی روتور اصلی را نشان می‌دهد [۱۶].



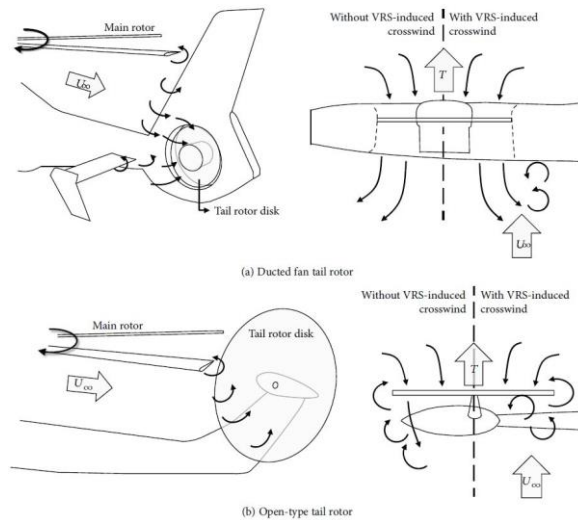
شکل ۱۰ - جهت انتشار منابع صدای تولیدی روتور اصلی [۱۶].

است و برای بالگردها، کاهش صدای موتور پیستونی روی استفاده از آگزوهای رو به بالا؛ صدا خفه کن‌ها و تشدیدکننده‌ها<sup>۲۱</sup> متمرکز شده است. صدای آگزوز بدون صدا خفه کن دارای باند پهن با بالاترین سطح در فرکانس‌های پایین است. طیف صدای آگزوز حاوی صداهای قوی است که با سرعت حرکت سیلندر مرتبط است. صدای خروجی آگزوز موتور را می‌توان با موفقیت با فناوری نسبتاً پیشرفته کنترل کرد [۲۸].



شکل ۱۲ - بالگرد Robinson R22 دارای موتور پیستونی

از نظر فرکانس، آزردهنده‌ترین صدا برای گوش انسان صدای روتور دم به دلیل فرکانس بالاتر آن می‌باشد که منطبق بر بانندی است که گوش انسان به آن حساسیت بیشتری دارد [۱۵، ۲۶].



شکل ۱۱ - شماتیک جریان در اطراف روتور دم مجردار (شکل بالا) و ساده (شکل پایین) [۲۵]

### ۳.۳ صدای تولیدی موتور بالگرد

احتراق نیمه پیش‌آمیخته آشفته و رقیق در محفظه احتراق موتورهای هوایی اخیراً مورد توجه قرار گرفته‌اند، اما اثرات ناخواسته‌ای مانند ناپایداری‌های ترموآکوستیک و تولید نویز ایجاد می‌کنند.

برای چندین دهه، نویز ناشی از احتراق به عنوان یکی از عوامل مؤثر در نویز پهن باند تولید شده توسط موتورهای هواگردها که «نویز هسته‌ای» نامیده می‌شوند، شناخته شده است.

نویز ناشی از احتراق به دو منبع اصلی نویز تقسیم می‌شود: (۱) صدای احتراق مستقیم که مربوط به تولید امواج صوتی توسط احتراق آشفته در داخل محفظه است.

(۲) نویز غیرمستقیم مربوط به تولید امواج صوتی پایین دست و بالادست که در طبقات توربین منتشر می‌شود.

در موتورهای هوایی، اندازه‌گیری ناحیه نویز هسته‌ای به دلیل شرایط سخت موجود در محفظه احتراق و طبقات توربین چالش دشواری می‌باشد [۲۷].

### ۱.۳.۳ صدای تولیدی موتور پیستونی

موتورهای پیستونی معمولاً در بالگردهای کوچک‌تر استفاده می‌شوند و می‌توانند یکی از منابع مهم سرو صدا برای آن هواگرد باشند. صدای آگزوز معمولاً بر انتشار صدای موتور پیستونی غالب

### ۲.۳.۳ صدای تولیدی موتور توربوشفت

نویز منتشر شده توسط موتورهای توربوشفت اساساً از نویز چرخشی تولید شده توسط کمپرسورهای شعاعی یا محوری و مراحل توربین و نویز پهن باند تولید شده در محفظه احتراق تشکیل شده است. فن کمپرسور موتور توربوشفت معمولاً صدای فرکانس بالایی تولید می‌کند که از ورودی موتور نشأت می‌گیرد و به سرعت در جو ضعیف می‌شود. صدای خروجی آگزوز موتور توربوشفت دارای ویژگی باند پهن است و زمانی که بالگرد از بالای سر ناظر عبور کند، زمانی که منابع نویز روتور کمتر غالب شوند، می‌تواند برجسته‌تر شود [۲۸].

### ۴.۳ صدای تولیدی گیربکس

گیربکس اصلی بالگرد به واسطه تعداد زیاد قطعات و چرخنده‌های داخل آن و سرعت زیاد چرخش این قطعات یکی از منابع اصلی صدا در بالگرد هم در بیرون و هم به طور مخصوص در کابین آن است. به منظور بهبود راحتی سرنشینان و کاهش آلودگی‌های صوتی و کاهش اثرات سو آن برای سلامتی و همچنین آثار محیطی، مکانیزم‌های صوتی و ارتعاشی گیربکس‌ها باید در مراحل توسعه درک و شبیه‌سازی شوند. تا منابع تولید نویز به درستی شناسایی شود و بتوانیم برای بهبود آن تدابیری بیاندیشیم. در این زمینه چندین محور توسعه شناسایی شده است که یکی از آن‌ها به کاهش صدای گیربکس اصلی بالگرد (MGB) اختصاص دارد [۲۹]

#### ۴ روش‌های کاهش صدای روتور اصلی

روش‌هایی ارائه شده در زیر می‌توانند برای کاهش نویز تولیدی

روتور بالگرد به کار روند:

(۱) استفاده از پره‌های با فاصله نابرابر

(۲) کاهش سرعت نوک پره

(۳) کنترل نیروی طولی

(۴) تغییر هندسه نوک پره

(۵) طراحی ایرفویل

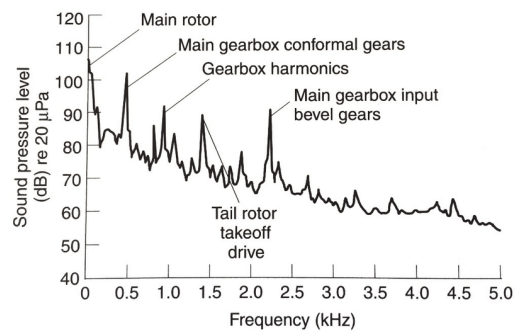
(۶) افزایش تعداد پره‌های روتور

(۷) استفاده از روتور با قطر متغیر

(۸) کنترل پره فعال

روش‌های معرفی شده هر کدام دارای مزایا و معایبی می‌باشند که در (جدول ۲) به صورت مختصر معرفی شده‌اند. ضمن اینکه در قسمت‌های بعد هر کدام از این روش‌ها به صورت کامل مورد بررسی قرار می‌گیرد.

(شکل ۱۳) طیف نویز اندازه‌گیری شده در کابین بالگرد و منابع اصلی نویز را نشان می‌دهد [۳۰].



شکل ۱۳ - اندازه‌گیری طیف نویز در کابین بالگرد [۳۰]

#### ۵.۳ صدای تولیدی بدنه بالگرد

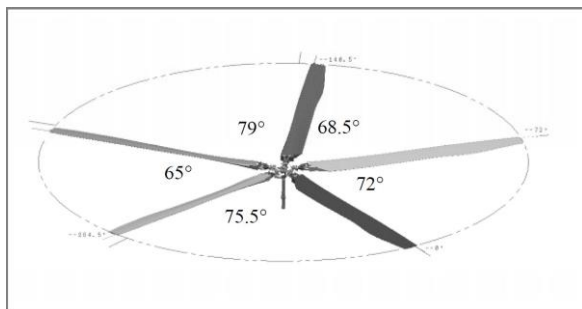
همه منابع تولید نویز به یک اندازه مهم نیستند. برخی از این منابع غالب صدا را تولید می‌کنند و دیگر منابع فقط به نویز کلی اضافه می‌کنند. هر منبعی که چندین دسی‌بل نویز کمتری تولید کند، به دلیل عدم تاثیر در نویز تولیدی کل می‌توان آن را نادیده گرفت. با توجه به مرجع [۱۷] می‌توان از نویز تولید شده توسط بدنه بالگرد صرفه‌نظر کرد.

جدول ۲ - مقایسه روش‌های کاهش نویز تولیدی روتور اصلی بالگردها [۳۵]

معیب	مزایا	فناوری
(۱) ساخت ریشه روتور پیچیده‌تر است (۲) افزایش هزینه‌ها	(۱) ثابت شده که بر روی روتورهای دم موثر است (۲) پتانسیل بالایی برای استفاده در روتورهای اصلی دارد (۳) حداقل تاثیر را بر عملکرد ارائه می‌دهد (۴) به طور بالقوه لرزش را کاهش می‌دهد (۵) کیفیت صدا را بهبود می‌بخشد (۶) وضوح صدا را کاهش می‌دهد (۷) دارای مزایای بالقوه تشخیص شنیداری	استفاده از پره‌های بافاصله نابرابر
(۱) به دلیل گشتاور بیشتر و سیستم محرکه سنگین‌تر، بر وزن و هزینه تأثیر منفی خواهد گذاشت. (۲) تأثیر بر ارتعاش برای هر طرح منحصر به فرد خواهد بود. (۳) سیستم ضد گشتاور باید به طور گسترده اصلاح شود قبل از اینکه مزایای سرعت نوک کاهش یابد.	(۱) کاهش قابل توجهی در تمام مکانیزم‌های نویز ارائه می‌دهد. (۲) در نقطه طراحی‌هایی امکان‌پذیر است که سرعت هوا و قابلیت‌های برد محموله را حفظ می‌کند.	کاهش سرعت نوک پره
کنترل پرواز غیر استاندارد	(۱) کاهش بالقوه BVI (۲) کنترل در سیستم غیر چرخشی (۳) قابل استقرار (۴) افزایش درگ بدون ایجاد مشکلات غیر ضروری و کنترلی	کنترل نیروی طولی
(۱) تاثیر شدید بر روی طراحی روتور به دلیل اضافه شدن نیروی گریز از مرکز. (۲) هزینه‌های ساخت را افزایش می‌دهد. (۳) مکانیزم فعال‌کننده برای شکل‌های فعال پیچیده است. (۴) افزایش احتمالی پروفیل درگ	(۱) کاهش نویز BVI و HSI (۲) اشکال غیرفعال پتانسیل انتشار گرداب‌های نوک را دارند، بنابراین BVI کاهش می‌یابد (۳) افزایش وزن نسبتاً کم	تغییر هندسه نوک پره

مغایب	مزایا	فناوری
(۵) تاثیر بر ارتعاش‌های ناشناخته، برای هر طرح منحصر به فرد خواهد بود.	(۴) اشکال فعال کاهش بالقوه BVI و HSI را ارائه می‌دهند. (۵) فقط در صورت نیاز فعال می‌شود.	
(۱) هزینه ساخت تا حدودی بالاتر (۲) احتمال افزایش پروفیل درگ (۳) مکانیزم فعال کننده در صورت فعال بودن پیچیده است.	(۱) کاهش نویز HSI (۲) کاهش اثرات تراکم پذیری (۳) کاهش بالقوه BVI	طراحی ایرفویل
(۱) بسیار پیچیده، پرهزینه و سخت برای اجرا. (۲) کاربردی نیست (۳) مشکلاتی در طول پرواز ایجاد می‌شود.	کاهش بالقوه BVI	استفاده از روتور با قطر متغیر
(۱) طراحی و ساخت مشکل است. (۲) به طور بالقوه بر یکپارچگی ساختاری تیغه تأثیر می‌گذارد. (۳) افزایش ارتعاش احتمالی (۴) مشکلاتی برای عمر قطعه یا در عوض اندازه قطعه و کاهش عمر بلبرینگ اعمال می‌کند.	(۱) کاهش بالقوه BVI (۲) فعال سازی در سیستم کنترل یا روی تیغه انجام می‌شود. (۳) فقط در صورت لزوم فعال می‌شود.	کنترل فعال پره

در سپتامبر ۱۹۹۸، ناسا پیشنهادهایی را برای طراحی نوآورانه‌ای برای کاهش صدای روتور اصلی بالگرد درخواست کرد. بل با پیشنهادی برای ارزیابی پتانسیل کاهش نویز با استفاده از فاصله پره‌های نابرابر برای روتورهای اصلی بالگرد پاسخ داد. ویژگی اصلی این طرح نسبت به روتور ۵ پره سنتی این است که فاصله پره‌ها به جای ثابت بودن ۷۲ درجه مانند روتور ۵ پره سنتی، با توجه به (شکل ۱۵) دارای پنج فاصله منحصر به فرد است: ۷۲ درجه، ۶۸/۵ درجه، ۷۹ درجه، ۶۵ درجه و ۷۵/۵ درجه [۳۳].

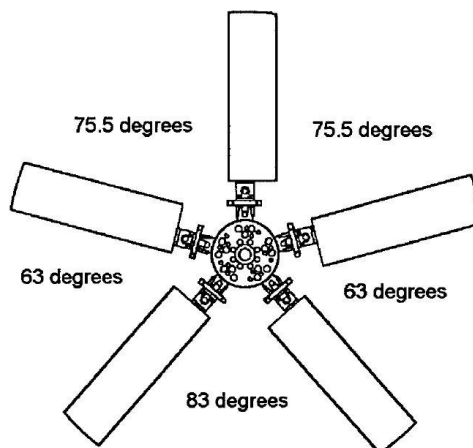


شکل ۱۵ - استفاده از پره‌های با فاصله نابرابر در روتور بالگرد بل ۴۲۷ در آزمایش ناسا [۳۳].

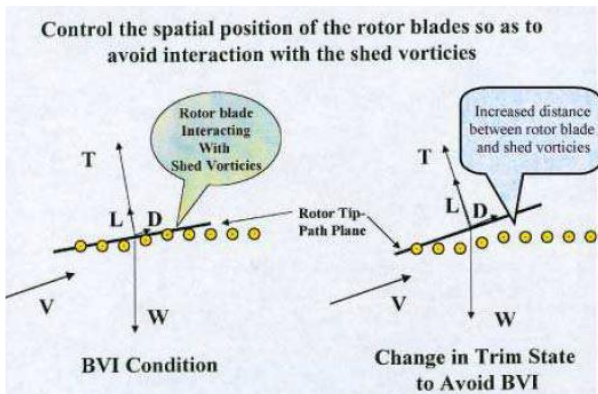
بالگرد Bell 427، که در (شکل ۱۶) نشان داده شده است، به عنوان پایه برای مقایسه انتخاب شد. نتیجه‌گیری از این مطالعه این بود که مفهوم MBS<sup>۱۲</sup> که در روتورهای اصلی به کار می‌رود سطوح نویز قابل توجهی را در بسیاری از شرایط پرواز کاهش می‌دهد. اگرچه مفهوم روتور MBS از نظر بارهای دینامیکی و معیارهای طراحی عملی امکان پذیر است، کاهش سطح نویز در هر شرایط پروازی یافت نشد. در واقع، روتور MBS در برخی شرایط سطوح نویز را افزایش می‌دهد [۳۳].

#### ۱.۴ استفاده از پره‌های با فاصله نابرابر

روتورهای بالگرد از لحاظ تاریخی دارای پره‌هایی با فاصله یکسان بودند، اما این منجر به یک فرکانس عبور پره اصلی و هارمونیک‌های آن می‌شود. در یک نمودار طیفی معمولی، چندین مضرب فرکانس اصلی گذر پره به طور یکنواخت در سراسر طیف صوتی به عنوان "قله" ظاهر می‌شود. از آنجایی که فرکانس‌های صوتی مرتبط با پره‌های دوار مستقیماً با فاصله پره‌ها مرتبط است، استفاده از پره‌های با فاصله نابرابر باعث کاهش سطح صدا می‌شود. در این حالت، انرژی صوتی کل در محدوده وسیع‌تری از فرکانس‌ها (پیک کمتر دسی‌بل) پخش می‌شود، به جای اینکه در یک فرکانس عبور پره و یک مجموعه واحد از هارمونیک‌ها متمرکز شود [۳۱]. (شکل ۱۴) پره‌های با فاصله نابرابر در روتور بالگرد را نشان می‌دهد [۳۲].



شکل ۱۴ - پره‌های با فاصله نابرابر در روتور بالگرد [۳۲]



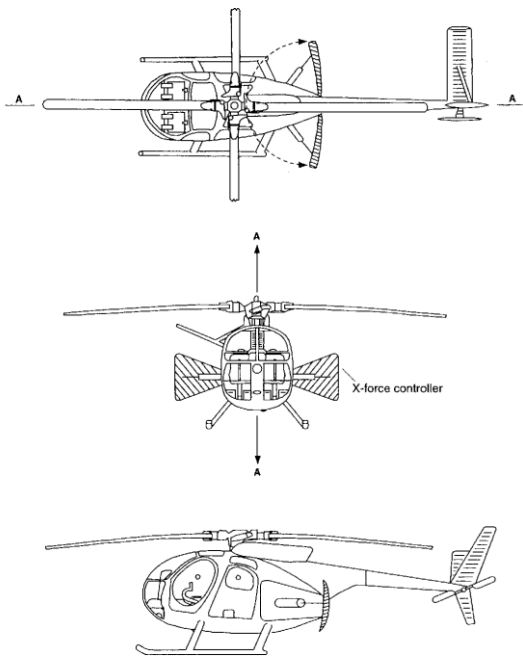
شکل ۱۷ - نمای جانبی هندسه BVI [۱۶].



شکل ۱۶ - بالگرد Bell 427

با تغییر موازنه نیرو در بالگرد، می‌توان فاصله عمودی بین پره‌ها و دنباله گردابه‌ها را کنترل نمود و در نتیجه تشعشع نویز BVI را کنترل کرد. به طور خاص، افزودن نیروهای طولی (اعم از نیروهای پیشران یا نیروهای در جهت درگ) به بالگرد تمایل دارد تا صفحه روتور را کج کند و در نتیجه فاصله عمودی بین پره‌ها و دنباله گردابه‌ها را تغییر دهد.

این روش با ریسک متوسط و بازدهی بالا همراه است و روشی بسیار موثر برای کاهش BVI می‌باشد. (شکل ۱۸) نمایی از یک کنترل کننده نیروی طولی را نشان می‌دهد [۳۴].



شکل ۱۸ - طرحی از یک کنترل کننده نیروی طولی [۳۴].

#### ۴.۴ تغییر هندسه نوک پره

تغییر هندسه نوک پره‌های روتور اصلی دو نتیجه بالقوه دارد: بهبود آیرودینامیک و کاهش نویز. بهبودهای آیرودینامیکی شامل درگ کمتر، تأخیر جریان صوتی، کاهش بارگذاری نوک پره و از دست دادن نوک پره کمتر می‌باشد. مزایای صوتی اولیه شامل کاهش

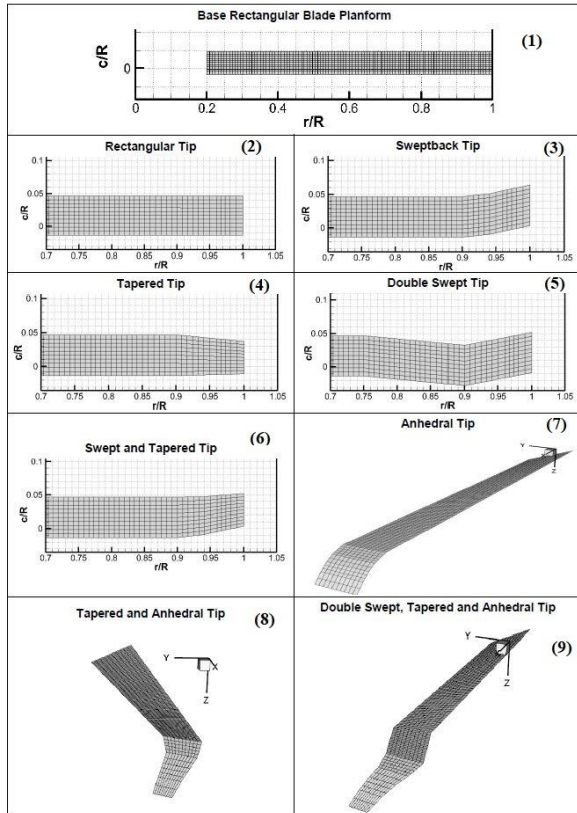
#### ۴.۲ کاهش سرعت نوک پره

کاهش سرعت نوک پره یک ابزار قدرتمند برای کاهش صدای روتور اصلی است. با این حال، تجربه نشان داده است که محدودیت‌هایی برای کاهش میزان سرعت نوک پره وجود دارد. این محدودیت‌ها توسط اصول طراحی روتور تعیین می‌شوند که باید سهم صوتی همه منابع نویز اولیه، به‌ویژه سیستم ضد گشتاور، و برای همه قسمت‌های مرتبط مانند سازه بدنه، عملکرد، دینامیک و کنترل را در نظر بگیرند.

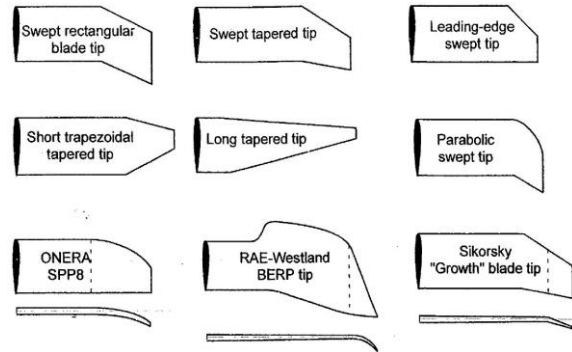
با کاهش سرعت نوک پره، استحکام روتور باید افزایش یابد تا سرعت کروز و قابلیت برد بار بالگرد حفظ شود. این به نوبه خود نیازمند تقویت یا اضافه شدن سخت افزار کنترل روتور است. کاهش حداکثر سرعت نوک پره همچنین باعث افزایش گشتاور در سیستم محرکه می‌شود که به تقویت اجزای متحرک و افزایش قابلیت ضد گشتاور نیاز دارد. تأثیرات این تغییرات طراحی، همراه با تغییرات ساختاری مرتبط و روتور دم کم‌تر، در افزایش وزن ناخالص، جریمه‌های وزن خالی و وزن سوخت منعکس می‌شود. این تأثیرات باعث می‌شود که هزینه تولید بالگرد افزایش یابد [۱۶].

#### ۴.۳ کنترل نیروی طولی

نویز BVI زمانی ایجاد می‌شود که گردابه‌های جدا شده از نوک روتورهای اصلی در داخل یا نزدیک صفحه دیسک روتور نگه داشته شوند. (شکل ۱۷) نشان می‌دهد که یک فاصله عمودی بین پره‌ها و دنباله گردابه‌ها وجود دارد. نویز BVI به شدت تحت تأثیر میانگین فاصله عمودی بین دیسک روتور و گردابه‌های جدا شده است. اثرات BVI عموماً زمانی که میانگین فاصله عمودی بین پره‌ها و دنباله گردابه‌ها به صفر نزدیک می‌شود شدیدتر احساس می‌شود. در این شرایط، گردابه‌ها تقریباً در سطح روتور باقی می‌مانند و احتمال بیشتری برای برهمکنش قوی وجود خواهد داشت [۱۶].



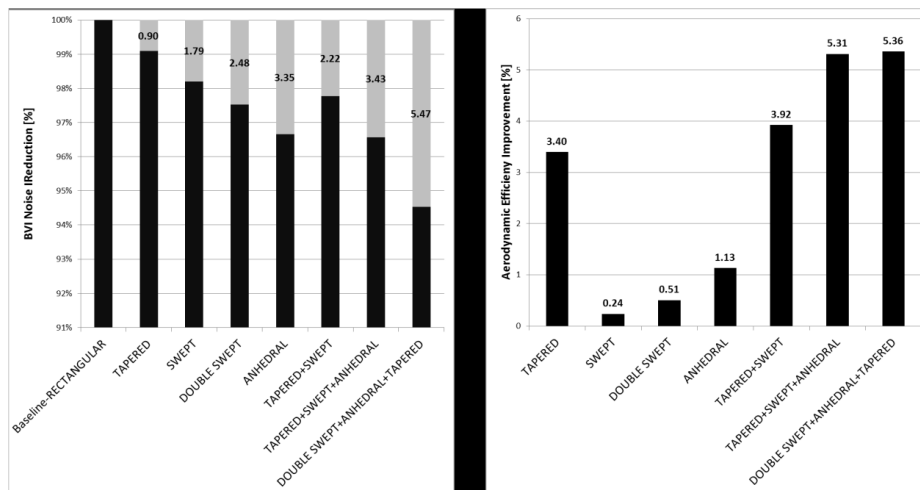
اثرات "جداسازی" در سرعت‌های بالا، در نتیجه کاهش سر و صدای HSI و انتشار گردابه نوک پره است که به نوبه خود برهمکنش بین پره‌ها و گردابه‌های عبوری، و در نتیجه نویز BVI را کاهش می‌دهد [۳۵، ۱۶]. (شکل ۱۹) برخی از طرح‌های نوک پره را نشان می‌دهد که برای روتورهای بالگرد استفاده یا پیشنهاد شده است [۳۶].



شکل ۱۹ - طرح‌های مختلف شکل نوک پره [۳۶]

در (شکل ۲۱) درصد بهبود نویز BVI با مقادیر SPL در مقیاس لگاریتمی و درصد بهبود بازده آیرودینامیکی نسبت به پیکربندی شماره ۱ که در (شکل ۲۰) آورده شده بررسی شده است. همان‌گونه که در (شکل ۲۱) مشخص است بهترین عملکرد از نظر آیرودینامیکی و کاهش نویز برای پیکربندی شماره ۹ می‌باشد [۳۷].

شکل ۲۰ - شکل‌های نوک پره [۳۷].



شکل ۲۱ - کاهش نویز BVI و بهبود بازده آیرودینامیکی برای هر پیکربندی شکل نوک پره [۳۷].

#### ۴.۶ افزایش تعداد پره‌های روتور

انتخاب تعداد پره‌ها برای یک روتور (برای مساحت پره یا استحکام) معمولاً بر اساس معیارهای دینامیکی و نه آیرودینامیکی است. به‌طور کلی، هر چه تعداد پره‌ها بیشتر باشد، سطح ارتعاش روتور کمتر می‌شود. با این حال، پره‌های کمتر معمولاً وزن پره و ریشه پره را کاهش می‌دهند، درگ ریشه را به حداقل می‌رسانند و ممکن است قابلیت اطمینان و نگهداری

#### ۴.۵ طراحی ایرفویل

طراحی ایرفویل پره‌های روتور یک طراحی اولیه برای بهبود عملکرد و راندمان عملیاتی است. در بیشتر موارد، چنین طراحی منجر به اثرات آکوستیک مفیدی می‌شود. ایرفویل‌های نازک در نوک پره‌ها شروع شوک را به تاخیر می‌اندازد که نویز ضربه‌ای با سرعت بالا (HSI) را کاهش می‌دهد. این روش کاهش بالقوه BVI را به همراه دارد و یک روش کم‌ریسک با بازده متوسط است [۳۵].

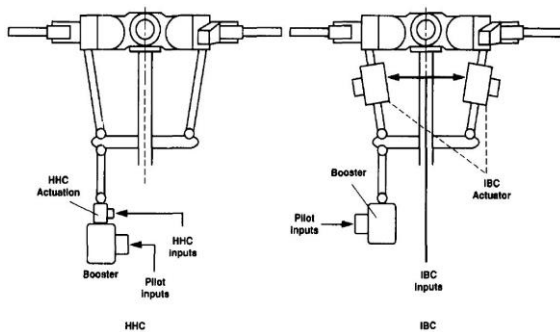
کاهش نویز با مشکلاتی در کنترل پرواز و غیره همراه است. این یک روش با ریسک بالا با بازده کم است [۱۶]. ناسا و سیکورسکی آزمایش تونل باد را بر روی روتور با قطر متغیر یک تیلت روتور انجام دادند. اگرچه آزمایش تونل باد انجام شد، اما روتور با قطر متغیر هرگز تولید نشد. مزایای مفهومی<sup>۴</sup> VDTR شامل راندمان شنواری بهتر (با پره‌های کشیده شده مانند بالگرد) و راندمان پیش‌رانه بهتر در پرواز رو به جلو (با پره‌ها مانند ملخ جمع شونده) است [۴۱].

#### ۸.۴ کنترل پره فعال

روش‌های معمول کنترل پره فعال عبارتند از: کنترل هارمونیک بالاتر<sup>۵</sup> (HHC) و کنترل تکی پره<sup>۶</sup> (IBC). روش‌های کنترل ریشه پره می‌توانند بارهای هوایی پره، مسیر حرکت، ساختار و انحرافات فلپ و پیچش پره را در امتداد زوایای آزیموت از طریق ورودی‌های گام پره در فرکانس و فاز اصلاح کنند. این امر فاصله عبور پره‌گردابه را در طول برهمکنش کنترل کرده و در نهایت تشعشع نویز را کنترل می‌کند. با این حال، معایبی در این روش‌ها وجود دارد، مانند محدودیت‌های کنترل پره، مصرف برق و پیچیدگی هاب پره. به منظور غلبه بر معایب روش‌های کنترل ریشه پره‌ها (HHC و IBC)، سازه‌ها و عملگرهای هوشمندی برای فناوری‌های روتور هوشمند مانند فلپ‌های لبه‌های انتهایی فعال یا چرخش پره فعال در حال توسعه هستند و فناوری سازه‌های هوشمند پتانسیل بسیار بالایی دارند که قابلیت‌های روتور را به طور قابل توجهی ارتقا می‌دهند.

بنابراین، نویز و ارتعاش روتور را می‌توان با اثر ترکیبی بارهای پره و عیوب پره با ورودی‌های کنترل مناسب کاهش داد. این یک روش با ریسک بالا و بازده متوسط است [۴۲].

(شکل ۲۳) سیستم کنترل هارمونیک بالاتر (HHC) که با اجرای فعال سازه‌ها در زیر صفحه ضربه‌گیر مشخص می‌شود، و سیستم کنترل تکی پره (IBC) که در آن هر پره به صورت جداگانه توسط فعال سازه‌های پیوند گام پره در سیستم دوار کنترل می‌شود را نشان می‌دهد [۴۳].



شکل ۲۳ - روش کنترل فعال ریشه پره (HHC/IBC) [۴۳]

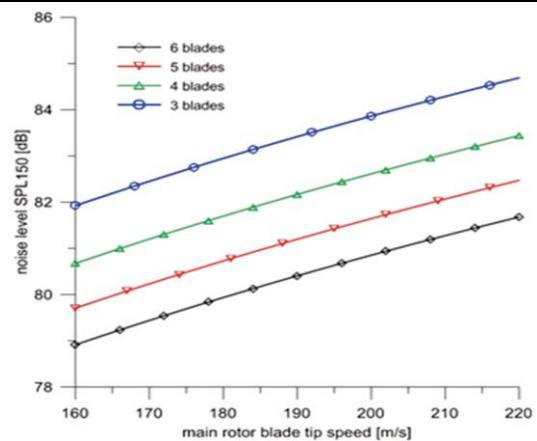
بهتری داشته باشند. بالگردهای سبک‌وزن معمولاً دو پره دارند، در حالی که بالگردهای سنگین معمولاً دارای چهار، پنج یا حتی هفت پره هستند در حال حاضر بالگرد MI-26 با ۸ پره در بین بالگردهای عملیاتی جهان بیشترین تعداد پره را دارد [۶].

روتور دم معمولی از نظر مکانیکی یک روتور اصلی کوچک است. اصطلاح کوچک بودن نسبی است؛ زیرا برای مثال، روتور دم MI-26 تقریباً به اندازه روتور اصلی بالگرد MD-500 است و نیروی رانش مشابهی ایجاد می‌کند [۳۸] نمونه‌ای از بالگردهای با تعداد پره‌های بالا در (جدول ۳) نشان داده شده‌اند.

افزایش تعداد پره‌ها باعث کاهش سرعت نوک پره‌ها و در نتیجه کاهش کارایی می‌انجامد. همانطور که (شکل ۲۲) نشان می‌دهد سرعت پایین‌تر نوک پره نویز تولیدی را نیز کاهش می‌دهد. بالانس کردن روتورهای با تعداد پره‌های بالا سخت خواهد بود و نیازمند تلاش بیشتری است، اما نتیجه می‌تواند به شکل تأثیرگذاری در کاهش مقدار لرزش‌ها و نویز تولیدی خود را نشان دهد [۳۹].

جدول ۳ - نمونه‌ای از بالگردهای با تعداد پره‌های بالا

تعداد پره‌های روتور اصلی	نوع بالگرد
۳	Eurocopter EC120 Colibri
۴	Bell AH-1Z Viper
۵	Airbus h145 Retrofit
۶	Sikorsky S-64
۷	Sikorsky CH-53
۸	Mil Mi-26 Halo



شکل ۲۲ - تغییرات سطح نویز روتور در حالت شنواری نسبت به تعداد پره‌های روتور و سرعت نوک پره [۴۰].

#### ۷.۴ استفاده از روتور با قطر متغیر

روش روتور با قطر متغیر پتانسیل کاهش نویز BVI را دارد اما بسیار پیچیده است. پیاده‌سازی روتور با قطر متغیر بسیار مشکل است و

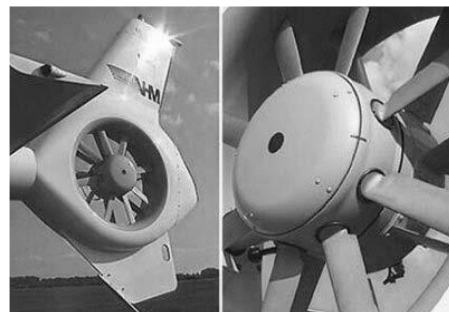
## ۵ روش‌های کاهش صدای روتور دم

کنترل نویز در روتور دم از قوانین کاملاً مشابهی در روتور اصلی پیروی می‌کند که به دلیل وظیفه خاص تولید ضد گشتاور، برخی امکانات اضافی نیز دارد:

اکثر روش‌های کاهش صدای روتور اصلی را می‌توان برای روتور دم نیز استفاده کرد (مانند استفاده از پره‌های با فاصله نابرابر یا استفاده از تعداد پره‌های بالا و غیره) اما بعضی از روش‌های کاهش نویز تنها مختص به استفاده در روتور دم می‌باشد که به صورت زیر می‌باشد [۲۸].

- استفاده از روتور دم مجرادر
- استفاده از سیستم نوتار

یک معماری جایگزین برای روتور دم معمولی ضد گشتاور، پیکربندی فن مجرای است (اغلب به نام Fenestron یا FANTAIL، شناخته می‌شود) که در (شکل ۲۱) مشاهده می‌شود. این طراحی نه تنها محافظت بیشتری برای روتور دم (و افراد روی زمین) فراهم می‌کند، بلکه کارایی آیرودینامیکی را نیز بهبود می‌بخشد و نویز و لرزش خارجی را به میزان قابل توجهی کاهش می‌دهد [۵]. در سیستم Fenestron علاوه بر این، هم مجرا و هم روتور در این روش می‌توانند نیروی رانش تولید کنند. رانشی که توسط مجرا ایجاد می‌شود به دلیل فشار منفی روی ورودی کانال است که حداکثر ۵۰ درصد به کل کمک می‌کند. علاوه بر این، نویز روتور دم مجرادر کمتر از روتور معمولی نوع باز است [۴۴، ۴۵]. معایب این پیکربندی در مقایسه با روتور دم معمولی وزن بیشتر و مصرف انرژی بیشتر آن است [۵].



شکل ۲۴ - بالگرد Fenestron و FANTAIL [۵]

آکوستیک همانطور که معمولاً در طرح‌های بال ثابت استفاده می‌شود به دلیل طول مجرای کوتاه در طراحی کمپرسور شعاعی اکثر موتورهای بالگرد از نظر فیزیکی محدود است. بنابراین پیشرفت در کاهش صدای موتور به شدت به اقدامات معرفی شده توسط سازندگان موتور بستگی دارد.

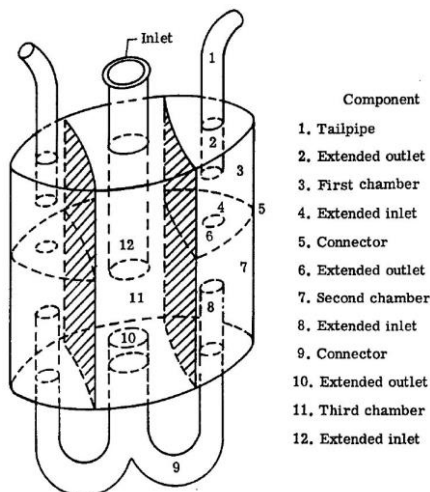
بیشتر پتانسیل در کاهش صدای موتور به طراحی هسته موتور یا طراحی آگزوز موتور مربوط می‌شود. در سطح هواگردها، تغییرات در نصب موتور عمدتاً بر وزن، راندمان آیرودینامیکی، تلفات نصب و احتمالاً رفتار یخ‌زدگی و الزامات حفاظت از یخ تأثیر می‌گذارد [۲۸].

## ۷ روش‌های کاهش صدای موتور پیستونی

صدای موتور پیستونی معمولاً تحت تأثیر صدای آگزوز است و بیشتر تلاش‌های کاهش صدای موتور پیستونی بر روش‌هایی برای به حداقل رساندن تأثیر صدای آگزوز به ناظر زمین متمرکز شده‌اند. فناوری‌های کاهش نویز موتور پیستونی به صورت زیر دسته‌بندی می‌شوند.

- آگزوز برعکس
- صدا خفه‌کن
- تشدیدکننده

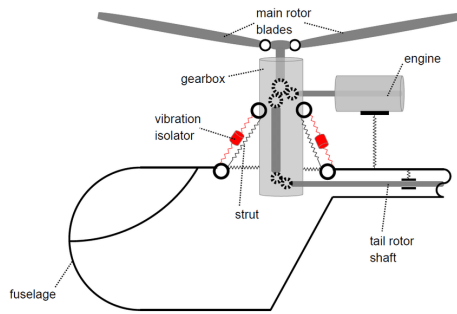
هنگامی که مجرای آگزوز به سمت بالا هدایت می‌شود، می‌توان کمی صدا را کاهش داد. سرعت گاز خروجی پایین است و می‌توان آن را به عنوان منبع نویز نادیده گرفت. با این حال، صدای محفظه احتراق که توسط گاز به پایین دست منتقل می‌شود، منبع قوی صدای خارجی است. صدای خروجی آگزوز موتور را می‌توان با پوشاندن مجاری آگزوز با مواد جاذب صدا کاهش داد. مواد جاذب سنگین هستند اما ویژگی‌های جذب خوبی در طیف وسیعی از فرکانس صدا دارند. صدا خفه‌کن‌های تشدیدکننده فقط برای حذف فرکانس‌های پایین خاص که معمولاً توسط صدا خفه‌کن جذبی حذف نمی‌شوند استفاده می‌شود [۲۹]. (شکل ۲۵) شماتیک یک صدا خفه‌کن را نشان می‌دهد [۳۹].



شکل ۲۵ - شماتیک یک صدا خفه‌کن [۳۹]

## ۶ روش‌های کاهش صدای موتور توربوشفت

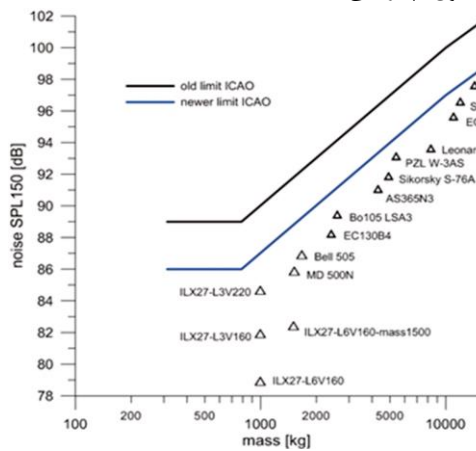
ابزارهای کاهش نویز برای موتورهای توربوشفت در اصل کاملاً شبیه به موتورهای توربوفن هستند. با این حال، استفاده از لاینرهای



شکل ۲۶ - عایق‌های ارتعاش جرمی فنر روی پایه‌های گیربکس [۴۶]

## ۹ استفاده از روش‌های ترکیبی

روش‌های کاهش نویز هر کدام با توجه به مزایا و معایبی که دارند ممکن است نتوانند صدای تولیدی بالگرد را به میزان قابل توجهی کاهش دهند؛ لذا طراحان عموماً از چند روش کاهش نویز به صورت همزمان استفاده می‌کنند تا بتوانند قوانین بین‌المللی استاندارد صدای بالگرد را تأمین کنند. همان‌طور که در (شکل ۲۷) مشخص است سطح نویز تولیدی چند نوع بالگرد با یکدیگر مقایسه شده‌اند همچنین محدوده استاندارد قوانین ICAO<sup>۱۸</sup> نیز برای این نوع بالگردها نشان داده شده است [۴۵]. سطح صدای تولیدی و روش‌های استفاده شده برای کاهش نویز برای چند نوع بالگرد در (جدول ۴) بررسی شده است [۲۹].



شکل ۲۷ - مقایسه تراز فشار صوت چند نوع بالگرد [۴۰]

جدول ۴ - بررسی سطح صدای تولیدی و روش‌های کاهش نویز استفاده شده در چند نوع بالگرد [۲۸]

نوع بالگرد	سطح صدای تولیدی (dB)	فناوری کاهش صدا
Airbus H145 (EC145T2)	۸۶/۵	<ol style="list-style-type: none"> <li>(۱) استفاده از چهار پره برای روتور اصلی</li> <li>(۲) شکل پره دو مخروطه برای روتور اصلی</li> <li>(۳) استفاده از ایرفویل نازک در نوک پره</li> <li>(۴) کاهش سرعت نوک پره روتور اصلی</li> <li>(۵) استفاده از روتور دم Fenestron با ده پره</li> <li>(۶) استفاده از حفاظ صوتی در فن مجرادار روتور دم</li> <li>(۷) کاهش سرعت نوک پره روتور دم</li> <li>(۸) پره‌های با فاصله نابرابر برای روتور دم</li> </ol>

## ۸ روش‌های کاهش صدای گیربکس

شبیه‌سازی نویز و لرزش گیربکس یک مشکل پیچیده است که می‌توان آن را به سه بخش کلی محاسباتی تقسیم کرد: اولین مرحله بررسی منابع مکانیکی انتقال قدرت در حالت استاتیکی می‌باشد که شامل خطای انتقال استاتیکی و لقی دنده‌های چرخ‌دنده‌های در ارتباط با یکدیگر تحت بار شبه استاتیک می‌باشد. این پارامترها برای سال‌های متمادی به عنوان منابع تحریک مکانیکی اصلی مورد بررسی قرار می‌گرفتند که عمدتاً به هندسه چرخ‌دنده‌ها، بار عملیاتی و عیوب ساخت بستگی دارند. مرحله دوم شامل محاسبه نیروهای وارد شده به بیرینگ‌ها و قطعات می‌باشد که با توجه به اینکه دیگر شرایط استاتیک نیست و در شرایط واقعی قطعات صلب نیستند و نسبت به نیروهای وارده واکنش نشان می‌دهند و قطعات درگیر با یکدیگر دچار تغییر حالت می‌شوند میزان صدای تولیدی آن‌ها نیز لازم به بررسی می‌باشند که برای این مرحله لازم است تمام قطعات به دقت مدل‌سازی شوند. قدم سوم محاسبه رفتار ارتعاشی کلی سیستم می‌باشد که در این مرحله از جزئیات فراتر رفته و کل گیربکس اصلی را به صورت یک سیستم یک پارچه و کلی، مورد بررسی و تحلیل قرار می‌دهیم. مرحله چهارم کاربرد بالگرد: مطالعه مسیرهای انتقال نویز و ارتعاشات از گیربکس اصلی به داخل کابین. از آن‌جا که تعداد زیادی قطعه داخل گیربکس در حال چرخش هستند به دنبال آن کل مجموعه گیربکس به صورت یک قطعه واحد هم لرزش‌های سختی را تجربه می‌کند که اگر به طور مستقیم به بدنه وصل شود در اثر لرزش قطعات فلزی در کنار یکدیگر، جدای از اثرات مضر سازه‌ای که مورد بحث ما در این‌جا نمی‌باشد سر و صدای بسیار زیادی را ایجاد می‌کند. برای جلوگیری از این مسئله همانند (شکل ۲۶) از قطعاتی تحت عنوان پایه<sup>۱۹</sup> استفاده می‌شود.

این قطعات که مانند یک رابط بین گیربکس و بدنه بالگرد می‌باشند نقش یک دمپر را برای لرزش‌های حاصله از گیربکس ایجاد می‌کنند و گیربکس را به طور غیرمستقیم به بدنه مرتبط می‌سازند [۲۹، ۴۶]

فناوری کاهش صدا	سطح صدای تولیدی (dB)	نوع بالگرد
فناوری سرعت روتور متغیر بسته به سرعت و چگالی هوا (۹)		
(۱) استفاده از سه پره برای روتور اصلی (۲) کاهش متوسط سرعت نوک پره روتور اصلی (۳) استفاده از روتور دم Fenestron با ده پره (۴) پره‌های با فاصله نابرابر برای روتور دم (۵) کاهش سرعت نوک پره روتور دم (۶) فناوری سرعت روتور متغیر بسته به سرعت و چگالی هوا	۸۱/۱	Airbus H130 (EC130T2)
(۱) استفاده از پنج پره برای روتور اصلی (۲) استفاده از شکل نوک پره سهموی (۳) کاهش سرعت نوک پره روتور اصلی (۴) استفاده از دم NOTAR (۵) استفاده از فن با ۱۳ پره در داخل بوم دم (۶) کاهش سرعت نوک پره روتور دم	۸۵/۴	MD 900
(۱) استفاده از پنج پره برای روتور اصلی (۲) شکل پره مخروطی برای روتور اصلی (۳) استفاده از ایرفویل نازک در نوک پره (۴) کاهش متوسط سرعت نوک پره روتور اصلی (۵) استفاده از روتور دم با چهار پره (۶) پره‌های با فاصله نابرابر برای روتور دم (۷) کاهش سرعت نوک پره روتور دم	۸۸/۲	Bell 429
(۱) استفاده از چهار پره برای روتور اصلی (۲) استفاده از پره‌های تماماً کامپوزیت (۳) شکل نوک پره انحنادار (۴) کاهش متوسط سرعت نوک پره روتور اصلی (۵) استفاده از روتور دم با چهار پره (۶) استفاده از پره‌های روتور دم بی‌صدای شرکت سیکورسکی (۷) کاهش سرعت متوسط نوک پره روتور دم (۸) شکل نوک پره روتور دم مخروطی	۹۰	Sikorsky S-76D
(۱) استفاده از پنج پره برای روتور اصلی (۲) استفاده از شکل نوک پره سهموی (۳) استفاده از ایرفویل نازک در نوک پره (۴) کاهش سرعت نوک پره روتور اصلی (۵) استفاده از روتور دم با سه پره (۶) کاهش سرعت متوسط نوک پره روتور دم (۷) فناوری سرعت روتور متغیر	۸۹/۸	Airbus H175 (EC175B)

## ۱۰ نتیجه‌گیری

نیاز به منبع انرژی اضافی را دارا می‌باشند. استفاده از چند روش هم‌زمان می‌تواند یکی از بهترین روش‌ها برای کاهش نویز باشد. روش‌های گفته شده اگرچه مقدار کمی به‌تنهایی از نویز تولیدی را کاهش می‌دهند؛ اما با ترکیب آن‌ها با هم می‌توان به هدف‌گذاری انجام شده برای کاهش نویز رسید.

بالگردها کاربردهای بسیاری دارند که نیازمند استفاده از آن‌ها در محل‌های شهری است که می‌تواند منجر به نارضایتی گردد. برای جلوگیری از این موارد می‌توان از استراتژی‌هایی برای کاهش نویز استفاده کرد. روش‌های مختلفی برای کاهش صدای بالگرد وجود دارد که مزایایی همچون سادگی، اطمینان بالا، هزینه پایین و عدم

## ۱۱ مراجع

- International Journal of Environmental Research and Public Health*, vol. 18, no. 18, p. 9716, 2021.  
<https://doi.org/10.3390/ijerph18189716>
- [16] B. Edwards, C. Cox, and E. R. Booth Jr, "Revolutionary concepts for helicopter noise reduction: silent program," 2002.
- [17] O. Zaporozhets, V. Tokarev, and K. Attenborough, *Aircraft Noise: Assessment, prediction and control*. CRC Press, 2011.
- [18] M. Lawson and J. Ollerhead, "A theoretical study of helicopter rotor noise," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 9, no. 2, pp. 197-222, 1969.  
[https://doi.org/10.1016/0022-460X\(69\)90028-5](https://doi.org/10.1016/0022-460X(69)90028-5)
- [19] O. L. SantaMaria, F. Farassat, and P. J. Morris, "Two-dimensional Fourier transform analysis of helicopter flyover noise," in *American Helicopter Society 55th Annual Forum*, 1999.  
[https://doi.org/10.1016/0022-460X\(69\)90028-5](https://doi.org/10.1016/0022-460X(69)90028-5)
- [20] S. Widnall, "Helicopter Noise due to Blade-Vortex Interaction," *The Journal of the Acoustical Society of America*, vol. 50, no. 1B, pp. 354-365, 1971.  
<https://doi.org/10.1121/1.1912640>
- [21] U. T. Sou, "Investigation into the effects of blade tip twist on noise reduction for a NACA 0012 rotor blade," *McNair Research Journal SJSU*, vol. 15, no. 1, p. 11, 2019.  
<https://doi.org/10.31979/mrj.2019.1511>
- [22] G. Gopalan and F. H. Schmitz, "Helicopter thickness noise reduction possibilities through active on-blade acoustic control," *Journal of aircraft*, vol. 47, no. 1, pp. 41-52, 2010.  
<https://doi.org/10.2514/1.35695>
- [23] H. H. Hubbard, "Aeroacoustics of flight vehicles: Theory and practice. volume 1. noise sources," *NASA reference publication*, vol. 1258, 1991.
- [24] B. D. Roth and N. P. S. M. CA, "Acoustic source and data acquisition system for a helicopter rotor blade-vortex Interaction (BVI) noise reduction experiment," Naval Postgraduate School, 1996.
- [25] N. Roh, S. Oh, and D. Park, "Aerodynamic characteristics of helicopter with ducted fan tail rotor in hover under low-speed crosswind," *International journal of aerospace engineering*, vol. 2020, pp. 1-14, 2020.  
<https://doi.org/10.1155/2020/7059209>
- [26] B. Magliozzi, F. Metzger, W. Bausch, and R. King, "A comprehensive review of helicopter noise literature," *Federal Aviation Administration Rept. FAA-RD-75-79*, 1975.
- [27] T. Livebardon, S. Moreau, L. Gicquel, T. Poinso, and E. Bouty, "Combining LES of combustion chamber and an actuator disk theory to predict combustion noise in a helicopter engine," *Combustion and Flame*, vol. 165, pp. 272-287, 2016.  
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2015.12.012>
- [28] T. AgustaWestland and M. Swisshelicopter, "Helicopter Noise Reduction Technology," 2015.
- [1] R. V. Petrescu *et al.*, "About helicopters," *Journal of Aircraft and Spacecraft Technology*, vol. 1, no. 3, pp. 204-223, 2017.  
<https://doi.org/10.3844/jastsp.2017.204.223>
- [2] B. Glaz, *Active/passive optimization of helicopter rotor blades for improved vibration, noise, and performance characteristics*. University of Michigan, 2008.
- [3] K. S. Brentner and F. Farassat, "Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors," *Progress in aerospace sciences*, vol. 39, no. 2-3, pp. 83-120, 2003.  
[https://doi.org/10.1016/S0376-0421\(02\)00068-4](https://doi.org/10.1016/S0376-0421(02)00068-4)
- [4] J. Fay, *The helicopter: history, piloting and how it flies*. Hippocrene Books, 1987.
- [5] M. D. Hua, "Contributions to the automatic control of aerial vehicles," Université Nice Sophia Antipolis, 2009.
- [6] G. J. Leishman, *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*. Cambridge university press, 2006.
- [7] Z. Gao, J. Li, X. Shao, and L. Zeng, "Numerical Simulation and Aerodynamic Investigation of the Intermeshing Rotor in Hover," in *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, vol. 2252, no. 1, p. 012056: IOP Publishing.
- [8] F.-S. Wei, E. Moore, and A. Gates, "An intermeshing rotor helicopter design and test," in *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2015, p. 0564.  
<https://doi.org/10.2514/6.2015-0564>
- [9] M. Ursache, "DESIGN OF AN UNCONVENTIONAL HELICOPTER WITH NOTAR SYSTEM AND CANARD TAIL," 2020.
- [10] I. CÎRCIU and M. BOȘCOIANU, "An analysis of the efficiency of Coanda-NOTAR anti-torque systems for small helicopters," *Incas Bulletin*, vol. 2, no. 4, pp. 81-88, 2010.  
<https://doi.org/10.13111/2066-8201.2010.2.4.12>
- [11] M. E. Dreier, *Introduction to helicopter and tiltrotor flight simulation*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [12] M. Odilyn L. Santa, "Two-Dimensional Fourier Transform Applied to Helicopter Flyover Noise," ed: NASA Langley Technical Report Server, 1999.
- [13] H. H. Hubbard, *Aeroacoustics of flight vehicles: theory and practice*. National Aeronautics and Space Administration, Office of Management ..., 1991.
- [14] G. Nelson, R. Rajamani, and A. Erdman, "Noise control challenges for auscultation on medical evacuation helicopters," *Applied Acoustics*, vol. 80, pp. 68-78, 2014.  
<https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2014.01.006>
- [15] M. Deaconu, G. Cican, A.-C. Toma, and L. I. Drăgășanu, "Helicopter Inside Cabin Acoustic Evaluation: A Case Study—IAR PUMA 330,"

- [37] A. Yücekayalı and Y. Ortakaya, "A Parametric Study on Main Rotor Tip Shape to Reduce Blade-Vortex Interaction Noise," 2015.
- [38] J. Watkinson, *Art of the Helicopter*. Elsevier, 2003.
- [39] F. B. Metzger, "An assessment of propeller aircraft noise reduction technology," 1995.
- [40] J. Stanisławski, "Performance of quiet helicopter," *Transactions on Aerospace Research*, pp. 1-17, 2020. <https://doi.org/10.2478/tar-2020-0001>
- [41] V. G. Krishnan, "Aerodynamic and Performance Analysis of a Morphing Helicopter Rotor System," 2017.
- [42] S. Nethi and V. Kumar, "Subjective Assessment of Aerodynamic Noise from Helicopter Rotors."
- [43] R. Kube and K.-J. Schultz, "Vibration and BVI Noise Reduction by Active Rotor Control: HHC Compared to IBC," in *Proceedings of the 22nd European Rotorcraft Forum, Brighton, UK, September 17-19, 1996.*, 1996.
- [44] C. Keys, "LH Wind Tunnel Testing: Key to Advanced Aerodynamic Design," in *Proc. 47th American Helicopter Society Annual Forum, 1991*, 1991. <https://doi.org/10.2322/tjsass.47.23>
- [45] R. Desjardins, W. Noehren, and A. Bertolazzi, "Design and flight test evaluation of the Fantail™ antitorque system," in *The 47th annual forum of American Helicopter Society, Phoenix, 1991*, pp. 857-867.
- [46] A. Tamer, V. Muscarello, G. Quaranta, and P. Masarati, "Cabin layout optimization for vibration hazard reduction in helicopter emergency medical service," *Aerospace*, vol. 7, no. 5, p. 59, 2020. <https://doi.org/10.3390/aerospace7050059>
- [29] G. Roulois, F. Marrot, J. Caillet, A. Loredó, and T. Dupont, "Study and simulation of helicopter gearboxes noise," in *36th European Rotorcraft Forum (ERF2010)*, 2010.
- [30] T. Lahtinen, "Radio speech communication and workload in military aviation: a human factors perspective," 2016. <https://urn.fi/URN:ISBN:9789526214283>
- [31] B. M. Sullivan, B. D. Edwards, K. S. Brentner, and E. R. Booth, "A subjective test of modulated blade spacing for helicopter main rotors," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 50, no. 1, pp. 26-32, 2005. <https://doi.org/10.4050/1.3092840>
- [32] B. Edwards, J. Andrews, and C. Rahnke, "Ducted tail rotor designs for rotorcraft and their low noise features," in *Proceedings of the FVP Symposium on "Advances in Rotorcraft Technology", Ottawa, Canada, AGARD-CP-592*, 1996.
- [33] B. Edwards and E. R. Booth Jr, "Psychoacoustic testing of modulated blade spacing for main rotors," 2002.
- [34] F. H. Schmiz, "Reduction of Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise through X-Force Control," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 43, no. 1, pp. 14-24, 1998. <https://doi.org/10.4050/JAHS.43.14>
- [35] A. Brocklehurst and G. N. Barakos, "A review of helicopter rotor blade tip shapes," *Progress in aerospace sciences*, vol. 56, pp. 35-74, 2013. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2012.06.003>
- [36] C.-J. Kim, S.-H. Park, S.-H. Kim, G.-H. Jeong, and S.-B. Kim, "Aerodynamic Optimization of Helicopter Blade Planform (I): Design Optimization Techniques," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 38, no. 11, pp. 1049-1059, 2010. <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2010.38.11.1049>