

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد
مهندسی هوافضا-کرایش جلوبندی

عنوان

طراحی و بهینه سازی سامانه دمش پایه ای برای یک پرتابه

استاد راهنما

دکتر مسعود میرزایی دکتر رضا ابراهیمی

نخارش

رضاناخدار

شهریور ۱۳۹۰

الله

الله
محمد
صلى الله عليه وسلم
الرسول
الطيب
الطاهر

چکیده

افزایش برد پرتابه‌های آزاد با کاهش نیروی پسای وارد بر آنها امکان‌پذیر است. از این رو شناسایی انواع پسا دارای اهمیت به‌سزایی است. در این پایان‌نامه با معرفی مؤلفه‌های پسا، راهکارهایی برای کاهش پسا و در نتیجه افزایش برد پرتابه‌ها ارائه شده است. افت شدید فشار در ناحیه قاعده سبب ایجاد پسای قاعده‌ای شده، که بخش عمده پسا در پرتابه‌های بدون نیروی پیشران را تشکیل می‌دهد. در این پایان‌نامه، روش پاشش از قاعده به‌عنوان یک روش عملی رایج به تفصیل مورد بررسی قرار گرفته، و اثرات عوامل مؤثر بر کاهش پسا در این روش بررسی شده و در نهایت میزان تأثیرگذاری این روش در کاهش پسا مشخص شده است. در این روش مقدار اندکی گاز کم‌سرعت به ناحیه پشت پرتابه تزریق می‌شود، که باعث افزایش فشار قاعده و در نتیجه کاهش پسای قاعده می‌گردد. مدلسازی و شناسایی جریان قاعده و اثر پاشش در تغییر ساختار این جریان مورد بررسی قرار گرفته است. از راههای کارآمد تزریق گاز به ناحیه پشت پرتابه استفاده از یک سوخت جامد، در انتهای پرتابه و احتراق آن است. مدلسازی فرایند احتراق سوخت واحد دمش قاعده و ارائه یک ترکیب ساده‌تر برای مدل کردن محصولات احتراق مورد توجه قرار گرفته است. اثر تزریق محصولات حاصل از احتراق در کاهش پسا در این پایان‌نامه مورد بررسی قرار گرفته است.

واژگان کلیدی: پسای قاعده‌ای، کاهش پسا، دمش قاعده‌ای، احتراق، *HTPB*، آمونیوم پرکلرات

فهرست

صفحه	عنوان
۱	فصل اول: تعریف مسأله و پیشینه پژوهش
۲	مقدمه
۵	پسای قاعده
۷	پاشش از قاعده
۱۹	تحلیل تجربی پاشش از قاعده
۲۹	فصل دوم: مدلسازی ریاضی
۳۰	مدلسازی سوخت و احتراق واحد دمش قاعده
۳۴	معادلات حاکم
۳۶	مدلسازی آشفستگی
۳۸	مدل انتقال تنش برشی کی-امگا
۴۴	فصل سوم: شبکه‌بندی و حل عددی
۴۵	شبکه‌بندی و استقلال از شبکه
۴۸	پیاده‌سازی روش عددی به صورت نرم افزاری
۴۹	فصل چهارم: نتایج و جمع بندی
۵۰	مدلسازی احتراق واحد دمش قاعده
۵۳	تحلیل جریان جلو دماغه پرتابه
۵۴	تحلیل جریان روی دماغه و بدنه
۵۵	تحلیل جریان قاعده
۶۱	صحه گذاری نتایج حالت بدون پاشش
۶۳	نتایج حل عددی جریان با پاشش هوای داغ
۶۸	اثرات قاعده دمش روی برد پرتابه
۷۰	جمع بندی و نتیجه گیری
۷۱	پیشنهادات
۷۲	مراجع

فهرست اشکال

صفحه	عنوان
۵	شکل ۱-۱: جریان در تنفس دماغه‌ای
۷	شکل ۱-۲: ناحیه بعد از جسم در حالت ساده و حالت دم قایقی شده
۸	شکل ۱-۳: دیاگرام جریان مافوق صوت پایه
۱۱	شکل ۱-۴: سه رژیم قابل دستیابی با تغییر نرخ پاشش
۱۲	شکل ۱-۵: تغییرات فشار قاعده با افزایش پارامتر پاشش
۱۳	شکل ۱-۶: اثر نرخ پاشش روی جریان قاعده
۱۴	شکل ۱-۷: تغییرات ضریب پسا با پارامتر پاشش با سه قطر جت متفاوت
۱۵	شکل ۱-۸: تغییر فشار قاعده با نرخ پاشش در نسبت‌های مختلف مساحت جت
۱۶	شکل ۱-۹: توزیع شعاعی فشار قاعده با تغییر نرخ پاشش
۱۷	شکل ۱-۱۰: ضریب پسا بر حسب نرخ پاشش برای هلیوم و هوا
۱۸	شکل ۱-۱۱: افزایش نسبت فشار قاعده با گرم شدن گاز خروجی قاعده
۱۸	شکل ۱-۱۲: درصد تغییر ضریب پسا با پارامتر پاشش
۲۰	شکل ۱-۱۳: توزیع شعاعی فشار قاعده با پارامترهای پاشش متفاوت
۲۱	شکل ۱-۱۴: فشار متوسط قاعده بر حسب پارامتر پاشش
۲۲	شکل ۱-۱۵: مقایسه فشار قاعده بر حسب پارامتر پاشش در پنج پژوهش مختلف
۲۳	شکل ۱-۱۶: توزیع شعاعی سرعت در پارامترهای پاشش مختلف
۲۴	شکل ۱-۱۷: توزیع سرعت محوری در امتداد خط تقارن
۲۵	شکل ۱-۱۸: شدت آشفته‌گی محوری در امتداد خط تقارن
۲۵	شکل ۱-۱۹: انرژی جنبشی آشفته‌گی در راستای محور تقارن
۲۶	شکل ۱-۲۰: نمای مدل استفاده شده در مرجع [۱۳]
۲۷	شکل ۱-۲۱: شبکه بندی مدل در مرجع
۳۳	شکل ۱-۲: محصولات حاصل از تجزیه HTPB
۳۶	شکل ۲-۲: تفکیک سرعت واقعی به سرعت متوسط و سرعت اغتشاشی
۳۹	شکل ۲-۳: توازن دقت و هزینه محاسباتی مدل‌های آشفته‌گی

۴۵	شکل ۳-۱: پرتابه نمونه محاسباتی-ابعاد بر حسب قطر پرتابه
۴۶	شکل ۳-۲: شبکه بندی تقارن محوری
۵۱	شکل ۴-۱: درصد اختلاف کسر مولی محصولات احتراق مدل و [۲۶]
۵۲	شکل ۴-۲: فشار محفظه احتراق- تست زمینی
۵۲	شکل ۴-۳: فشار محفظه احتراق- در پرواز
۵۳	شکل ۴-۴: تشکیل امواج در جلو پرتابه
۵۴	شکل ۴-۵: کانتور چگالی در جلو پرتابه
۵۴	شکل ۴-۶: کانتور ماخ در دماغه پرتابه
۵۵	شکل ۴-۷: خطوط فشار ثابت روی پرتابه
۵۶	شکل ۴-۸: کانتور ماخ جریان پشت پرتابه
۵۶	شکل ۴-۹: کانتور ماخ جریان پشت پرتابه
۵۷	شکل ۴-۱۰: مقایسه نتایج بامرجع [۶]
۵۷	شکل ۴-۱۱: بردارهای سرعت-نمایش ناحیه چرخشی اولیه
۵۸	شکل ۴-۱۲: تغییرات سرعت روی محور تقارن
۵۹	شکل ۴-۱۳: تغییرات سرعت در پشت پرتابه
۶۰	شکل ۴-۱۴: کانتور فشار ناحیه قاعده
۶۱	شکل ۴-۱۵: مسیرهای پروازی مرجع [۳۰] و کد شبیه سازی
۶۳	شکل ۴-۱۶: بهبود ضریب پسا با افزایش پارامتر پاشش
۶۳	شکل ۴-۱: بهبود ضریب پسا با افزایش پارامتر پاشش
۶۴	شکل ۴-۱۸: تغییرات سرعت روی محور تقارن
۶۵	شکل ۴-۱۹: بردارهای سرعت در $I=0.0025$
۶۵	شکل ۴-۲۰: بردارهای سرعت در $I=0.005$
۶۷	شکل ۴-۲۱: مسیر پروازی با پاشش هوای داغ و بدون پاشش آن
۶۷	شکل ۴-۲۲: مسیر پروازی با پاشش محصولات احتراق و بدون پاشش آن

فهرست جداول

صفحه	عنوان
۱۱	جدول ۱-۱: ابعاد موقعیت نقاط بر حسب نسبت x/R
۲۶	جدول ۱-۲: اطلاعات جریان آزاد و گاز پاششی در مرجع [۱۰]
۲۸	جدول ۱-۳: فشار قاعده با مدل‌های اغتشاشی دو معادله ای و تجربی
۳۴	جدول ۱-۲: برخی فرمولاسیونهای رایج پلیمری و خواص آنها
۴۷	جدول ۱-۳: بررسی استقلال از شبکه
۵۰	جدول ۱-۴: محصولات احتراق ترکیبات مختلف با بوتادین و اتیلن
۶۰	جدول ۲-۴: تغییرات ضرایب پسا با ماخ
۶۱	جدول ۳-۴: مقایسه ضرایب پسای بدست آمده از حل عددی و نمونه تجربی
۶۲	جدول ۴-۴: محاسبه ضرایب فشار و پسا
۶۶	جدول ۴-۵: ضرایب پسا با پاشش از قاعده

فصل اول

تعریف مسأله و پیشینه پژوهش

یکی از مهم‌ترین پارامترهای طراحی یک پرتابه، پسای آیرودینامیکی کل می‌باشد. همچنین یکی از مهم‌ترین محدودیتهای عملکرد آیرودینامیکی، نظیر برد وسایل پرنده، نیروی پسا است. پسای کل شامل سه مؤلفه می‌شود که عبارتند از [۸-۱]:

پسای فشاری یا پسای موجی^۱

پسای اصطکاکی یا پسای پوسته‌ای^۲

پسای قاعده‌ای^۳

پیش‌بینی مقادیر دقیق این مؤلفه‌ها بسیار دشوار است. در حالت بدون محرک یا فاقد پاشش از قاعده^۴، پسای قاعده تا ۷۵ درصد پسای کل را شامل می‌شود [۴]؛ تخمین پسای قاعده دشوارتر از سایر مؤلفه‌های پسا است. پسای قاعده به فشار کاری قاعده وابستگی دارد و لذا تخمین دقیق فشار قاعده بسیار مهم است [۶-۱].

چاپمن^۵ و کورست^۶ از اولین کسانی هستند که روی جریان قاعده پژوهش نموده‌اند. آنها این جریان پیچیده را با روشهای محاسباتی برای هندسه‌های ساده تحلیل نمودند. محاسبات و تحقیقات فراوانی با پیچیدگی‌ها و کاربردهای متفاوت روی آشفتگی جریان قاعده صورت پذیرفته است. از آن جمله می‌توان به پژوهشهای دلری^۷، الدرد^۸، فیدلر^۹، میلر^{۱۰}، پاتنام^{۱۱}، ریجس^{۱۲}، تانر^۱، ویلموث^۲ که در زمینه محاسبه پارامترهای آشفتگی در جریان قاعده صورت پذیرفته است؛ اشاره نمود.

1 Pressure drag or wave drag

2 Skin drag

3 Base drag

4 Base bleed

5 D. R. Chapman, D. M. Kuehn

6 H. H. Korst

7 J. M. Delery and B. Wagner

8 K. McK. Eldred

9 H. E. Fiedler and H. H. Fernholz

10 E. H. Miller

11 L. E. Putnam and N. C. Bissinger

12 P. R. Reijasse, R. Benay, J. M. Delery and R. G. Lacau

روشهای کاهش پسای دوبعدی توسط نش^۳ و تانر^۴ بررسی شده‌اند. در جریانهای تقارن محوری نسبت به جریانهای دوبعدی پسای قاعده، در گذر از سرعت مادون صوت به سرعتهای پایین مافوق صوت بسیار کمتر است. زیرا گیس گردابه‌ای^۵ بسیار کم اثر می‌شود. این موضوع نتیجه کار کرویسویک و داتون^۶، مایر^۷ و تانر^۸ می‌باشد [۸].

در کتاب تکنیک‌ها و سیستم‌های نظامی برای در میدان جنگ که به عنوان یک هندبوک استفاده می‌شود سه روش عملی برای کاهش پسای پرتابه‌ها و در نتیجه افزایش برد آنها ذکر شده است [۹]. این سه روش عبارتند از:

دم قایقی کردن^۹

تصحیح شکل دماغه^{۱۰}

دمش پایه یا پاشش از قاعده^{۱۱}

روش‌های دیگری نیز برای کاهش پسای پرتابه‌های آزاد مورد استفاده قرار می‌گیرد که از آن میان می‌توان به روش‌های زیر اشاره نمود:

ایجاد سوراخ در قاعده [۱۰]

جریان جت معکوس^{۱۲} [۱۱]

تنفس دماغه‌ای^{۱۳} [۸]

-
- 1 M. Tanner
 - 2 R. G. Wilmoth, and L. E. Putnam
 - 3 J. F. Nash
 - 4 M. Tanner
 - 5 Vortex Shedding
 - 6 R. W. Kruiswyk and J. C. Dutton
 - 7 W. A. Mair
 - 8 M. Tanner
 - 9 Boat tailing
 - 10 Nose Shape
 - 11 Base bleed
 - 12 Injection of counter-jet flow ahead of the nose
 - 13 Breathing blunt-nose (BBN)

صفحه تقسیم کننده^۱ [۱۲]

استفاده از اسپایک^۲ [۸]

راکت کمکی [۸]

اعمال اغتشاشات زیر لایه مرزی [۵]

استفاده از اسپایک با انواع اشکال آن در نوک وسایل پرنده دماغه پهن باعث تضعیف موج ضربه‌ای قوسی^۳ و موج های ضربه‌ای مایل می‌شود. در نتیجه پسای فشاری کاهش می‌یابد. استفاده از اسپایک باعث افزایش وزن بدنه می‌شود. ضمناً یک نیروی جانبی^۴ به دلیل وجود اسپایک به بدنه اعمال می‌شود [۸].

در روش پاشش جت معکوس از دماغه قدرت موج ضربه‌ای قوسی کاهش می‌یابد که با این کار پسای فشاری کاهش می‌یابد. این روش نیاز به منبع انرژی دارد و در نتیجه افزایش وزن را به پرتابه تحمیل می‌کند. این روش همچنین ممکن است منجر به موج ضربه‌ای ارتعاشی در دماغه گردد. برای محدوده فرکانسی معینی، موج ضربه‌ای ارتعاشی باعث ناپایداری‌هایی در دامنه میدان جریان حول بدنه می‌شود که منجر به مسائل ناخواسته شرایط ناپایا و بعضاً ناپایداری می‌شود [۸].

کاربرد این روش‌ها صرفاً برای کاهش قدرت موج‌های ضربه‌ای است و از این راه منجر به کاهش پسا می‌شوند، اما پسای قاعده ناشی از مکش در قاعده را مورد توجه قرار نمی‌دهند. برای کاهش پسای قاعده روش‌هایی نظیر دمش پایه توسط کارترایت و دیگران مورد بررسی قرار گرفته است. سامانه دمش پایه با اضافه کردن یک منبع انرژی سبب افزایش وزن پرتابه می‌شود [۸].

1 splitter plate

2 Spikes ahead of the blunt-nose with different spike-tip shapes

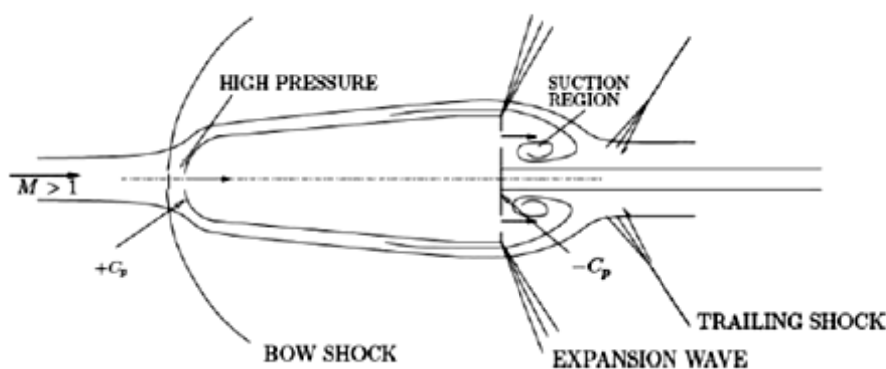
3 Bow shock

4 side-force

تکنولوژی دماش پایه برای بدست آوردن برد در حدود ۴۰ کیلومتر در گلوله ۱۵۵ میلی‌متری تانک استفاده شده است. برای بدست آوردن برد بیشتر از این مقدار، راکت کمکی نیز به کار برده می‌شود. راکت کمکی بر خلاف دماش پایه با افزایش جرم پیشران راکت، به افزایش برد کمک می‌کند. به هر حال فضای موجود برای وسیله پیشران در یک پرتابه محدود می‌باشد. اما ترکیب دماش پایه با راکت کمکی به افزایش برد پرتابه‌ها کمک می‌کند. به این نوع وسیله‌های افزایش برد پرتابه‌ها، پرتابه‌های هیبرید-پیشران گفته می‌شود [۱۱].

دم قایقی کردن نیز از روش‌های کاهش پسای قاعده است. این روش هم سبب افزایش وزن پرتابه می‌شود. این روش‌ها یا صرفاً باعث کاهش پسا موجی یا صرفاً باعث کاهش پسای قاعده‌ای می‌شوند. اما ایده تنفس دماغه‌ای هم پسای فشاری و هم پسای قاعده‌ای را تحت تأثیر قرار می‌دهد [۸].

در روش تنفس دماغه‌ای جریان می‌تواند از یک سوراخ کوچک در دماغه یک پرتابه دماغه پهن وارد شود و از قاعده چنان که در شکل (۱-۱) نشان داده شده است؛ خارج گردد [۸]. البته این روش هنوز به صورت کاربردی و گسترده مطرح نشده است. مسائلی نظیر عبور جریان از داخل پرتابه در این روش نیاز به بررسی بیشتر دارند.



شکل ۱-۱: جریان در تنفس دماغه‌ای [۸]

۲-۱ پسای قاعده

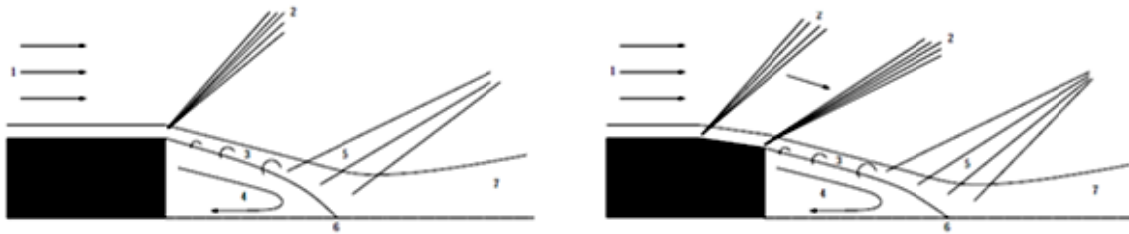
اجسام پرنده عموماً به دلیل وجود پسا متحمل زوال عملکرد پروازی می‌شوند. پسای قاعده بخش عمده پسای کل را تشکیل می‌دهد. به طوری که برای یک پرتابه خاص در ماخ ۰/۹ بدون فناوری‌های کنترل پسا، بیش از ۵۰٪ پسای کل را پسای قاعده‌ای تشکیل می‌دهد. به همین دلیل پسای قاعده به صورت مجزا از سایر مؤلفه‌های پسای فشاری مورد مطالعه قرار می‌گیرد [۱۳].

جدایش جریان در قاعده یا انتهای وسایل پرنده، یک ناحیه چرخشی کم سرعت را در نزدیک قاعده تشکیل می‌دهد. فشار در ناحیه چرخشی عموماً بسیار کمتر از فشار جریان آزاد می‌باشد. پسای قاعده که به دلیل همین اختلاف فشار ایجاد می‌شود تا دوسوم پسای کل را در بدنه‌های چرخان ایجاد می‌کند. روشهای کاهش پسا در گذشته به دلیل فقدان جزئیات اطلاعات و برهمکنشهای دینامیک سیالاتی که در این ناحیه به وجود می‌آید، صرفاً به صورت عملی و تجربی مورد استفاده قرار می‌گرفتند [۱۳].

کاهش پسا از طریق دم قایقی کردن، پاشش از قاعده یا سوزش قاعده، برخی ابزارهای حذف گردابه، و ترکیب این روشها امکان‌پذیر است. چنین روشهای کنترل فعال و غیر فعالی برای تحت تأثیر قرار دادن میدان جریان در دنباله نزدیک برای افزایش فشار قاعده و به تبع آن کاهش پسای قاعده به کار گرفته شده‌اند [۳۳].

در شکل (۲-۱) دو نوع شرایط انتهایی برای یک پرتابه مافوق صوت مشاهده می‌شود. با وجود سادگی جریان پشت پرتابه، فیزیک مسأله در پشت جسم خیلی پیچیده است. یک جریان یکنواخت مافوق صوت روی یک جسم استوانه‌ای، که به عنوان ناحیه ۱ مشخص شده، در ناحیه دوم منبسط می‌شود. این انبساط کاهش شدید فشار را به دنبال دارد. ناحیه ۳، یک لایه برش آزاد است که از ناحیه ۴، که نمایانگر منطقه بازگشت جریان غیرلزج در پایین دستاست، جدا می‌شود. در ناحیه ۵ امواج تراکمی به علت چرخش جریان به داخل، به دلیل گرادیان فشار معکوس، تولید می‌شوند. نقطه ۶، نقطه سکون است و در ناحیه ۷ جریان دوباره متقارن شده و

اصطلاحاً اتصال مجدد^۱ جریان رخ می‌دهد و از ناحیه دنباله جدا می‌شود. برای حالت دم قایقی متقارن ساختار جریان بسیار به جریان قاعده منظم مشابهت دارد، به جز در انبساط مجدد که در انتهای ناحیه دم قایقی شده تغییراتی در جهت جریان متوسط ایجاد می‌کند [۳].



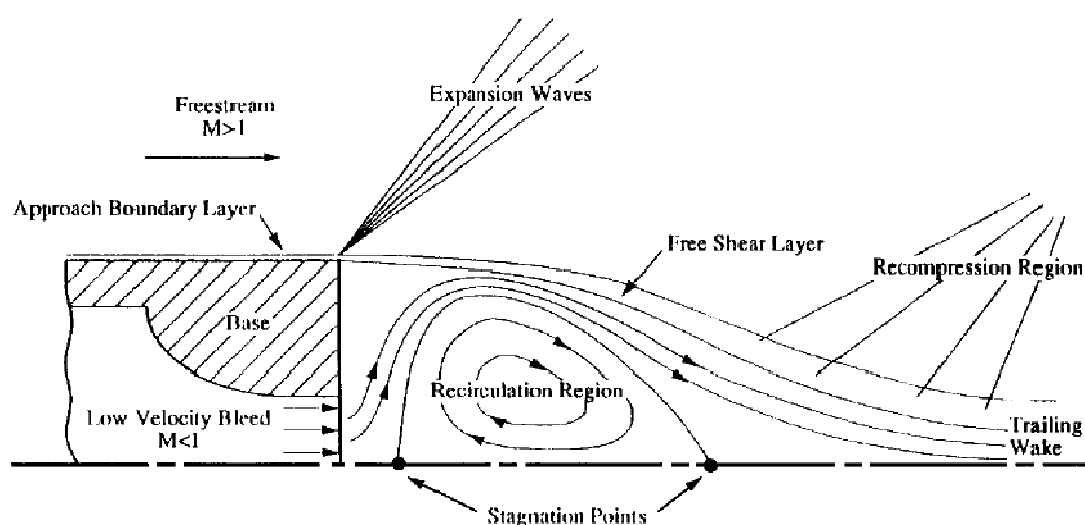
شکل ۱-۲: ناحیه بعد از جسم در حالت ساده و حالت دم قایقی شده [۳]

فیزیک جریان در ناحیه قاعده جسم در دو حالت فوق خیلی پیچیده است. صرف نظر از حالت جدایش لایه مرزی، آرام یا آشفته، در اعداد رینولدز بالا، شکلهای همسان بزرگ در لایه برشی شکل می‌گیرند و در فاصله دور از انتهای جسم و جریان پایین دست شکل آنها ثابت می‌ماند. اندازه و مقاومت آنها مقدار سیال ورودی به منطقه چرخشی و زمان به هم رسیدن جریان را مشخص می‌کند. منطقه چرخشی کوتاهتر منجر به زاویه برگشت بزرگتر جریان و در نتیجه فشار پایه کمتر می‌شود که خود عامل افزایش پسا است. دانستن نحوه تشکیل این ساختارها یا حداقل پیش‌بینی نحوه تشکیل آنها به صورت دقیق برای توسعه روش‌های کنترل جریان، فعال و غیر فعال، بسیار ارزشمند است [۳].

۳-۱ پاشش از قاعده (دمش پایه‌ای)

روش دمش قاعده‌ای یکی از کاربردی‌ترین راه‌های کاهش پسای قاعده می‌باشد. در این فناوری، به کمک یک مولد گاز مستقر در قاعده پرتابه، مقدار کمی گاز سرعت پایین به جریان پشت پرتابه تزریق می‌شود. شکل (۳-۱) نمای کلی نواحی مهم جریان پایه مافوق صوت با پاشش از قاعده را نشان می‌دهد. لایه مرزی آشفته مافوق صوت در هنگام رسیدن به لبه قاعده

جدایش می‌یابد، و منطقه لایه برشی آزاد در دنباله شکل می‌گیرد. جریان در لبه قاعده انبساط می‌یابد و توسط موج ضربه‌ای تراکمی پایین دست قاعده دنبال می‌شود، سپس جریان در انتهای دنباله بازسازی می‌شود. لایه برشی، سیال را از ناحیه پشت قاعده با خود به پایین دست قاعده برده و به آن شتاب می‌دهد. پاشش سیال کم سرعت در ناحیه قاعده نقطه سکون جلو را به عقب می‌راند. مکان نقطه سکون از تعادل بین ممنوم گاز پاششی و سیال در ناحیه چرخشی به دست می‌آید [۲ و ۱۴].



شکل ۱-۳: دیاگرام جریان مافوق صوت پایه [۲]

برهمکنش میان منطقه چرخشی^۱ و جریان خارجی غیر لزج در منطقه اختلاط برشی آزاد صورت می‌پذیرد. این ناحیه مختلط، جایی است که آشفتگی نقش اصلی را ایفا می‌کند. پاشش هوای کم سرعت به پشت پرتابه، ورودی ناحیه چرخشی پایین دست را تا دنباله جابجا می‌کند. پژوهشهای زیادی در جریان مافوق صوت انجام شده است که اثر پاشش از قاعده روی جریان قاعده و پسای قاعده‌ای را مورد بررسی قرار داده‌اند. از اولین پژوهشها در زمینه اثرات دمش قاعده‌ای می‌توان به کار تحقیقاتی کترایت و اسکرودر برای ناسا در سال ۱۹۵۱ اشاره نمود [۱۳].

1 Recirculation region

نتایج نخستین تحقیقات نسبتاً گسترده روی پاشش از قاعده، در دهه شصت توسط محققینی از جمله دیکنسون^۱ در سال ۱۹۶۰، وود^۲ در سال ۱۹۶۴، نش^۳، بیرمن^۴ و مارتی^۵ به صورت مقالات مستقل در سال ۱۹۶۷ ارائه شده‌اند. این پژوهشها که با عنوان جریان هوای ثانویه نیز شناخته می‌شدند، روی اثر دمش قاعده بر عملکرد آیرودینامیکی لبه‌های انتهایی پهن دوبعدی، به ویژه روی افزایش ضریب فشار قاعده متمرکز شده بودند. تا سال ۱۹۸۲ طبق تحقیقات سیکس^۶ اطلاعات اندکی در محدوده گذر صوتی در دست بود. تا این که در حوالی ۱۹۸۵ با توسعه و بهره‌برداری از ابزاری نظیر سرعت‌سنج لیزری دوپلر^۷ اطلاعات زیادی در مورد جریان قاعده در دسترس قرار گرفت [۱۴].

وینبرگ، مکدونالد و شامروث^۸ در ۱۹۸۲ و دیورت^۹ در سال ۱۹۸۳ از حلگرهای ناویر استوکس برای محاسبه میدان جریان در انتهای بدنه‌های متقارن محوری در سرعت‌های مافوق صوت استفاده نمودند. سالینس و همکارانش^{۱۰} در سال ۱۹۸۲ کار محاسباتی محدودی با استفاده از معادلات ناویر استوکس دوبعدی روی جریان قاعده موتور رم‌جت با احتراق مافوق صوت انجام داده‌اند. چاو و همکارانش^{۱۱} روی جریان عبوری از بدنه‌های دم‌قایی در سرعت‌های گذر صوتی با استفاده از مجموعه معادلات غیرلزج و لایه مرزی فعالیت محدودی داشته‌اند. مقالاتی در دهه‌های هشتاد و نود به شرح توسعه و کاربردهای کد محاسباتی لایه نازک ناویر استوکس برای تخمین جریان گذر صوتی روی بدنه‌های نازک چرخان پرداخته‌اند. از جمله نیتوبیکز، پالیام و استجر^{۱۲} در سال ۱۹۸۱ و ساهو و همکارانش^{۱۳} در سال ۱۹۸۲ روشی برای تخمین جریانهای داخلی و خارجی روی پرتابه‌های چرخشی و غیرچرخشی با هندسه‌های متفاوت ارائه نموده‌اند. اما این روشها قابلیت محاسبه فشار قاعده و جریان چرخشی قاعده را

1 E.R. Dickinson

2 C. J. Wood

3 J. F. Nash

4 P. W. Bearman

5 S.N.B. Murthy (ed.)

6 D. M. Sykes

7 laser Doppler velocimeter (LDV)

8 B. C. Weinberg, H. McDonald and S. J. Shamroth

9 G. S. Diewert

10 G. A. Sullins, J. D. Anderson and J. P. Drummond

11 W. L. Chow, L. J. Bober and B. H. Angerson

12 C. J. Nietubicz, T. H. Pulliam and J. L. Steger

13 J. Sahu, C. J. Nietubicz and J. L. Steger

نداشتند [۱۶ و ۱۷]. در ۱۹۸۵ ساهو و نیتوبیکز و استجر^۱ کد محاسباتی را ارائه نمودند که جریان جریان قاعده را در جریان گذر صوتی نیز محاسبه می نمود. روش به کار گرفته شده توسط آنها جزئیات کیفی و کمی ساختار جریان قاعده را نشان می داد. البته در پژوهش آنها اثر همزمان دم قایقی کردن و پاشش از قاعده ملاحظه نشده بود.

با استفاده از سوپر رایانه کری-۲ و الگوریتم پیشرفته تقسیم شار آپویند^۲ این توانمندی بیشتر توسعه داده شد. این الگوی منطقه‌ای گوشه‌های قاعده را حفظ می کند و شرایط مدلسازی بهتری را برای جریان قاعده فراهم می کند. مطالعات ساهو شامل جریان روی انواع متفاوت هندسه قاعده می شد. ساهو توانست ضمن محاسبات جریان قاعده، پسای قاعده و پسای کل را با دقت قابل قبولی تخمین بزند. پیشتر به دلیل فقدان داده‌های تجربی کافی از جمله جزئیات توزیع فشار، مؤلفه‌های سرعت متوسط جریان و کمیات آشفستگی امکان مقایسه این کمیات برای او فراهم نبود.

هرین و داتون^۳ با مطالعه تجربی روی جریان قاعده از یک بدنه استوانه‌ای مافوق صوت، توزیع فشار در امتداد قاعده، جریان متوسط و کمیات آشفستگی را مورد سنجش قرار دادند. البته در پژوهش آنها اثر همزمان دم قایقی کردن و پاشش از قاعده ملاحظه نشده بود. نتایج کار آنها روی بدنه استوانه‌ای با طول کلی شش برابر کالیبر با قسمت دماغه مدل سکانت به خوبی نشان داد که کار ارائه شده قابلیت تخمین هر دو حالت با پاشش از قاعده و بدون آن را دارا است. در محاسبات انجام شده پاشش از قاعده از ۹۰٪ سطح قاعده در نظر گرفته شده بود [۱۶].

نتایج تحقیقات روی اثرات دبی گاز پاششی از قاعده نشان می دهد، سه رژیم کاری متمایز وجود دارند که با توجه به مقدار نرخ دبی پاششی قابل دستیابی است. این تحقیقات برای گسترش دامنه کاربرد نتایج به دست آمده، از یک عدد بی بعد به نام پارامتر پاشش (I) که به صورت نسبت دبی جرمی پاششی (\dot{m}) به حاصل ضرب چگالی و سرعت جریان آزاد در سطح مقطع قاعده تعریف می شود، بهره گرفته اند.

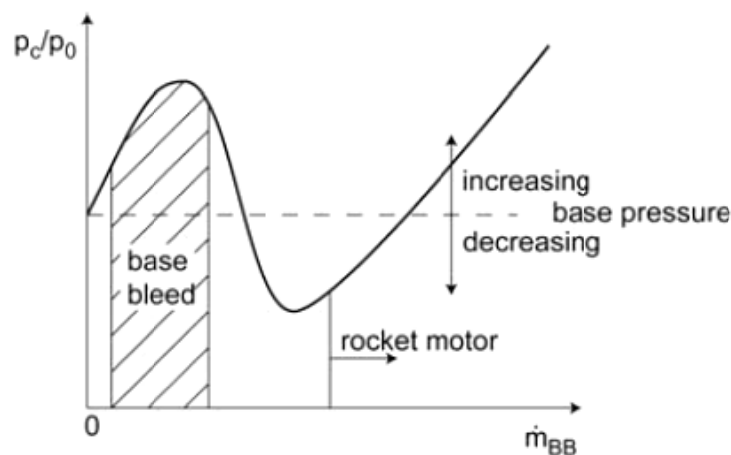
1 Jubaraj Sahu, Charles J. Nietubicz, Joseph L. Stegerf

2 upwind flux-split algorithm

3 Herrin and Dutton

$$I = \frac{\dot{m}}{\rho A V_{\infty}} \quad (1-1)$$

در رژیم اول نسبت فشار قاعده با افزایش پارامتر پاشش به صورت خطی افزایش می‌یابد. بیشینه نسبت فشار در یک مقدار متوسط پارامتر پاششی رخ می‌دهد. برای هوا این مقدار حدود $I=0.01$ که با تغییر شرایط دمایی تا $I=0.002$ نیز کاهش می‌یابد. این مقدار بیشینه فشار بستگی به عوامل متعددی از جمله ماخ جریان آزاد، سایز و هندسه اوریفیس، و نرخ جریان، وزن مولکولی، و دمای گاز پاششی دارد. با ترکیب این عوامل از ۱۰٪ تا ۹۰٪ افزایش نسبت فشار قاعده گزارش شده است. با افزایش پارامتر پاشش پس از مقدار بهینه آن، نسبت فشار قاعده کاهش می‌یابد (رژیم دوم) تا به یک مقدار کمینه برسد. افزایش بیشتر پارامتر پاشش عملاً منجر به شرایط سوختن پیشران^۱ می‌شود (رژیم سوم). در این زمان جریان پاششی مافوق صوت شده است که در نتیجه افزایش نرخ پاشش می‌باشد [۷ و ۱۳].

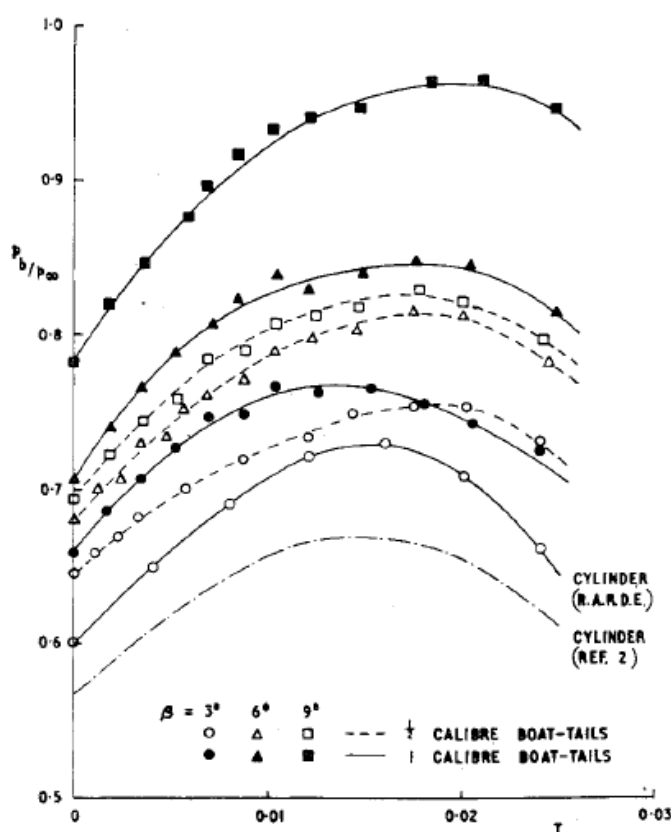


شکل ۱-۴: سه رژیم قابل دستیابی با تغییر نرخ پاشش [۷]

گذر از رژیم اول به رژیم دوم و وجود یک مقدار بیشینه فشار برای این محدوده از پارامتر پاشش توسط بسیاری از محققین از جمله مرجع [۱۸] تحقیق شده است. تحقیق انجام شده روی ترکیب اثرات دو روش دم قایقی کردن و پاشش از قاعده نشان می‌دهد که با وجود ترکیب دو روش، وابستگی بسیار ضعیفی بین زاویه پخ دم قایقی بهینه به نرخ پاشش، و همین طور نرخ پاشش بهینه به زاویه پخ دم قایقی دارد [۱۸].

1 Power-on conditions

در شکل (۵-۱) علاوه بر اثر افزایش پارامتر پاشش، اثر دم قایقی کردن قاعده نیز مشاهده می‌شود. مطابق شکل برای طولها و زوایای مختلف دم قایقی کردن یک مقدار بیشینه فشار قاعده وجود دارد. برای رسیدن به بیشینه فشار قاعده باید طول و زاویه دم قایقی مناسب تعیین گردد. برای مطالعه صورت گرفته، طول دم قایقی شده معادل با قطر جسم بیش از طول دم قایقی با نصف قطر جسم سبب افزایش فشار قاعده می‌گردد. همچنین با افزایش زاویه دم قایقی شدن تا نه درجه، مقدار فشار بیشینه افزایش می‌یابد.

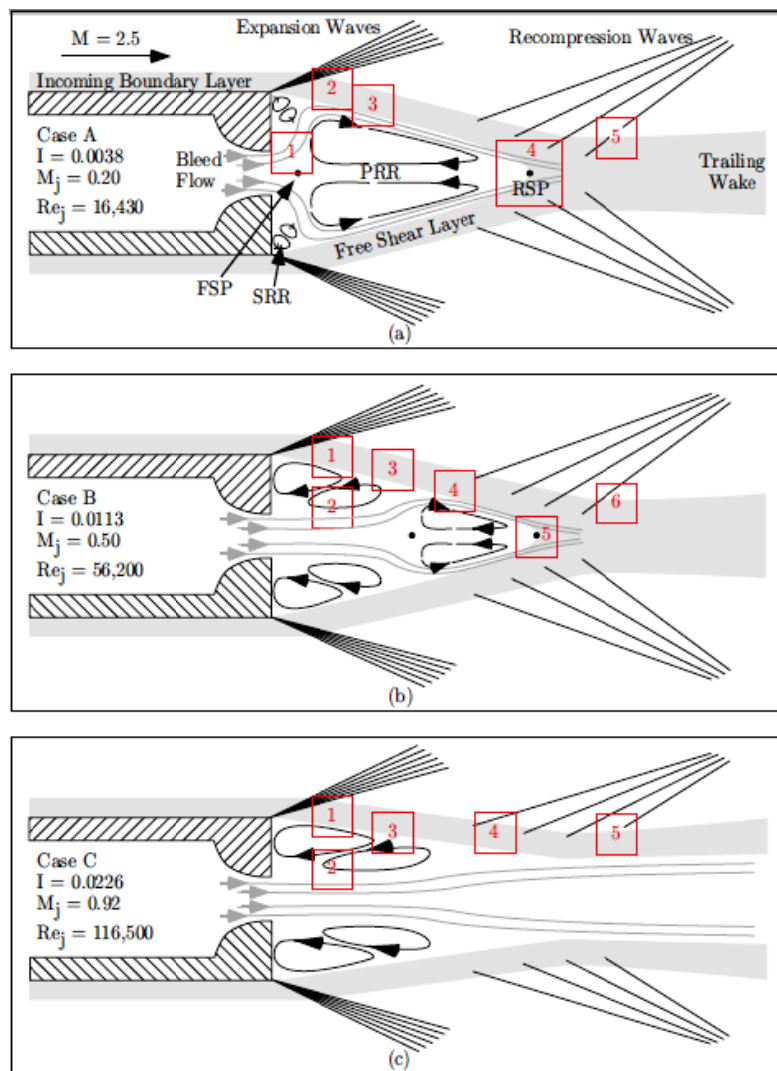


شکل ۱-۵: تغییرات فشار قاعده با افزایش پارامتر پاشش [۱۸]

جدول ۱-۱: ابعاد موقعیت نقاط بر حسب نسبت x/R [۱۹]

موقعیت	حالت a	حالت b	حالت c
۱	۰/۲۵	۰/۷۵	۰/۷۵
۲	۰/۷۵	۰/۷۵	۰/۷۵
۳	۱/۲۵	۱/۵۰	۱/۵۰
۴	۳/۱۰	۲/۲۵	۲/۷۵
۵	۴/۲۵	۳/۲۵	۴/۲۵
۶	-	۴/۲۵	

اثرات افزایش نرخ پاشش برای یک پرتابه با شرایط جریان آزاد و سطح مقطع خروجی ثابت در شکل (۶-۱) به صورت نمادی ارائه شده است.



شکل ۶-۱: اثر نرخ پاشش روی جریان قاعده [۱۹]

رید و هاستینگ^۱، بادرینارایان^۲، باومن و کلایدن^۳، ولنتاین و پیرزیرمبل^۴، زاگو و سینها^۵، روبرت کرکگی و میکائیل فریمن^۶ روی اثر مساحت جت خروجی بیشتر تحقیقاتی انجام داده‌اند. در نرخهای پاشش بسیار کم، افزایش فشار قاعده با پاشش تقریباً مستقل از نسبت مساحت

-
- 1 J. Reid and R. C. Hastings
 - 2 M. A. Badrinarayanan
 - 3 J. E. Bowman and W. A. Clayden,
 - 4 D. T. Valentine and C. E. G. Przirembel
 - 5 V. Zakkay and R. Sinha
 - 6 Robert H. Korkegi and L. Michael Freeman