

بهینه‌سازی فن‌های مجرای در پهاپاها با استفاده از کنترل فعال جریان

محسن جهانمیری، دانشیار دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی شیراز
jahanmiri@sutech.ac.ir

امیرحسین نیک‌سرشت، استادیار دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی شیراز
nikser@sutech.ac.ir

مهدی نادرزاده، دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه صنعتی شیراز
mehdi.naderzadeh89@gmail.com

چکیده

امروزه پهاپاها فن مجرای، با توانایی فرود و برخاست عمودی و بدون نیاز به باند، به‌طور گسترده مورد استفاده قرار می‌گیرند. افزایش نیروی پیشرانس به‌علت وجود مجرا، سبب پیچیده‌تر شدن آئروپنامیک این وسائل در مقایسه با روتورهای بدون مجرا شده است. اما هنوز مسائل حل‌نشده‌ای نیز در رابطه با این سیستم وجود دارد. نشی جریان نوک روتور و جدایش جریان درون و خارج از مجرا منابع مهمی از اتلاف آئروپنامیکی فن‌های مجرای‌اند و اثری معکوس بر کارایی آئروپنامیکی این وسیله دارند. توانایی اداره‌کردن جریان به‌منظور بهبود کارایی یا عملکرد از اهمیت بالایی برخوردار است. از جمله زمینه‌های تحقیقاتی پیشرو در عرصه مکانیک سیالات، کنترل فعال جریان است. مزایای کنترل جریان شامل بهبود کارایی و مانورپذیری، بهره اقتصادی، افزایش برد و محموله است. در این مقاله روش‌های نوین تغییر آئروپنامیک فن مجرای با استفاده از کنترل فعال جریان مطرح شده است.

واژگان کلیدی: فن مجرای، پهاپا، کنترل فعال جریان، روش‌های بهینه‌سازی

مقدمه

ریزپهاپا^۳ در سال‌های اخیر گسترش یافته و مزایای منحصر به‌فردی از ساختار آن شناخته شده است؛ مزایایی که برای مأموریت‌های خاص مناسب‌اند. پهاپاها دارای فن مجرای می‌توانند به‌صورت عمودی برخیزند، همچنین قادر به پرواز ایستایی^۴ و پرواز روبه جلو هستند. کاربرد مجرا

قراردادن ملخ در مجرا، نخستین‌بار در اوائل قرن بیستم میلادی پیشنهاد شد و همان سال‌ها به‌طور گسترده‌ای در صنایع هوافضا و دریایی مورد استفاده قرار گرفت [۱]. علاقه به فن‌های مجرای^۱ برای استفاده در پهاپا^۲ و



سبب بالارفتن ۲۵ تا ۳۰ درصدی مقدار پیشرانش نسبت به حالت روتور بدون پوشش با همان قطر می‌شود. مجرا در اصل اتلاف پیشرانش را - که به‌خاطر نشتی جریان نوک است - کم می‌کند [۱]. به‌طور کلی توزیع فشاری که به‌وسیلهٔ جریان و القای فن به‌وجود می‌آید، سبب توزیع نیروها و گشتاورهای روی فن مجرای می‌شود. به‌خصوص در جریان‌های سرعت‌بالا سبب ایجاد ناحیهٔ فشاربالا در لبهٔ حملهٔ مجرا می‌شود. این پدیده روی مجموع نیروها در جهت پیشرانش حین پرواز ایستایی اثر می‌گذارد و در حین پرواز روبه جلو نیروی برا و گشتاور پیچشی ایجاد می‌کند [۲]. مجرای فن‌ها در پهپادها سه وظیفهٔ اصلی دارد، که عبارت‌اند از [۱ - ۴]:

۱. ایمنی خدمهٔ زمینی در تماس با آنها، به‌خصوص در سرعت‌های بالا. همچنین در صورت آسیب‌دیدن ملخ دیگر قطعات سازهٔ هواپیما از آسیب در امان می‌مانند.
 ۲. وجود فن درون محفظهٔ سبب کاهش صدای سیستم پیشرانش می‌شود؛ لذا برای اهداف نظامی مناسب است.
 ۳. افزایش نیروی پیشرانش سبب انجام تحقیقات گسترده‌ای برای به‌دست آوردن رابطهٔ بین هندسهٔ مجرا و نیروی پیشرانش شده است.
- از جمله معایب فن‌های مجرای در پهپادها عبارت است از:
۱. در حالت کروز (تراست پایین) کارایی کمتری نسبت به ملخ تنها دارد.
 ۲. نیازمند فضای بسیار کم میان نوک ملخ و مجراست که با کم‌کردن فضا امکان‌پذیر است.
 ۳. نیازمند چرخش بالا و لرزش کم است، که البته رسیدن به این مهم دشوار است.
 ۴. طراحی مجرا پیچیده است. در صورتی که از کامپوزیت‌های پیشرفته استفاده نشود، وزن زیاد خواهد شد.
- در شرایط خاص، جریان روی لبهٔ مجرا می‌تواند جدا و سبب تغییر ناگهانی در نیروی پیشرانش، نیروی برا و گشتاور

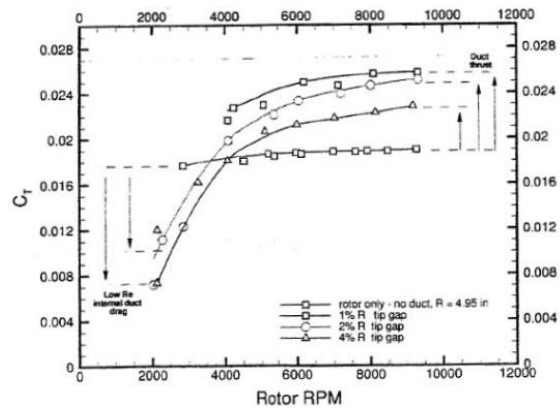
پیچشی این وسیلهٔ پرنده شود. این مسئلهٔ پیچیده، به شکل، زاویهٔ حمله، سرعت جریان آزاد و چرخش فن وابسته است [۵ - ۶]. ممکن است فن مجرای در زوایای برخورد^۵ بیشتر بیشتر از ۳۰ درجه با جریان، دچار واماندگی^۶ شود و نیروی پسا تولید کند. همچنین حین انتقال از پرواز ایستایی به پرواز مستقیم در سرعت‌های پایین و زوایای حملهٔ بالا، گشتاور پیچشی روبه بالای بزرگی را تجربه می‌کند که باید جهت کنترل‌پذیری آسان کاهش یابد [۷]. با وجود این مشکلات، روش‌های مناسبی جهت کنترل وجود دارد؛ روش‌هایی که برای تغییر این رفتارها مفیدند.

مروری بر فعالیت‌های انجام‌شده

ابتدایی‌ترین کار مربوط به تاریخ فن مجرای به‌سال ۱۹۳۰ م باز می‌گردد. استیپا [۸] در ایتالیا و کورت [۹] در آلمان از جمله پیشگامان این عرصه بودند. استیپا ملخ را بالادست لولهٔ ونتوری تجربه کرد، در صورتی که کورت ملخ را درون یک نازل (مجرا) جهت به‌دست آوردن نیروی محرکه در کشتی استفاده نمود. کروگر [۱۰] نیز نخستین کسی بود که فعالیت‌های بسیاری در مورد ساختار فن‌های مجرای انجام داد. وی پانزده مقطع عرضی مجرا را برای دو ملخ متفاوت بررسی کرد. همچنین مزیت فن مجرای را در مقایسه با ملخ تنها مشاهده نمود. او توانست به‌صورت تجربی رابطهٔ قطر دنبالهٔ خروجی را با هندسهٔ مجرا بیان کند. مارتین و تانگ [۱۱] نیز در مورد جریان فن مجرای به بررسی فاصلهٔ نوک و آثار شکل مجرا پرداختند. آکتورک و همکارانش [۱۲] با استفاده از روش سرعت‌نگاری ذره‌ای^۷ در مورد جریان اطراف مجرا تحقیق کردند. آنها به این نتیجه رسیدند که کارایی فن‌های مجرای در مواجهه با بادهای عرضی به‌طور قابل توجهی بالا می‌روند. برلی و هوانگ [۱۳] نیز نشان دادند که دمش مماسی در دیفیوزر و ورودی موتور پهپاد، در موتورهای توربوفن، قادر به تأخیر جدایش جریان در زوایای حملهٔ بالاست. آنها در تحلیل خود از دمش پایای سرعت‌بالا استفاده کردند و به این نتیجه

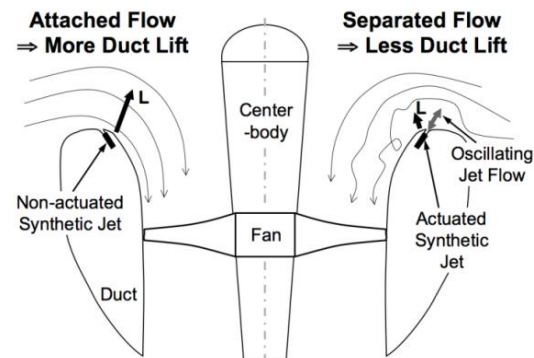


رسیدند که دمش در لبه ورودی بهتر از دمش در پایین دست دیواره موتور است.



شکل ۱. تغییرات پیشرانش با تعداد دور بر دقیقه همراه با فاصله نوک

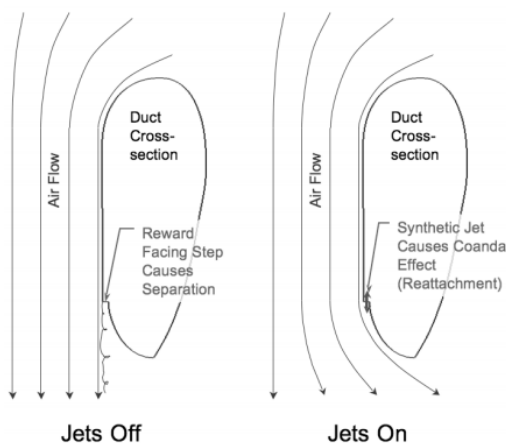
اوهانیان و همکارانش [۱۴] نیز در مورد کنترل جریان لبه حمله و لبه فرار با استفاده از جت ترکیبی در پهنای کوچک تحقیق کردند. دمیدن ناپایای عملگرهای جت ترکیبی با دمیدن پایا مقایسه شد تا کارایی کاهش گشتاور پیشی تعیین شود. آنها همچنین کنترل جریان به صورت ایستا را به خوبی شرایط روبه جلو در زوایای حمله گوناگون تحلیل کردند. در شکل های ۲ و ۳ این نوع کنترل به خوبی نمایش داده شده است.



شکل ۲. کنترل جریان لبه حمله مجرا با استفاده از عملگر جت ترکیبی

تئوری و تعریف مسئله

اگر بتوان جریان روی سطح مجرا را کنترل کرد (مثلاً با گردش جریان، شتاب، از بین بردن جدایش و جز اینها)، آنگاه می توان بازده و کارایی فن های مجرای را بالا برد. دست یافتن به یک جریان پیوسته در سرتاسر مجرا و در شرایط واماندگی می تواند بازده و کارایی وسیله را ارتقاء بخشد [۱۵]. به طور کلی روش های کنترل جریان شامل روش های فعال^۸ و غیرفعال^۹ می باشند. اما طی دهه اخیر، به روش های کنترل فعال جریان اهمیت بیشتری داده شده است تا انرژی یا توان های کمکی به جریان تحمیل شود. طرح های کنترل فعال خود می تواند به روش های از پیش تعیین شده^{۱۰} و تعاملی^{۱۱} تقسیم شود. روش کنترل از پیش تعیین شده شامل تولید انرژی مصرفی پایا یا ناپایا بدون فرضیه ای برای میدان جریان است. مثلاً کنترل جریان از پیش تعیین شده در بردارنده بردارهای جت با استفاده از عملگر پیزوالکتریک^{۱۲} و افزایش نیروی برای قبل از واماندگی و کاهش نیروی پسای شکلی با استفاده از دمیدن نوسانی می باشد. در روش کنترل تعاملی، نیروی وارد بر عملگر به طور مستمر بر اساس تغییر شکل های حسگر در بالادست جریان و به وسیله یک بازخورد حلقه باز یا حلقه بسته تنظیم می شود [۱۶].

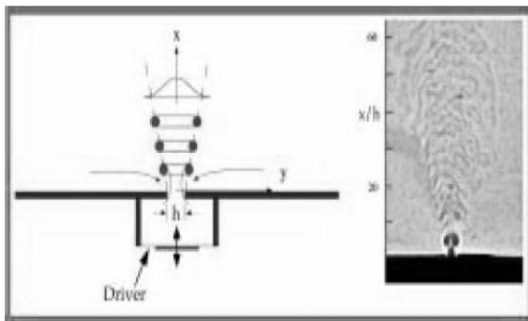


شکل ۳. کنترل جریان لبه فرار مجرا با استفاده از عملگر جت ترکیبی

و قیمت کمتر است. از انواع عملگرها می‌توان به عملگر جت ترکیبی، عملگر پوششی پیزوالکتریک یکپارچه^{۱۵} و عملگر نیروی لورنز^{۱۶} اشاره کرد [۱۷ - ۲۰].

عملگر جت ترکیبی (مصنوعی)

این نوع عملگر از یک سطح نوسانی درون یک حفره استفاده می‌کند تا جت از جریان اصلی تولید شود و بدون نیاز به تزریق جرم آن را کنترل نماید. جت ترکیبی می‌تواند در بازه بزرگی از مقیاس زمانی و مکانی تولید شود و با ویژگی‌های منحصر به فرد آن، عملگری جذاب برای کاربردهای وسیع از کنترل جریان باشد. جت نمایش داده شده در شکل ۵، به وسیله دیافراگم پیزوالکتریک، به صورت تناوبی تولید می‌شود.



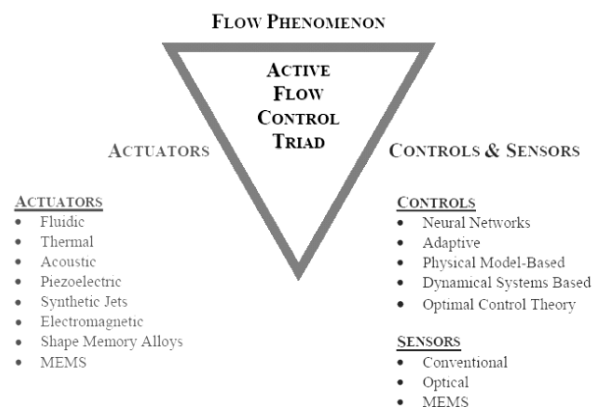
شکل ۵. عملگر جت ترکیبی و مسیر جریان [۱۹]

ورود و خروج جریان در حفره از طریق یک روزنه انجام می‌شود. در مرحله مکش، سیال از طریق روزنه به حفره کشیده می‌شود. به محض اینکه سیال به بیرون از حفره رانده شد، یک لایه برشی بین سیال بیرون رانده شده و سیال اطراف شکل می‌گیرد. لایه‌های گردابی شکل به هم می‌آمیزند تا حلقه‌های گردابی به وجود آیند. در این زمان، دیافراگم از روزنه دور می‌شود تا سیال را به حفره بازگرداند، حلقه‌های گردابی به اندازه کافی دور شده‌اند و در نهایت بی‌تأثیرند. بنابراین یک رشته از حلقه‌های گردابه به وسیله عملگر تولید می‌شوند. این بدان معناست که پروفیل سرعت مشابه با جت پایا ظاهر می‌شود. این نوع عملگرها توانایی کنترل قابل ملاحظه در بسیاری از کاربردها اعمال کرده و

کنترل فعال جریان ابزار مناسبی برای بهبود جریان در بسیاری از کاربردهای عملی است. این روش در اصل برای به تأخیر انداختن مرحله انتقالی لایه مرزی، کاهش نیروی پسا، بالابردن نیروی برآ، مدیریت اغتشاش، به تأخیر انداختن جدایش، جلوگیری از پارازیت و جز این‌ها استفاده می‌شود. مزایای بالقوه کنترل جریان ممکن است شامل بهبود کارایی، صرفه اقتصادی، صرفه جویی در مصرف سوخت و سازگاری محیطی باشد [۱۷ - ۱۸].

اصول کاربرد

تئوری کنترل فعال جریان شامل تعامل میان سه عامل عملگر، حسگر و کنترل کننده است. در شکل ۴ کنترل فعال جریان همراه با روش‌های کنترل نمایش داده شده است.

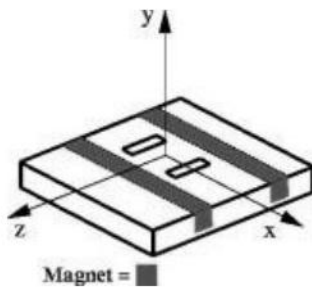


شکل ۴. مثلث کنترل فعال جریان

حسگرها باید قوی باشند و تأثیر خاصی روی میدان جریان اندازه‌گیری نگذارند. با قراردادن آنها روی سطح جامد، می‌توان فشار دیواره و اصطکاک سطحی پوسته را اندازه‌گیری کرد. مثلاً میکروفن‌های کوچک برای اندازه‌گیری نوسانات فشاری و فیلم داغ^{۱۳} و عنصر شناور^{۱۴} برای اندازه‌گیری تنش برشی دیواره استفاده می‌شوند. تعداد زیادی از عملگرها در این نظریه به کار می‌روند. یکی از چالش‌های بزرگ در عملی‌سازی کنترل فعال، جریان توسعه عملگرهای قوی است. مشخصات مطلوب عملگرها شامل مصرف توان کمتر، پاسخ سریع، قابلیت اطمینان بالا

بهره مضاعفی به جهت منسجم بودن^{۱۷} و عدم نیاز سیستم به لوله کشی را به دست می آورند [۱۹ - ۲۰].

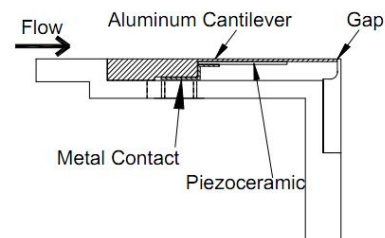
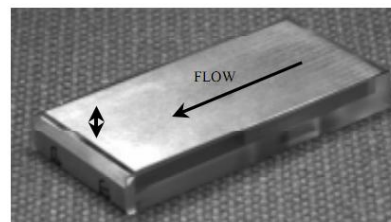
می آورند. در واقع حلقه های نیروی لورنز یک منبع گردابه می باشند [۱۹ - ۲۰].



شکل ۷. نمایی از عملگر نیروی لورنز

عملگر پوششی پیزوالکتریک یکپارچه

اخیراً کاتافستا و همکارانش [۲۱] طرحی امیدبخش از عملگرها، برای جلوگیری از پارازیت محفظه، ابداع کرده اند. این عملگر طرح بهبودیافته ای از مدل ساخته شده اولیه کاتافستا و همکارانش [۲۲] است. در این مدل، عملگر با به کار بردن پوششی جداگانه در بالادست لبه جدایش عمل می کند. لبه جدایش انتخابی مناسب برای ابزار کنترل فعال است؛ زیرا دارای بیشترین قدرت پذیری است [۱۹ - ۲۰].



شکل ۶. عملگر پوششی پیزوالکتریک یکپارچه برای حذف پارازیت محفظه

روش های بهینه سازی با استفاده از عملگرها

انواع روش های بهینه سازی جهت استفاده فن های مجرای عبارت اند از:

۱. کنترل جت
۲. کنترل انتقال
۳. کنترل جدایش
۴. کنترل گردابه های دنباله
۵. کنترل پسا

در ادامه هر یک از این روش ها بررسی می شوند.

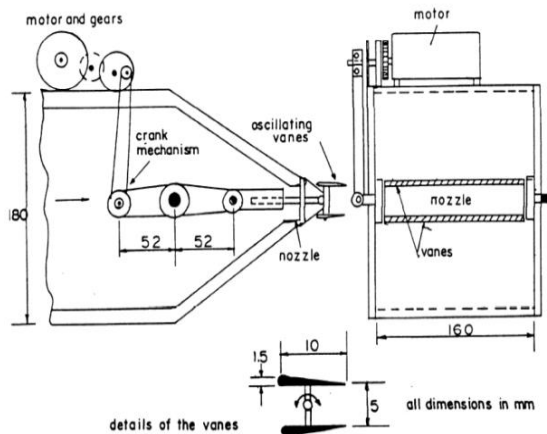
کنترل جت

به دلایلی چون افزایش اختلاط، کاهش صدای موتور و جهت دادن به بردارهای نیروی پیشرانش، علاقه بسیاری به کنترل جت به وسیله اختلال متناوب وجود دارد. چند نمونه از روش های کنترل جت به صورت زیر آورده شده است. دینامیک جت های تولیدکننده گردابه های نوسانی توسط مصطفی و همکارانش [۲۵] بررسی شده است. عملکرد جت های نوسانی نشان می دهد که انتشار جت اصلی نسبت به جت مولد گردابه به صورت ممتد بالاتر می رود. تغییر فرکانس نوسانی و تحریک متوالی می تواند جهت کنترل آثار روی خطوط اصلی استفاده شود (شکل ۸) [۱۸ - ۲۵]. روش جدید دیگری توسط جهانمیری [۲۴] ارائه شده است. در این روش، یک جت مادون صوت در نزدیکی ناحیه

عملگر نیروی لورنز

نوسنچاک و همکارانش [۲۳] نشان دادند که به وسیله نیروی خاصی از الکترومغناطیس می توان پسای ناشی از لزجت را تا ۹۰ درصد کاهش داد. این عملگر به دلیل القای یک شاخه جریان چگال J و یک میدان مغناطیس B در مجاورت دیواره یک نیروی بدنه سه بعدی $L = J \times B$ ایجاد می کند. مطابق شکل ۷ این عملگر شامل یک جفت مغناطیس دائم زیرسطحی است. آهنربا و الکترودها به گونه ای ترکیب شده اند که یک نیروی سه بعدی به وجود

اصلی را بالا می‌برد. استفاده از تجزیه سه‌گانه - که توسط آمیتای و گلزر [۲۸] انجام شده است - نشان می‌دهد که حرکات تصادفی و منسجم نزدیک ناحیه اعمال جت ترکیبی، توزیعی از تنش‌های تلاطم مشابهی دارند. چنانچه حرکات منسجم در نقاط پایین دست و در امتداد لایه‌های برشی غالب می‌شوند.



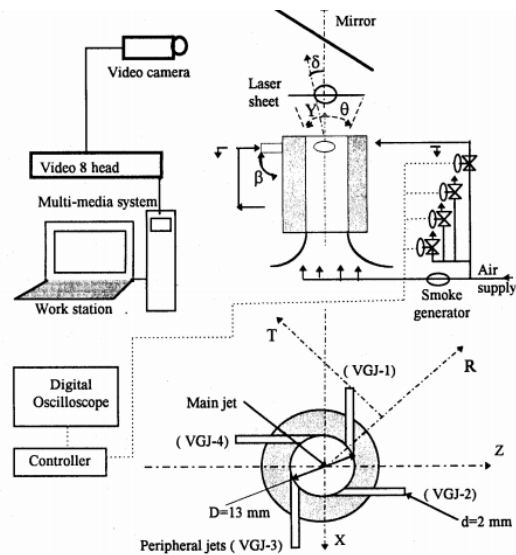
شکل ۹. جزئیات دستگاه پره نوسانی

کنترل انتقال

تأخیر در انتقال از ناحیه آرام به تلاطم در لایه مرزی مزایای آشکاری دارد. در ناحیه آرام، وابستگی به عدد رینولدز و پسای اصطکاک پوسته‌ای کمتر از شرایط تلاطم است. برای یک هواپیما یا بدنه یک وسیله زیر آب، کاهش پسا عاملی برای برد و سرعت بیشتر است و حجم و هزینه سوخت را کاهش می‌دهد. به‌منظور تأخیر انتقال به دورترین نقطه پایین دست ممکن، اقدامات زیر انجام می‌شود: [۱۷ - ۱۸]

۱. به‌سبب عواملی که روی دامنه خطی امواج تولمین - شلیختینگ^{۱۸} (T-S) اثر گذارند و عدد رینولدز انتقالی را تغییر می‌دهند، می‌توان این امواج را توسط عنصر حرارتی ثانویه با اختلاف فاز مناسب در پایین دست جریان، تولید امواج شبه‌سینوسی و مکش دیواره جلوگیری یا حذف کرد. اما با حذف امواج نباید مشخصات پایداری جریان تغییر کند.

نازل، به‌وسیله پره دوتایی، در معرض نوسانات متناوب قرار می‌گیرد. در طول تحریک، جت به‌طور قابل توجهی منتشر می‌شود، به‌طوری‌که افزایش نرخ شار جرم ورودی نسبت به حالت مشابه پایا مشاهده می‌شود. متوسط زمانی فشار استاتیکی اندازه‌گیری شده با حسگر، بیانگر یک منطقه مکشی حساس متفاوت با جت پایا می‌باشد. شکل ۹ این دستگاه را نمایش داده است [۲۴].



شکل ۸ دستگاه جت نوسانی و ابزار اندازه‌گیری

کنترل فعال یک جت نامتقارن با کمک عملگر الکترومغناطیس کوچک (نیروی لورنز) در پیرامون خروجی نازل جهت القای مدهای جریان متفاوت و بالابردن فرایند اختلاط، توسط سوزوکی و همکارانش [۲۶] انجام شد. این عملگر، بهینه‌سازی مهمی در ساختار حلقوی گردابه‌های مقیاس بزرگ انجام می‌دهد. این روش کنترل جدید به‌منظور کنترل جریان برشی و مومنتوم پیوسته ابداع شده است [۲۶]. اخیراً کنترل جت آزاد نامتقارن با استفاده از جت تحریک شده آزمایش شده است. این آزمایش برای بازه محدودی از ضرایب مومنتوم، اعداد استروهال و زوایای متنوع جت ترکیبی انجام شده است [۲۷]. در واقع جت ترکیبی اکثریت جت اصلی را منحرف می‌کند. همچنین جت ترکیبی به‌طور قابل ملاحظه‌ای میزان تلاطم جت

۲. باید توزیع نیرو در اطراف لایه برشی آرام کاهش یابد. این خود با استفاده از سطوح صاف، کاهش تلاطم جریان آزاد و انتشار صدا، کم کردن لرزش بدنه و ورود ذره به جریان انجام می‌شود.

۳. از عواملی که سبب ناپایداری جریان می‌شوند (مانند گردابه‌های تیلور - گوتلر^{۱۹} یا ناپایداری‌های عرضی جریان) جلوگیری شود.

کنترل جدایش

تأخیر در جدایش لایه مرزی به هم پیوسته را می‌توان با بالابردن میانگین اصطکاک پوسته‌ای بالادست ناحیه جدایش میانگین حاصل نمود. معمولاً ساده‌ترین و مؤثرترین روش افزایش اصطکاک پوسته‌ای، با بالابردن انتقال مومنتوم جریان مرکزی یا خارجی دیواره به دست می‌آید. اما روش‌های دیگری وجود دارد که در ادامه به آنها اشاره می‌شود.

حداقل سه روش شناخته‌شده وجود دارد تا بتوان مومنتوم خطوط نزدیک دیواره را بالا برد:

۱. افزودن سیال مومنتوم بالا

۲. حذف سیال مومنتوم پایین

۳. توزیع دوباره مومنتوم در امتداد لایه مرزی

به‌منظور کاهش هزینه انرژی، باید به توزیع دوباره مومنتوم اهمیت بیشتری داد. همچنین به کار بردن مومنتوم نوسانی، که با ناپایداری جریان همسان است، مؤثرتر از افزودن مومنتوم پایا برای کنترل جدایش است (شکل ۱۰). لازم به ذکر است که پاسخ زمانی جریان در افزودن مومنتوم نوسانی، کمتر از تزریق مومنتوم پایاست. در اینجا، تعدادی از روش‌های تأخیر جدایش شناخته‌شده ذکر می‌شود. برای بحث دقیق‌تر می‌توان به مرجع ۱۷ مراجعه کرد.

تغییر شکل، دمش، مکش شیاری، جت‌های دیواره، انتقال حرارت و دیوار متحرک برخی از روش‌های آزمایش‌شده برای تأخیر در جدایش‌اند. تمامی روش‌های ذکر شده با تکیه بر زیاد شدن مومنتوم نزدیک دیواره است.

مکش پایای محلی یا توزیع‌شده، مولد گردابه، تحریک تناوبی جهت بالابردن درگ اصطکاکی از دیگر روش‌های کنترل جدایش‌اند که اصطکاک پوسته‌ای در لایه مرزی را بالا می‌برند [۱۷ - ۱۸].

کنترل گردابه‌های دنباله

گستره وسیعی از ابزارهای آئرودینامیکی و هیدرودینامیکی به‌منظور کاهش ریزش گردابه‌ها وجود دارند. متداول‌ترین راهکار کنترل فعال به‌منظور کاهش مخاطرات دنباله در گردابه‌های لبه فرار، به‌کارگیری سطوح کنترل نوسانی و به‌صورت متناوب است، به‌گونه‌ای که مجموع نیروهای آئرودینامیکی نوسان نمی‌کنند. این خود از رشد گردابه‌های ناپایدار جلوگیری می‌کند، چنان‌که این گردابه‌ها سرانجام به مقیاس کوچک متلاطم بی‌ضرر تبدیل می‌شوند.

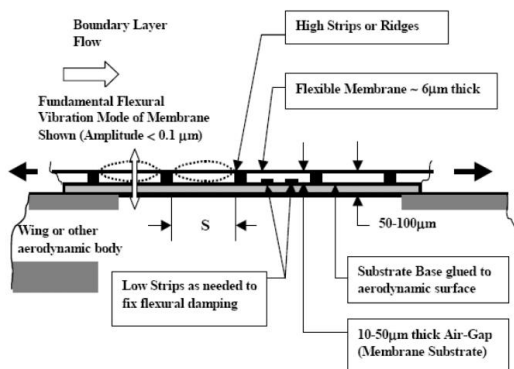
در وسائل پرندۀ ملخ‌دار، منبع اصلی صدا و لرزش، تیغه روتور است و علت آن ریزش گردابه‌های نوک می‌باشد. روش‌های کنترل فعال به‌منظور افزودن به فضای خالی بین تیغه ملخ و گردابه‌های نوک یا انتشار گردابه‌ها به کار می‌روند. همچنین به‌طور موضعی با دستکاری گردابه‌ها به کنترل صفحات گردابه می‌پردازند [۱۸]. کنترل فعال جریان را می‌توان به‌عنوان وسیله کنترل مشخصه‌های اولیه گردابه چون مرکز جرم، اندازه، استحکام و مؤلفه‌های سرعت وابسته در نظر گرفت.

کاهش پسا

کاهش پسا موضوعی است که به‌طور آشکار با بسیاری از ابعاد کنترل جریان گره خورده است. همچنین می‌توان گفت به‌علت نیاز به مصرف سوخت کمتر به‌خصوص در مداومت‌های پروازی بالای پهپاد، همواره مورد توجه بوده است. پسای آئرودینامیکی در اصل شامل پسای اصطکاکی و پسای فشاری می‌باشد. نوع دیگری از پسای وابسته به برا وجود دارد که پسای القایی نامیده می‌شود. برای کاهش پسای اصطکاکی عموماً دو روش وجود دارد:

جریان جدا شده نگه داشته شده و به وسیله مخلوطی از تلاطم اندک جریان سبب کاهش پسا می‌گردد [۱۷ - ۲۹]. هدف اصلی از بیان این موارد بهبود کارایی ایرفویل از طریق افزایش نسبت برا به پسا می‌باشد.

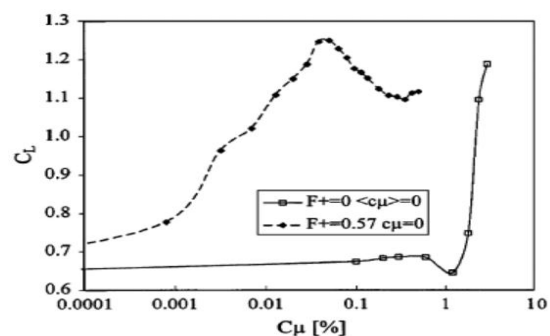
هدف ناسا دوبرابر کردن نسبت برا به پسا طی دهه اخیر است [۱۸]. این هدف با کاهش هوشمندانه نیروی پسا و ابزارهای افزایش‌دهنده نیروی برا میسر است. مثلاً ابزار کاهش پسا نباید وزن زیادی داشته باشد؛ زیرا این خود نیروی پسا را افزایش می‌دهد؛ و یا اینکه نباید زیاد گران باشد تا هزینه سرمایه‌گذاری افزایش یابد [۲۹].



شکل ۱۱. نمایی از سطح مرکب قابل انعطاف

۱. کاهش پسای پوسته‌ای متلاطم: در کنترل فعال جریان، کاهش پسای متلاطم جریان را می‌توان با تغییر رفتار یا مشخصات جریان حاصل نمود. افزودن مواد به جریان شامل محلول پلیمر، کاهش‌دهنده‌های کشش سطحی، ذرات و یا حباب‌ها به کاهش پسای اصطکاک پوسته‌ای در جریان متلاطم کمک می‌کنند. همچنین عملگرهای پوسته‌ای فعال تغییر شکل‌دهنده مانند آلیاژهای حافظه‌دار شکل‌دهنده، پیزوالکتریک‌ها یا پیزوسرامیک‌ها^{۲۰} نیز مناسب‌اند.

۲. کنترل جریان آرام: با استفاده از نظریه مکش جریان و یا سطوح مرکب قابل انعطاف (شکل ۱۱)، یک لایه نازک



شکل ۱۰. مقایسه دم‌ش پایا و نوسانی برای بازیابی پیش از واماندگی

جمع‌بندی

به‌منظور کاربرد موفق کنترل فعال جریان نخست باید دانست کنترل با چه هدفی به‌کار می‌رود (مثلاً افزایش نیروی برا، کاهش نیروی پسا). همچنین پدیده‌ای که باید کنترل شود را مشخص کرد (مثلاً جدایش لایه مرزی، نشستی نوک پره). در نهایت با توجه به مباحث قسمت بهینه‌سازی، می‌توان به‌دنبال روش کنترل مناسب بود. در فن‌های مجرای، هدف، علاوه بر بهبود راندمان آئرو‌دینامیکی، افزایش نیروی پیش‌رانش است. پس باید با پدیده‌هایی چون جدایش جریان در لبه حمله، تغییر جهت دادن جریان در لبه فرار و ایجاد نویز در جریان بین نوک پره و مجرا، روی بازده آئرو‌دینامیکی و نیروی پیش‌رانش

تأثیر گذاشت. روش‌های کنترل مورد اشاره، هر کدام به‌نحوی در رسیدن به اهداف مؤثرند، اما باید توجه داشت که در پهنایها، سبک‌بودن و منسجم‌بودن عملگر بسیار حائز اهمیت است. در بسیاری از موارد عملگر جت ترکیبی و عملگر مکشی در لبه حمله و لبه فرار مورد توجه قرار گرفته است. در آزمایش‌های انجام‌شده از این عملگرها نتایج خوبی به‌دست آمده است.

مآخذ

- [1] V. K. Lakshminarayan, J. D. Baeder, "Computational Investigation of Micro Scale Shrouded Rotor Aerodynamic Hover", Alfred Gessow Rotorcraft Center,

- 1949, originally published in Germany 1944.
- [11] P. Martin, C. Tung, “*Performance and Flowfield Measurements on a 10-inch Ducted Rotor VTOL UAV*”, American Helicopter Society Paper AHS 2004-0264, 2004.
- [12] A. Akturk, A. Shavalikul, C. Camci, “*PIV Measurements and Computational Study of a 5-Inch Ducted Fan for V/STOL UAV Applications*”, AIAA Paper 2009-332, Proceedings of 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, 5 - 8 January 2009.
- [13] R. Burley, D. Hwang, “*Investigation of Tangential Blowing Applied to a Subsonic V/STOL Inlet*”, Journal of Aircraft, Vol. 20, No. 11, 1982.
- [14] O. J. Ohanian, E. Karni, W. K. Londenberg, P. A. Gelhausen, D. J. Inman, “*Ducted-Fan Force and Moment Control via Steady and Synthetic Jets*”, AIAA Paper 2009-3622, 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Antonio, Texas, 22 - 25 June 2009.
- [15] O. J. Ohanian, “*Ducted Fan Aerodynamics and Modeling, with Applications of Steady and Synthetic Jet Flow Control*”, Dissertation submitted to faculty of the Virginia Polytechnic Institute, 2011.
- [16] B. L. Smith, A. Glezer, “*Vectoring and Small-Scale Motions Effected in Free Shear Flows Using Synthetic Jet Actuators*”, AIAA Paper No. 97-0213, 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, January 1997.
- [17] M. Gad-el-Hak, “*Introduction to Flow Control*” In: Gad-el-Hak M, Pollard A, Bonnet J, editors. Flow control: fundamentals and practices. Berlin: Springer, pp. 199–273, 1998.
- Department of Aerospace Engineering University of Maryland, 2010.
- [2] Fleming, Jonathan, Jones, Troy, Ng, Gelhausen, Paul, Enns, Dale, “*Improving Control System Effectiveness for Ducted Fan VTOL UAVs Operating in Crosswinds*”, 2nd AIAA UAV Conference and Workshop & Exhibit, San Diego, CA, September 2003.
- [3] A. Akturk, C. Camci, “*Tip Clearance Investigation of a Ducted Fan used in VTOL*”, Proceedings of ASME Turbo Expo Turbine Technical Conference IGTI 2011.
- [4] A. Akturk, C. Camci, “*A Computational and Experimental Analysis of a Ducted Fan used in VTOL UAV System*”, Postdoctoral Research Fellow, 2011.
- [5] W. Graf, J. Fleming, W. Ng, P. Gelhausen, “*Ducted Fan Aerodynamics in Forward Flight*”, AHS International Specialists Meeting on Unmanned Rotorcraft, Chandler, AZ, January 2005.
- [6] W. Graf, “*Effects of Duct Lip Shaping and Various Control Devices on the Hover and Forward Flight Performance of Ducted Fan UAVs*”, Master’s Thesis, Virginia Tech, Blacksburg, VA, May 13 2005.
- [7] P. Martin, C. Tung, “*Performance and Flowfield Measurements on a 10-inch Ducted Rotor VTOL UAV*”, Ames Research Center, 2004.
- [8] L. Stipa, “*Experiments with Intubed Propellers*”, NACA TM 655, 1932, Translated from L. Aerotecnica (Rome), pp. 923-953, Aug 1931.
- [9] L. Stipa, “*Experiments with Intubed Propellers*”, NACA TM 655, 1932, Translated from L. Aerotecnica (Rome), pp. 923-953, Aug 1931.
- [10] W. Krüger, “*On Wind Tunnel Tests And Computations Concerning The Problem Of Shrouded Propellers*”, NACA TM 1202,



- [26] H. Suzuki, Kasagi, N., Suzuki, Y., "Active control of an axisymmetric jet with distributed electromagnetic flap actuator", Exp. Fluids 36, pp. 498-509, 2004.
- [27] D. Tamburello, M. Amitay, "Active control of a free jet using a synthetic jet" International Journal of Heat and Fluid Flow, Volume 29, Issue 4, pp. 967-984, 2008.
- [28] M. Amitay, and A. Glezer, "Aerodynamic Flow Control of a Thick Airfoil using Synthetic Jet Actuators" ASME Paper No. FEDSM 99-6922, Proceedings of the 3rd ASME/JSME, San Francisco, CA, July 1999.
- [29] M. Jahanmiri, "Aircraft Drag Reduction: An Overview", Division of Fluid Dynamics Department of Applied Mechanics, Chalmers university of technology, Göteborg, Sweden, 2010.
- [18] M. Jahanmiri, "Active Flow Control: A Review", Division of Fluid Dynamics Department of Applied Mechanics, Chalmers university of technology, Göteborg, Sweden, 2010.
- [19] M. Jahanmiri, "Excited Jet and Its Application: Research report", Division of Fluid Dynamics Department of Applied Mechanics, Chalmers university of technology, Göteborg, Sweden, 2011.
- [20] Linda D. Kral, "Active Flow Control Technology", ASME Fluids Engineering Conference, Washington University St. Louis, Missouri, 2000.
- [21] L. Cattafesta, S. Garg, and M. Choudhari., "Active Control of Flow-Induced Cavity Resonance", AIAA Paper 97-1804, 4th AIAA Shear Flow Control Conference, Snowmass, June 1997.
- [22] L. Cattafesta, D. Shukla, S. Garg, and J. Ross, "Development of an Adaptive Weapons-Bay Suppression System", AIAA Paper No. 99-1901, 5th AIAA Aeroacoustics Conference, Seattle, WA, May, 1999
- [23] D. Nosenchuck, G. Brown, H. Culver, T. Eng, and I. Huang, "Spatial and Temporal Characteristics of Boundary Layers Controlled with the Lorentz Force", Extended Abstract, Twelfth Australasian Fluid Mechanics Conference, Sydney, Australia, 1995
- [24] M. Jahanmiri, "Static Pressure Distribution in an Excited Jet: Some Observation", International J. of Engineering Vol. 13, No.3, 2000.
- [25] N. H. Mostafa, , U. Vandsburger, T. A. Economides, "Flow Field Characteristics of a Turbulent Round Jet Subjected to Pulsed Vortex Generating Jets" Int. Congress on Fluid Dynamics & Propulsion, Cairo, Egypt 1996.

پی نوشت

1. ducted fan
۲. پهپاد، یا همان پرنده هدایت پذیر از دور، برابر نهاده عبارت انگلیسی Unmanned Aerial Vehicle است. پهپاد به هواپیماهای بدون سرنشین و اشیاء پرنده هدایت پذیر از راه دور گفته می شود [ویراستار].
3. Micro Aero Vehicle (MAV)
4. hovering
5. incidence angle
6. stall
7. particle image velocity (PIV)
8. active
9. passive
10. predetermined
11. interactive
12. piezoelectric
13. hot film
14. float element
15. monolithic piezoelectric flap actuator
16. Lorentz-force actuator
17. compact
18. Tollmien-Schlichting
19. Taylor-Görtler vortices
20. piezoceramic

