

علمی- پژوهشی

بررسی تجربی اثر آیرواسپایک بر کاهش پسای سه نوع دماغه پخ در

عدد ماخ ۶/۴

محمدهادی اسلامی^۳

مرکز تحقیقات ملی آیرودینامیک قدر،
دانشگاه جامع امام حسین(ع)

عبدالعلی حقیری^۲

مرکز تحقیقات ملی آیرودینامیک قدر،
دانشگاه جامع امام حسین(ع)
(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۱/۳۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۶/۰۸)

مهدی حسینی^۱

دانشگاه افسری و تربیت پاسداری
امام حسین(ع)

چکیده

چالش اصلی پیش روی طراحان اجسام پرنده ماوراء صوت، میزان قابل توجه پسای فشاری و گرمایش آئرو دینامیکی است. اگرچه دماغه‌های پخ برای توزیع بهتر گرما ترجیح داده می‌شوند لیکن نیروی پسای زیادی تولید می‌کنند. اسپایک‌ها و آیرودیسک‌ها ابزار کارآمدی برای کاهش پسا و گرمایش هستند. در این تحقیق اثرات هندسه آیرواسپایک در کاهش پسای سه نوع دماغه پخ نیم کرووی، تریدنت و HB1، در یک تونل باد ماوراء صوت ارزیابی شده است. آزمایش‌ها بر روی دماغه‌های پخ در شرایط با و بدون آیرواسپایک در عدد ماخ ۶/۴ با اندازه‌گیری نیروی پسا و مشاهده امواج ضربه‌ای با استفاده از روش شلیترین انجام شده است. برای این مطالعه دو آیرواسپایک نیم کرووی با نسبت طول به قطر ۱ و ۲ در نظر گرفته شد. نتایج نشان می‌دهند که در هر سه دماغه، آیرواسپایک با تبدیل موج کم‌انرژی قوی به امواج ضعیف و به دنبال آن ناحیه چرخشی یا منطقه هوای مرده، موجب کاهش فشار در جلوی دماغه و اعمال پسای کمتر می‌گردد. عامل اصلی کاهش پسا، دماغه آیرواسپایک بوده و نسبت بهینه طول به قطر اسپایک با هندسه دماغه پخ تغییر می‌کند. بیشترین کاهش پسا به میزان ۷۴/۸ درصد برای آیرودیسک با نسبت طول به قطر ۲ در دماغه پخ نیم کرووی مشاهده گردید.

واژه‌های کلیدی: تونل باد ماوراء صوت، دماغه‌های پخ، آیرواسپایک، کاهش پسا

The Experimental Study of the Effect of Aerospike on Reducing the Drag of Three Types of Blunt Noses at Mach Number of 6.4

M. Hasani

Imam Hossein University
for Training officers &
Guards

A.A. Haghiri

Imam Hossein University
– Qadr research center

M.H. Islami

Imam Hossein University
– Qadr research center

(Received: 19/April/2021; Accepted: 30/August/2021)

ABSTRACT

The main challenges facing the designers of hypersonic flying objects are the significant amount of pressure drag and aerodynamic heating. However, blunt noses are preferred for better heat distribution, but they produce a lot of drag force. Spikes and aero disks are effective tools for reducing drag and heating. In this study, the effects of aerospike geometry on the drag reduction of three types of hemispherical, Trident and HB1 noses, in a hypersonic wind tunnel have been evaluated. Experiments were performed on blunt noses in the two conditions of with and without aerospike at Mach number of 6.4 by measuring the drag force and observing the shock waves using the Schlieren technique. For this study, two hemispherical aerospikes with length to diameter ratios of 1 and 2 were considered. The results show that in all three noses, the aerospike converts a strong bow shock into a weak shock, and followed by a rotational zone or dead air zone, reduces the pressure in front of the nose and hence, leads to less drag exertion. The main cause of drag reduction is the aerospike nose and the optimal spike length to diameter ratio is with the blunt nose geometry. The highest drag reduction of 74.8% is observed for an aero disk with the length to diameter ratio of 2 in the hemispherical blunt nose.

Keywords: Hypersonic Wind Tunnel, Blunt Noses, Aerospike, Drag Reduction.

۱- کارشناسی ارشد: mahdihhff@chmail.ir

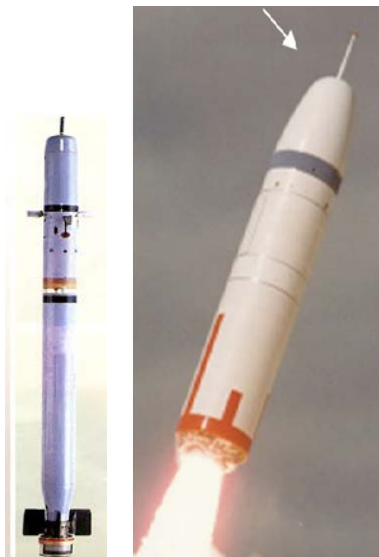
۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): ahaghiri@ihu.ac.ir

۳- کارشناسی ارشد: kpeslamy@ihu.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

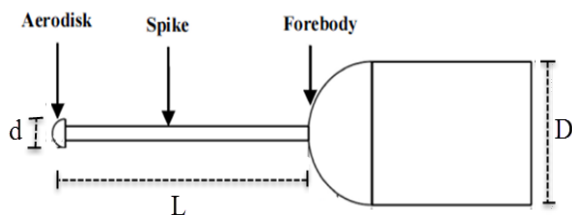
D	قطر بدنه
L	طول اسپایک
d	قطر آیرودیسک
Re	عدد رینولدز
P_0	فشار سکون
T_0	دمای سکون
C_D	ضریب پسا
M	عدد ماخ
علائم یونانی	
α	زاویه حمله

و عملیاتی است. در میان تمامی روش‌های مذکور، آیرواسپایک به‌عنوان یک ابزار غیرفعال^۳ متصله به نوک دماغه پخ جزء ساده‌ترین و مؤثرترین روش در کاهش پسا و گرمایش آئرو دینامیکی در رژیم ماوراء صوت است [۱۵،۳] و [۱۴]. با نصب اسپایک در نوک دماغه پخ، الگوی موج کمّانی و میدان جریان اطراف دماغه تغییر کرده و کاهش قابل قبولی از نیروی پسا نسبت به حالت بدون اسپایک را به همراه دارد [۱۶-۱۸]. نمونه‌هایی از اسپایک در صنعت موشکی استفاده شده که می‌توان به موشک تریدنت^۴ ۱ با افزایش برد حدود ۵۵۰ کیلومتر و سامانه موشکی دوش پرتاب سام ۱۸ یا ایگلا^۵ اشاره نمود، (شکل ۱).



شکل (۱): موشک تریدنت ۱، سمت راست و موشک ایگلا مجهز به اسپایک

در شکل ۲، یک دماغه پخ نیمه کروی به همراه اسپایک نشان داده شده که پارامترهای هندسی مؤثر اسپایک در نحوه عملکرد آن جهت کاهش پسای موجی یک دماغه پخ است [۱۳].



شکل (۲): دماغه و آیرودیسک.

۱- مقدمه

استفاده از دماغه پخ در اجسام پرنده سرعت‌بالا اعم از موشک، راکت و کپسول‌های برگشتی یکی از راه‌کارهای متداول در کاهش انتقال حرارت به بدنه می‌باشد [۱]. با انتخاب دماغه پخ موج مخروطی متصل به موج کمّانی^۱ جدا شده تبدیل شده و موجب جابجایی موج به بالادست، ایجاد فاصله با دماغه و کاهش انتقال حرارت به بدنه می‌شود. اما موج کمّانی جلوی دماغه پخ، مشابه موج قائم بوده و به دلیل کاهش شدید سرعت و افزایش شدید فشار در ناحیه جلوی دماغه باعث افزایش چند برابری پسای موج^۲ و در نهایت پسای کل جسم و کاهش راندمان عملکردی در حین پرواز در اتمسفر می‌شود [۲].

بنابراین اتخاذ یک روش مناسب برای کاهش این نیروی پسا و به حداقل رساندن رانش موردنیاز، در رژیم ماوراء صوت بسیار مطلوب است [۳]. اگرچه در پی آن افزایش برد یا کاهش سوخت موردنیاز، افزایش محموله با وزن برخاست مناسب و بهبود یکپارچگی ساختاری هم می‌تواند مزیت‌های دیگر کاهش پسا باشد [۴]. روش‌های مختلفی جهت کاهش پسای دماغه‌های پخ در رژیم ماوراء صوت اعم از تزریق جت متقابل [۵،۶]، پلازما و نشست انرژی در مقابل نقطه سکون [۷،۸]، ایجاد حفره در جلوی دماغه [۹-۱۱] و اسپایک [۱۲،۱۳] و یا ترکیب برخی از آنها مورد مطالعه قرار گرفته که هر کدام دارای مزایا و معایبی از جنبه‌های آیرودینامیکی

^۳ Passive

^۴ Trident

^۵ Igla

^۱ Bow shock

^۲ Wave Drag

در این مطالعه بیشترین کاهش پسا برای بلندترین آبرودیسک در حدود ۶۴٪ گزارش شد. وانگ [۲۶] در بررسی مجموعه‌ای از روش‌های کاهش پسا، اسپایک را یک ابزار ساده ولی مؤثر در کاهش پسا معرفی می‌کند. اشرف [۲۷] در یک مطالعه تجربی و عددی اثر یک آبرودیسک خودتنظیم بر کاهش پسای مدل موشک در زوایای حمله را بررسی کرد و دریافت که آبرودیسک عملکرد بالایی در کاهش پسای دماغه نیم کروی دارد اما در زوایای حمله تأثیر آبرودیسک کمتر بوده و حتی کمتر از حالت بدون اسپایک است.

طبق مطالعات [۱۵، ۱۳، ۳، ۱۸، ۲۳، ۲۴، ۲۸، ۲۹، ۳۰] افزودن یک دیسک یا نیم‌کره به نوک اسپایک می‌تواند عملکرد آن را بهبود بخشد. در این صورت آبرودیسک با داشتن یک طول ثابت، در محدوده‌ی وسیع‌تری از اعداد ماخ و زوایای حمله، عملکرد بهتری نسبت به اسپایک نوک‌تیز دارد. آبرودیسک با تقویت و تثبیت جدایش لایه‌مرزی و در نتیجه جدایش جریان از روی میله اسپایک، باعث ایجاد یک منطقه چرخشی در جلوی بدنه می‌شود. آبرودیسک در مقایسه با اسپایک یک ناحیه چرخشی بزرگ‌تری را در بالادست دماغه ایجاد می‌کند. به طوری که شکل و ابعاد این ناحیه به طول و قطر آبرودیسک مرتبط بوده و با افزایش یافتن وسعت ناحیه کم‌فشار، پسای وارده به بدنه نیز کاهش بیشتری می‌یابد [۳۱].

در تحقیق حسنی و همکاران [۳۲] با استفاده از شبیه‌سازی عددی و آزمایش تونل باد در جریان ماوراء صوت تأیید شد که اسپایک با نسبت طول به قطر ۲ موجب کاهش بهینه پسای موجی روی دماغه استاندارد HB1 می‌شود. نتایج آزمایشگاهی در ماخ ۶/۴ روی این دماغه نشان می‌دهد که تضعیف موج کمانی نسبت به ناحیه چرخشی کم‌فشار نقش مؤثرتری داشته و کاهش بیشتر پسای موج را به همراه دارد.

به‌رحال بررسی‌ها نشان می‌دهد که اکثر مطالعات در زمینه اثر آبرواسپایک و هندسه بهینه آن بر کاهش پسای یک دماغه‌ی نیم کروی بوده و اطلاعات زیادی از اثرات هندسه دماغه‌های مختلف در ارتباط با اسپایک کار نشده یا منتشر نشده است. هدف از این تحقیق بررسی اثر متقابل

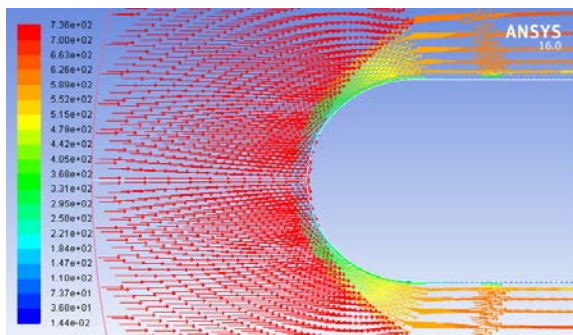
مطالعات زیادی در زمینه نوع و هندسه اسپایک اعم از دیسک یا نیم‌کره، نسبت طول به قطر، چگونگی تشکیل منطقه چرخشی و ایجاد امواج مخروطی در جلوی دماغه و میزان کاهش فشار روی سطح بدنه و در نهایت پسای کل روی دماغه‌های نیم کروی انجام شده است [۱۹-۲۱]. کرافورد [۲۲] تأثیر طول اسپایک بر مشخصات جریان را در عدد ماخ ۶ و ۸ و اعداد رینولدز 10×10^6 و 10×10^8 بر حسب قطر استوانه به‌طور تجربی بررسی کرد. نتایج نشان‌دهنده این بود که اسپایک در اعداد ماخ بالا، پسای آئرودینامیک بدنه پخ را کاهش می‌دهد. لیکن طول اسپایک در محل اتصال مجدد لایه برشی کاهش پسا و گرمایش نقش مؤثری دارد. لازم است که طول بهینه اسپایک از ۴ برابر قطر بدنه تجاوز نکند.

مهتا [۱۳] در یک شبیه‌سازی عددی میدان جریان دریافت که با افزایش طول اسپایک، پسا و گرمایش آئرودینامیکی بدنه مجهز به اسپایک کاهش می‌یابد ولی این روند برای طول‌های بلندتر از یک طول بحرانی، تأثیر حداقلی خواهد داشت. موتویاما [۲۳] تأثیر طول اسپایک، شکل اسپایک (آبرودیسک)، ساختار و ابعاد نوک اسپایک و زاویه حمله را در کاهش پسای بدنه پخ در عدد ماخ ۷ به‌صورت تجربی مطالعه کرد. نشان داد که دیسک بهتر از اسپایک عمل می‌کند. تأثیرات طول اسپایک و ساختار نوک آن بر کاهش پسای دماغه‌های نیم کروی در زوایای حمله مختلف توسط کالیموتو [۲۴] به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت. در این مطالعه اسپایک مخروطی، دیسک صاف و دیسک نیم کروی مقایسه شدند. نتایج حاکی از آن است که اضافه کردن یک دیسک در نوک اسپایک می‌تواند پسای آئرودینامیکی را حتی در زوایای حمله هم بهبود بخشد. در این تحقیق مشخص شد که آبرواسپایک با نسبت طول به قطر ۲ با کاهش پسای ۷۴٪ بهترین عملکرد را بین مدل‌های آزمایش شده از خود نشان داد.

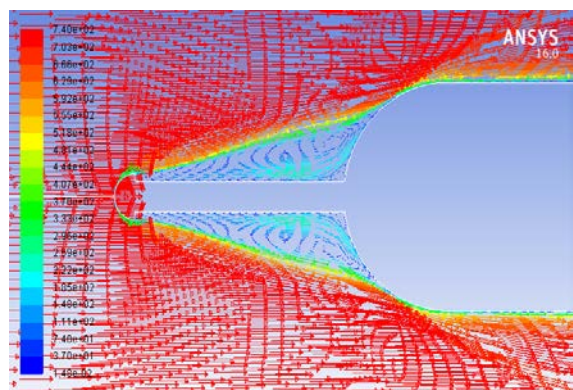
اجمل [۲۵] اثرات طول و قطر اسپایک و قطر آبرودیسک بر کاهش پسای بدنه‌ی پخ نیم‌کره را به‌صورت عددی در عدد ماخ ۶ بررسی کرد و دریافت که با حضور اسپایک به‌دلیل قرارگیری شوک مایل به‌جای شوک قائم در جلوی بدنه، فشار روی بدنه‌ی پخ به‌شدت کاهش می‌یابد.

بود. درحالی که با اضافه کردن اسپایک، در جلوی دماغه پخ ماهیت موج ضربه‌ای کمانی تغییر نموده و به موج کمانی ضعیف با فشار کمتر به همراه ناحیه چرخشی تبدیل شده و در نتیجه کاهش پسا نسبت به دماغه پخ می‌شود [۳۲].

درواقع همان گونه که در شکل ۴-ب نشان داده شده وجود دماغه نیم کروی اسپایک با قطر حداقلی موجب تشکیل موج کمانی با کاهش محدوده ناحیه سکون و پرفشار در جلوی دماغه اسپایک می‌گردد. با عبور جریان از روی دماغه اسپایک و جدایش جریان، یک دنباله و ناحیه چرخشی کم فشار پشت آیرواسپایک بین موج و دماغه تشکیل می‌شود. در این ناحیه چرخشی مافوق صوت، امواج ضربه‌ای جدید و پدیده‌هایی بر پایه اثرات متقابل امواج ضربه‌ای و لایه مرزی روی میله اسپایک در پشت موج کمانی متأثر از هندسه دماغه آیرواسپایک و طول اسپایک اتفاق می‌افتد که می‌تواند متناسب با هندسه و نوع دماغه اسپایک موجب پیچیدگی کمتر یا بیشتر میدان جریان در این ناحیه گردد [۳۲].



الف



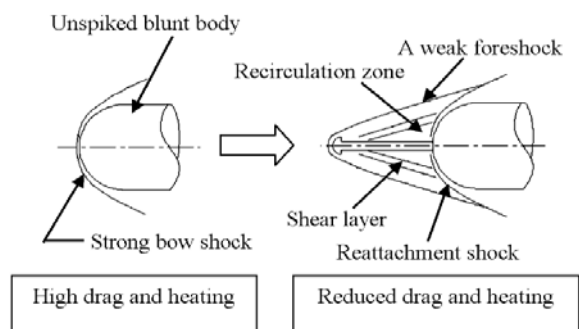
ب

شکل (۴): میدان جریان و ناحیه چرخشی با و بدون اسپایک [۳۲]

هندسه دماغه و آیرواسپایک بر میدان جریان و حصول اطمینان از عملکرد مؤثر آیرواسپایک روی هندسه‌های متفاوت در مقایسه با دماغه پخ نیم کروی است. درواقع کارایی و نحوه عملکرد نسبت بهینه طول به قطر اسپایک با نوک کروی در کاهش میزان پسای موجی در سه دماغه کروی، تردنت و HBI، با انجام آزمایش در تونل باد ماوراء صوت در عدد ماخ ۶/۴ و زاویه حمله صفر درجه مورد ارزیابی قرار گرفته است.

۲- مباحث نظری

در شکل ۳ چگونگی تغییر میدان جریان توسط اسپایک نسبت به حالت بدون اسپایک بر روی یک دماغه پخ نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود اسپایک موج کمانی ضعیف به همراه چند موج مایل ضعیف را جایگزین موج کمانی قوی دماغه پخ نموده که در ادامه با جدایش جریان یک ناحیه دنباله به صورت لایه برشی و منطقه چرخشی در پایین دست و پشت اسپایک و جلوی دماغه تشکیل می‌شود. با تشکیل موج کمانی ضعیف و عملکرد منطقه چرخشی، مقدار فشار و شار گرمایی روی بدنه پخ کاهش می‌یابد [۱۳ و ۱۸].



شکل (۳): میدان جریان حول دماغه پخ بدون و با اسپایک [۲۰].

همچنین مطابق با شکل ۴-الف با عبور جریان مافوق صوت از دماغه پخ و تشکیل موج ضربه‌ای کمانی جدا شده مشاهده می‌شود که افزایش ناگهانی پسای موج در مقایسه با موج مخروطی مایل چسبیده در دماغه مخروطی می‌شود. بدیهی است که با افزایش عدد ماخ به سرعت ماوراء صوت، این موج ضربه‌ای کمانی قوی‌تر شده و می‌توان گفت در این شرایط پسای غالب جسم پرنده از نوع پسای موجی خواهد

۳- مجموعه آزمایش

در این مطالعه تمامی آزمایش‌ها در تونل باد ماوراء صوت روی سه دماغه‌های پخ نیم کرووی، استاندارد ماوراء صوت HB1 و تریدنت در عدد ماخ ۶/۴ و زاویه حمله صفر درجه انجام شده است. به‌منظور یافتن تأثیرات قرارگیری آبرودیسک بر روی دماغه و همچنین اثرات طول آبرودیسک بر پسای دماغه‌های پخ، ضریب پسای دماغه‌ها یک‌بار بدون اسپایک و یک‌بار هم با اسپایک‌های نسبت طول به قطر ۱ و ۲ اندازه‌گیری شد. اندازه‌گیری‌ها شامل اندازه‌گیری نیروی پسا و تصویربرداری شیلیرین جهت ثبت چگونگی الگوی امواج ایجادشده در جلوی دماغه‌ها و آبرودیسک‌ها بوده است.

۳-۱- تونل باد ماوراء صوت

تونل باد آزمایشگاهی ماوراء صوت مرکز آئروپینامیک قدر دانشگاه امام حسین (علیه‌السلام) یک تونل باد مدارباز از نوع فشار و خلأ (دمشی - مکشی) با محفظه آزمون دایروی به قطر جت ۱۰۰ mm است. مطابق با شکل ۵ مدار تونل باد شامل مخزن هوای پرفشار تا ۱۵ bar، شیر تنظیم فشار، شیر سریع بازشو، نازل همگرا و واگرا قابل تعویض برای فراهم کردن عدد ماخ موردنیاز، محفظه آزمون به همراه محفظه پلینیوم، دیفیوزر مافوق صوت جهت بازیابی فشار و کاهش سرعت و مخزن خلأ با حداکثر خلأ ۰/۰۰۴ bar است. زمان عملکردی تونل باد در اعداد ماخ ۶ و ۸ به مدت ۴ ثانیه در فشار عملکردی متناسب است. جهت راه‌اندازی تونل باد پس از آماده‌سازی مخزن پرفشار و خلأ، شیر سریع بازشو در کسری از ثانیه بازشده جریان برقرار می‌شود.



شکل (۵): شماتیک تونل باد ماوراء صوت

تونل باد به سیستم تصویربرداری شیلیرین، حس‌گرهای فشار کوলাیت با پاسخ فرکانسی بالا، حدود ۵ کیلوهرتز و دقت ۰/۱٪، بالانس اندازه‌گیری نیرو و دوربین تصویربرداری سرعت‌بالا، ۲۰۰۰ f/sec مجهز است. برای اندازه‌گیری عدد ماخ جریان هوا در محفظه آزمون از یک لوله پیتوت^۱ و حس‌گر فشار استفاده می‌شود. در شکل ۶ محفظه آزمون به همراه مدل نصب‌شده را نشان می‌دهد.



شکل (۶): محفظه آزمون تونل باد و مدل نصب‌شده در آن

۳-۲- مدل

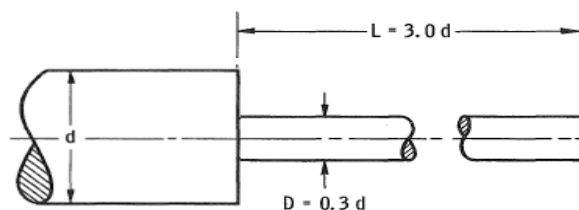
بررسی‌ها نشان می‌دهد که اکثر مطالعات انجام‌شده اثر آبرواسپایک و هندسه بهینه آن بر کاهش پسای یک دماغه نیم کرووی است. اینکه عملکرد شرایط بهینه به‌دست‌آمده از اسپایک در دماغه نیم کرووی با تغییر دماغه پخ چگونه است از اهداف تحقیق بوده است. درواقع در این تحقیق میزان کارایی دو هندسه آبرواسپایک، بهینه و غیر بهینه، با نسبت طول به قطر ۲ و ۱، بر کاهش پسای دو دماغه پخ متفاوت با دماغه پخ نیم کرووی مقایسه شده است.

به‌طوری‌که اثر متقابل هندسه دماغه و آبرواسپایک بر میدان جریان حاکم، الگوی موج ضربه‌ای منحنی و کاهش پسای جسم در سه دماغه پخ مختلف بررسی شده و حصول اطمینان از عملکرد مؤثر آبرواسپایک در هندسه‌های متفاوت موردنظر بوده است. مدل‌های مورد مطالعه دارای تقارن محوری بوده و بدنه اصلی شامل استوانه و دماغه است. مطابق با شکل ۷ ابعاد و ساختار استوانه در تمامی مدل‌ها با قطر، D، برابر با ۱۵ mm و طول آن 1.25D است. دماغه‌ها شامل دماغه نیم کرووی، مدل استاندارد HB1 و تریدنت است. هرکدام از دماغه‌ها در دو حالت با و بدون

¹ Pitot tube



شکل (۹): کالیبراسیون بالانس الکتریکی

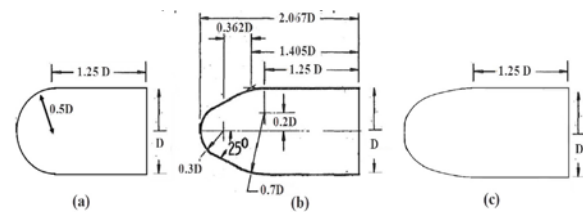


شکل (۱۰): هندسه پایه نگه‌دارنده [۳۲]

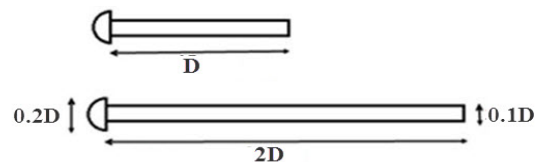
۴- اعتبارسنجی آزمایش‌ها

جهت اعتبارسنجی نتایج آزمون تجربی علاوه بر کالیبراسیون دقیق تونل باد و ابزار اندازه‌گیری، از نتایج تجربی معتبر مدل استاندارد HB1 [۳۴] و دماغه نیم کروی [۲۴] استفاده شده است. در جدول ۱ مقایسه‌ای از ضریب پسای دماغه نیم کروی با و بدون آیرواسپایک و دماغه HB1 در حالت بدون آیرواسپایک ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود ضرایب پسا به‌دست‌آمده از تحقیق حاضر با نتایج مرجع سازگاری مناسبی داشته و خطای ناچیز حدود ۳/۹٪ مشاهده می‌شود. از نقطه‌نظر میدان جریان، کالیما تو در حالت دماغه با آیرواسپایک، به یک موج میانی اشاره کرده که در شکل ۱۱ با علامت نشان داده شده است. این موج میانی روی میله‌ی آیرواسپایک شروع شده و موازی با موج ناشی از دماغه آیرواسپایک، امتداد می‌یابد. میله اسپایک در ناحیه دنباله متشکله از دماغه اسپایک به‌عنوان یک جداساز جریان عمل کرده و باعث تقویت جدایش لایه مرزی از سطح خود و ایجاد لایه برشی می‌شود [۲۴]. با جدایش جریان روی میله، ناحیه جریان چرخشی با فشار پایین‌تر در جلوی دماغه شکل می‌گیرد. بنابراین موج میانی به‌عنوان جداکننده ناحیه بعد از آیرواسپایک و ناحیه چرخشی عمل می‌کند.

اسپایک بوده و به‌گونه‌ای ساخته شد که امکان تعویض اسپایک وجود داشته است. همان‌گونه که در شکل ۸ نشان داده شده دو آیرواسپایک با دماغه نیم کروی به قطر $0.2D$ به همراه یک میله استوانه‌ای با قطر $0.1D$ در نسبت‌های طول به قطر ۱ و ۲ تهیه شده است. اسپایک‌ها درون حفره‌ای که روی محور تقارن دماغه تعبیه شده جای گرفته و از کنار توسط یک پیچ محکم می‌شود.



شکل (۷): مدل‌های استفاده‌شده در آزمون



شکل (۸): ابعاد آیرودیسک‌ها

۳-۳- بالانس اندازه‌گیری نیروی پسا

اندازه‌گیری نیروی پسا با استفاده از یک بالانس الکتریکی تک مؤلفه از نوع کرنش‌سنج با دقت 0.02% که از انتها به مدل نصب می‌شود انجام گردید. بالانس با کمک پایه مخصوص کالیبره شده و جهت بررسی میزان تکرارپذیری آن ۱۰ مرتبه به‌صورت خطی کالیبره بارگذاری گردید (شکل ۹). برای محاسبه ضریب پسا، قطر بدنه به‌عنوان قطر مبنا در نظر گرفته شد. مطابق با شکل ۱۰ طراحی سیستم بالانس به نحوی انجام شد که مدل‌ها به‌سادگی روی میله‌ی نگه‌دارنده^۱ نصب شود. طبق این طرح، هندسه‌ی میله‌ی نگه‌دارنده با حداکثر قطر و حداقل طول لازم برای ارائه اطلاعات فشار پایه^۲ مشخص شده است. همچنین ارتفاع (طول) میله بالانس به نحوی است که مدل دقیقاً در مرکز محفظه آزمون قرار گیرد تا جریان یکنواخت و مناسب را تجربه کند.

¹ Stand

² Base pressure

نیروی پسا و تصویربرداری شیلیرین انجام گردید. شرایط آزمایش عدد ماخ ۶/۴، فشار سکون ورودی $10/50 \pm 0/1$ اتمسفر با دمای سکون $T_0=450$ k، فشار در مخزن خلأ $0/1 \pm 0/1$ اتمسفر، زاویه حمله $\alpha=0$ و عدد رینولدز $Re = 0.498 \times 10^5$ برحسب طول اسپایک (۳۰م.م) است.

۵-۱- تحلیل کیفی میدان جریان

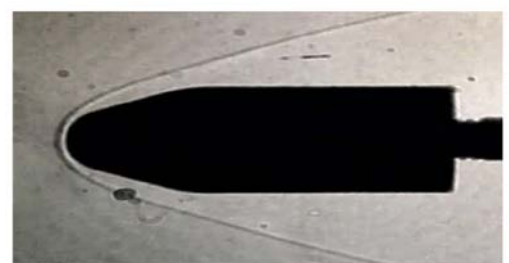
شکل ۱۲ تصاویر شیلیرین میدان جریان و الگوی موج ضربه‌ای کمائی حول دماغه‌های پخ بدون آبرودیسک را در عدد ماخ ۶/۴ نمایش می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود موج کمائی موجب افزایش فشار در میدان جریان بالادست دماغه و اعمال نیروی پسای موجی می‌گردد. از پارامترهای مهم در نوع الگوی موج کمائی و میزان پسای اعمالی هندسه دماغه و عدد ماخ جریان بالادست دماغه است.



(الف)



(ب)

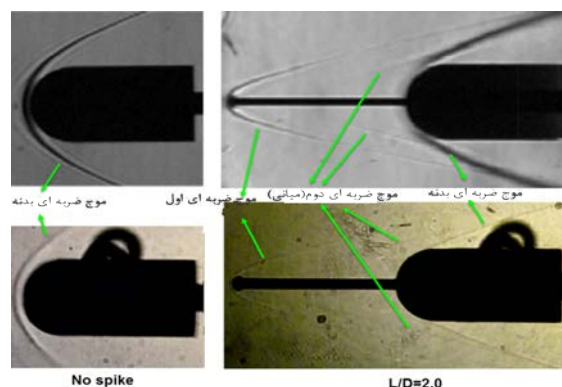


(ج)

شکل (۱۲): تصاویر شیلیرین سه دماغه در حالت بدون اسپایک (الف) دماغه نیم کروی (ب) دماغه تردنت (ج) دماغه HB1

جدول (۱): اعتبارسنجی تونل باد با نتایج معتبر

درصد اختلاف	ضریب پسای مطالعات قبلی	تونل باد قدر	دماغه
۱/۶٪	۰/۹۱۲	۰/۹۲۷	دماغه نیم کروی بدون آبرواسپایک [۲۴]
۳/۹٪	۰/۲۲۷	۰/۲۳۶	دماغه نیم کروی با آبرواسپایک [۲۴]
۲/۵٪	۰/۵۱	۰/۵۲۳	دماغه HB1 بدون آبرواسپایک [۳۴]



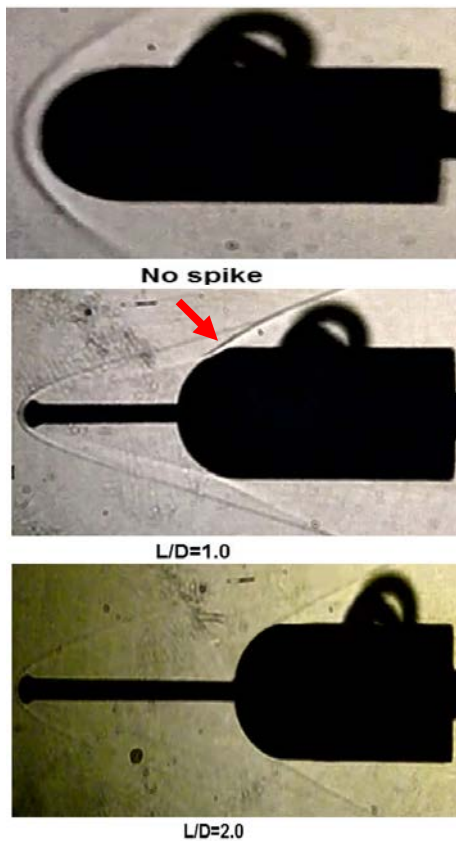
شکل (۱۱): مقایسه تصاویر شیلیرین آزمایش حاضر (پایین) و مرجع [۲۴] (بالا) برای دماغه نیم کروی

۵- انجام آزمایش

برای انجام آزمون تونل باد، ابتدا مدل مربوطه روی سیستم بالانس نصب و توسط تراز دیجیتال زاویه‌ی حمله‌ی صفر برای مدل تنظیم می‌شود. با ایجاد خلأ در محل خروجی تونل باد و افزایش فشار مخزن پرفشار در ورودی آزمایش انجام می‌شود. برای اطمینان از تکرارپذیری^۱ نتایج و مقادیر اندازه‌گیری شده، یک آزمون پنج مرتبه تکرار شد. در تکرارپذیری باید در نظر داشت که روش اندازه‌گیری، کاربر، سیستم اندازه‌گیری، شرایط عملیاتی و شرایط همه‌ی آزمایش‌ها یکسان باشد و اندازه‌گیری‌های تکراری در یک دوره‌ی زمانی کوتاه بر روی نمونه‌های یکسان صورت بپذیرد [۳۵]. در این آزمایش‌ها دماغه بدون اسپایک پنج مرتبه در شرایط جریان یکسان و تثبیت‌شده قرار گرفت و مقادیر ضریب پسای آنرویدینامیکی آن ثبت گردید. میزان تکرارپذیری آزمایش‌ها در اندازه‌گیری نیرو حداکثر ۹۸٪ و عدم قطعیت مجموعه آزمایش کمتر از ۳٪ بوده است. آزمایش‌ها برای تمامی حالت در عدد ماخ ۶/۴ و زاویه حمله صفر درجه انجام شد و علاوه بر اندازه‌گیری فشار کل محفظه آزمون جهت اندازه‌گیری عدد ماخ، اندازه‌گیری

¹ Repeatability

آنچه مسلم است چگونگی جدایش جریان، تشکیل دنباله، منطقه چرخشی و توسعه آن به شکل دماغه اسپایک و طول آن بستگی دارد. با افزایش طول اسپایک، $L/D=2$ جریان فرصت بیشتری برای توسعه ناحیه چرخشی و افزایش وسعت منطقه جدایش جریان داشته که به معنی کاهش بیشتر پسا است [۳۲]. همچنین در این تصاویر تشکیل موج مایل روی دماغه اصلی و تداخل آن با موج کمافی آیرودیسک مشاهده می‌شود. تشکیل موج مایل روی دماغه اصلی به دلیل مافوق صوت بودن میدان جریان پایین دست قسمت یال‌های مایل موج کمافی آیرودیسک بوده و مطابق با تصاویر، قدرت موج و نحوه تداخل آن با موج کمافی دماغه آیرودیسک در $L/D=2$ در مقایسه با $L/D=1$ متفاوت و ضعیف‌تر است. لذا می‌توان نتیجه گرفت که آیرودیسک با دو عامل تضعیف موج کمافی و کاهش سطح فشار بالا در پشت موج، ایجاد ناحیه دنباله و جریان چرخشی در حدفاصل آیرودیسک و دماغه اصلی و تضعیف موج مایل روی دماغه اصلی موجب کاهش نیروی پسای موجی بدنه می‌شود. حال اینکه درصد سهم هر کدام به چه میزان است در قسمت بررسی نیروی پسا تشریح می‌شود.

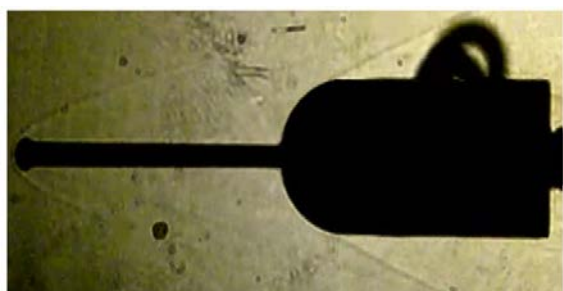


شکل (۱۳): دماغه نیم کروی در حالت بدون و با آیرودیسک

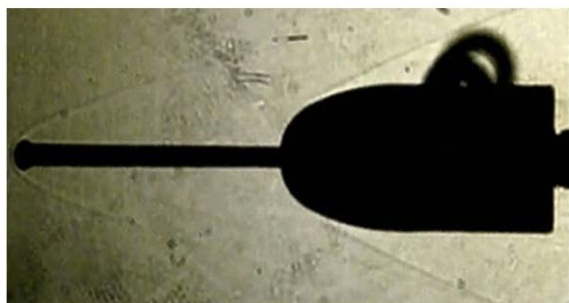
تصاویر شیلیرین تأیید می‌کند که موجی کمافی متشکله و لذا میزان پسای اعمالی در دماغه HB1 با دماغه‌های نیم کروی و تریدنت متفاوت است. در واقع در عدد ماخ ثابت، موج کمافی در دماغه‌های نیم کروی و تریدنت به موج قائم نزدیک‌تر بوده و سطح بیشتری از دماغه با فشار بالای پس از موج مواجه می‌شود. در نتیجه نیروی پسای اعمالی به دماغه نیم‌کره بیشتر از تریدنت و این میزان در تریدنت بیشتر از دماغه HB1 است. نتیجه اینکه مطابق انتظار هرچه هندسه دماغه به سمت پخی بیشتر برود همانند نیم‌کره موجب تشکیل موج کمافی متمایل به موج قائم و پسای موجی بیشتر می‌شود. در عوض با تیز کردن دماغه مشابه دماغه مخروطی موج کمافی تبدیل به موج مخروطی و اعمال حداقل پسای موجی می‌شود، شکل ۱۲.

شکل ۱۳ تصاویر شیلیرین دماغه نیم کروی بدون آیرودیسک و همراه با آیرودیسک با $L/D=1,2$ را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با مقایسه میدان جریان در حالت با و بدون آیرودیسک، در مرحله ابتدایی جریان ماوراء صوت در مواجه با آیرودیسک یک موج کمافی متناسب با هندسه کوچک دماغه آیرودیسک ایجاد کرده و با توجه به سطح برخوردی کم دماغه آیرودیسک با فشار پس از شوک، کاهش محسوسی در ایجاد پسای موج می‌شود. در ادامه با توجه به پله ایجادشده در پشت آیرودیسک و جدایش جریان و بروز امواج انبساطی و مایل و اثرات متقابل با لایه مرزی در این ناحیه، دنباله به صورت میدان جریان چرخشی روی میله آیرودیسک تشکیل شده و موجب کاهش محلی فشار در این ناحیه می‌شود. در نتیجه توزیع فشار بر روی سطح دماغه اصلی، بدنه نیز نسبت به حالت قبل به مراتب کمتر بوده و پسای حداقلی را موجب می‌شود. لذا در مجموع پسای اعمالی به بدنه چند برابر کاهش می‌یابد. در واقع در شانه‌ی آیرودیسک (کلاهدک اسپایک) جریان چرخیده و سریعاً منبسط می‌شود و یک لایه مرزی از میله اسپایک جدا شده و تشکیل یک لایه برشی آزاد می‌دهد که این لایه برشی منطقه جریان چرخشی داخلی را از جریان بیرون جدا می‌کند. منطقه چرخشی به دلیل فشار کمتر، نیروی کمتری را به بدنه وارد کرده و در نتیجه پسای آیرودینامیک کمتر می‌شود. در این مطالعه تجربی از نقطه نظر میدان جریان، آیرودیسک با $L/D=2$ توانایی بیشترین کاهش پسا را برای دماغه نیم کروی دارد [۳۲].

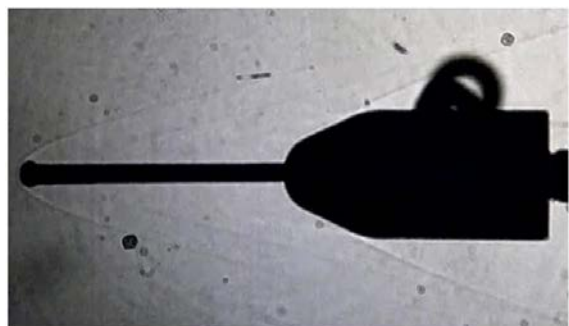
شکل ۱۵ تصاویر شیلیرین دماغه‌ها در حالت مجهز به آبرودیسک با نسبت طول به قطر ۲ را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با افزایش طول اسپایک به $L/D=2$ بر روی هر سه دماغه وسعت منطقه جدایش جریان افزایش یافته و محل برخورد شوک مایل با شوک اتصال مجدد از بدنه دورتر شده و به سمت عقب حرکت می‌کند. در نتیجه فشار کمتری در حالت آبرودیسک $L/D=2$ به بدنه وارد شده و نیروی پسا کاهش بیشتری خواهد داشت.



(الف)



(ب)



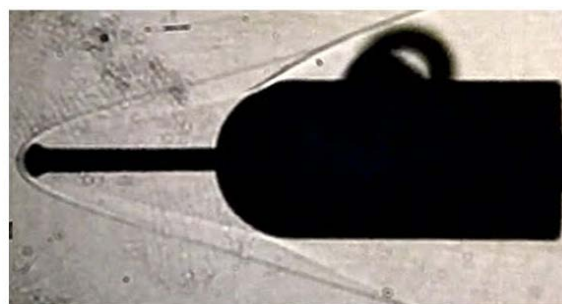
(ج)

شکل (۱۵): تصاویر شیلیرین سه دماغه با اسپایک $L/D=2$
 (الف) دماغه نیم کروی (ب) دماغه تریدنت
 (ج) دماغه HB1

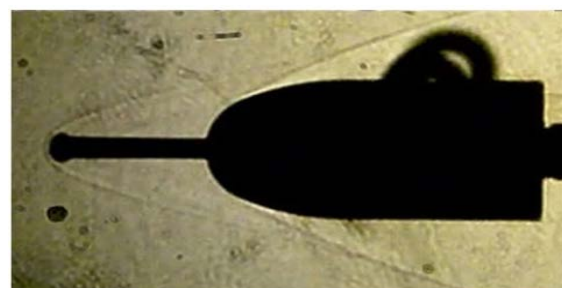
۵-۲- تحلیل نتایج ضریب پسا

در آزمایش‌های انجام شده هم‌زمان با تصویربرداری شیلیرین نیروی پسیای وارده بر مدل‌ها نیز در حالت بدون اسپایک و با

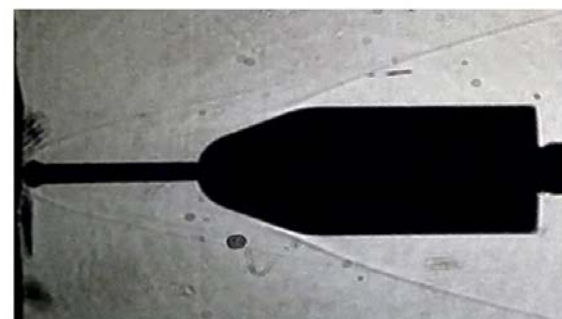
شکل ۱۴ تصاویر شیلیرین دماغه‌ها جهت مقایسه الگوی امواج در حالت مجهز به آبرودیسک با نسبت طول به قطر ۱ را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود برای هر سه دماغه نصب آبرودیسک موجب می‌شود موج کمانی در جلوی دماغه حذف شده و به یک موج کمانی ضعیف‌تر در جلوی آبرودیسک تبدیل شود. همچنین در هر دو دماغه HB1 و تریدنت، مشابه دماغه نیم کروی، منطقه جریان چرخشی مشاهده می‌شود. به طوری که به علت تیزتر بودن این دماغه‌ها موج اتصال مجدد در قسمت عقب شانه تشکیل شده و برخورد موج مایل با موج اتصال مجدد در فاصله دورتری نسبت به دماغه نیم کروی اتفاق می‌افتد.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل (۱۴): تصاویر شیلیرین سه دماغه با اسپایک $L/D=1$
 (الف) دماغه نیم کروی (ب) دماغه تریدنت
 (ج) دماغه HB1

در جدول ۲ درصد کاهش پسای دماغه‌ها در دو نسبت ۱ و ۲ ارائه شده است. درصد کاهش پسای دماغه نیم کروی با آیرودیسک $L/D=1$ برابر با $0.70/2\%$ و برای آیرودیسک $L/D=2$ ، $0.74/8\%$ ثبت گردید. همان‌طور که مشاهده می‌شود با نصب اسپایک با نسبت طول یک، 0.70% کاهش پسا را به همراه داشته لیکن به ازای ۲ برابر شدن طول آیرودیسک تنها $0.4/6\%$ کاهش بیشتر پسا مشاهده می‌شود.

در دماغه HB1 کاهش پسا برای آیرودیسک $L/D=1$ ، $L/D=2$ بترتیب $0.37/6\%$ و 0.43% است. نکته جالب توجه در این نتایج درصد پایین کاهش نیروی پسا توسط آیرودیسک در دماغه HB1 نسبت به دو دماغه دیگر بوده که به دلیل دماغه تیزتر HB1 قابل توجیه است. در واقع همان‌گونه که در حالت بدون اسپایک مشاهده می‌شود دماغه تیزتر HB1 با تضعیف موج کماتی قسمت اعظمی از پسای موجی را کاهش داده و لذا آیرودیسک در ادامه توانسته با درصد کمتر، میزان پسا را به محدوده حداقلی $0.3/3\%$ کاهش دهد.

در دماغه تریدنت کاهش پسای 0.57% و $0.70/8\%$ برای آیرودیسک با نسبت ۱ و ۲ ثبت گردید. به طوری که دو برابر شدن طول آیرودیسک برای دماغه تریدنت منجر به 0.13% کاهش پسا بیشتر از دو برابر مقدار آن در دو دماغه دیگر شده که حاکی از متفاوت بودن نسبت بهینه طول اسپایک در دماغه‌های مختلف باشد.

جدول (۲): درصد کاهش پسای دماغه‌ها با آیرودیسک .

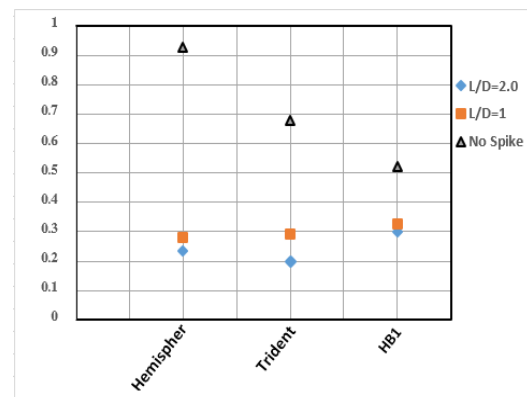
دماغه‌ها	آیرودیسک $L/D=1$	آیرودیسک $L/D=2$
دماغه نیم کروی	$0.70/2\%$	$0.74/8\%$
دماغه تریدنت	0.57%	$0.70/8\%$
دماغه HB1	$0.37/6\%$	0.43%

به هر حال نتایج به دست آمده از آزمایش‌های این تحقیق تأییدی بر عملکرد مناسب آیرودیسک در کاهش پسای فشاری از نوع موجی در سرعت‌های ماوراء صوت برای دماغه‌های پخ با هندسه‌های متفاوت است. به طوری که با توجه به مزیت سادگی ساختار و غیرفعال بودن می‌تواند با حداقل ریسک پیچیدگی، هزینه و وزن مورد استفاده قرار گیرد. نکته قابل توجه اینکه در این شرایط پروازی پسای غالب از نوع پسای موجی بوده و لذا می‌توان با اسپایک

اسپایک در زاویه حمله صفر درجه توسط بالانس الکتریکی یک مؤلفه اندازه‌گیری شد. در شکل ۱۶ تغییرات نیروی پسا برای دماغه‌ها در حالت با و بدون دیسک ارائه شده است.

محور افقی نشان‌دهنده انواع دماغه‌های بررسی شده است که برای هر دماغه سه حالت بدون اسپایک، اسپایک با نسبت طول به قطر ۱ و اسپایک با نسبت طول به قطر ۲ نشان داده شده است و محور عمودی ضریب پسا را نشان می‌دهد. در این شکل ضرایب پسا برای ۳ دماغه مختلف در هر سه حالت اسپایک نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود در حالت بدون آیرودیسک، دماغه‌های پخ ضریب پسای بالاتری داشته و دماغه نوک تیز ضریب پسای کمتری دارد و کمترین ضریب پسا مربوط به دماغه HB1 و بیشترین آن در دماغه نیم کروی وارد شده است.

نیروی پسای به دست آمده در عدد ماخ $0.6/4$ ، از دماغه‌ها حاکی از آن است که حتی با نصب کوتاه‌ترین اسپایک یعنی $L/D=1$ در جلوی تمامی دماغه‌های پخ، پسای بدنه با شیب تندی به حداقل تقریبی $0.3/3\%$ کاهش یافته و با بلندتر شدن اسپایک، این روند کاهش پسا به طور ملایم ادامه می‌یابد. این موضوع تأیید می‌کند که عامل تضعیف موج کماتی و کاهش سطح برخوردی فشار بالای پشت موج توسط دماغه دیسک، راندمان خیلی بیشتری در کاهش پسا بر اثر ناحیه کم فشار پشت دیسک دارد. به طوری که نتایج ارائه شده توسط کالیماطو و همکاران [۳۴] روی دماغه نیم کروی و حسنی و همکاران [۳۲] روی دماغه HB1 با طول‌های مختلف اسپایک، راندمان حداکثری کاهش پسا توسط دماغه اسپایک را تأیید می‌کند. نکته مهم دیگر اینکه میزان کاهش پسای دماغه‌ها با افزایش طول اسپایک متفاوت بوده و حاکی از آن است که مقدار بهینه طول اسپایک می‌تواند برای هندسه‌های مختلف متفاوت باشد.



شکل (۱۶): ضرایب پسای دماغه‌ها با و بدون آیرودیسک

هزینه و وزن استفاده از آبرودیسک با طول بالا را به حداقل رساند.

۳- میزان درصد کاهش پسا توسط آبرودیسک متناسب با میزان پخی دماغه اصلی متفاوت است. به طوری که برای دماغه با پخی بیشتر و موج کمانی قوی تر مثل دماغه نیم کره، آبرودیسک بیشترین کاهش پسا را انجام داده است.

۴- نتایج تحقیق نشان می دهد که نسبت بهینه طول به قطر آبرودیسک به هندسه دماغه پخ وابسته است. به طوری که در دماغه تردنت درصد کاهش پسا در نسبت $L/D=2$ در مقایسه با نسبت $L/D=1$ بیش از دو برابر بیشتر از دماغه های دیگر بوده است.

۵- در استفاده از آبرودیسک لازم است علاوه بر راندمان کاهش پسا، جوانب مختلف دیگر اعم از مباحث سازه ای اسپایک، میزان افزایش گشتاور پیچ، کنترل و پایداری جسم پرنده و میزان اختلال در عملکرد تجهیزات راداری و تلویزیونی نصب شده در قسمت نوک جسم پرنده مورد توجه قرار گیرد.

۷- مراجع

1. Manigandan, S. and Sruthisree, K. N. "Numerical Analysis of Slotted Aerospike for Drag Reduction", International Conference on Recent Advances in Fluid and Thermal Sciences, 2019.
2. Anderson, J. D. "Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics", AIAA, 2006.
3. Shashank, K., Suzuki, K., and Rathakrishnan, E. "Effect of Vortex-Size Around Spike Root and Body Base on Possible Hypersonic Drag Reduction", The Seventh International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and Applications, Shanghai, China, 2012.
4. Menezes, V., Saravanan, S., and Reddy, K. P. J. "Shock Tunnel Study of Spiked Aerodynamic Bodies Flying at Hypersonic Mach Number", Shock Waves, Vol. 12, No. 3, pp.197-204, 2002.
5. McMahon, H. M. "An Experimental Study of the Effect of Mass Ejection at the Stagnation Point of a Blunt Body", Memo. Hypersonic Res. Project, No.42, 1959.
6. Meyer, B., Nelson, H. F., and Riggins, D. W. "Hypersonic Drag and Heat-Transfer Reduction

کوتاه، کاهش پسای زیادی برای تمامی دماغه های پخ به دست آورد. البته در انتخاب هندسه بهینه اسپایک لازم است علاوه بر راندمان کاهش پسا، جوانب مختلف دیگر اعم از مباحث سازه ای اسپایک با طول بلند، میزان افزایش گشتاور پیچ، کنترل و پایداری جسم پرنده و میزان اختلال در عملکرد تجهیزات راداری و تلویزیونی نصب شده در قسمت نوک جسم پرنده مورد توجه قرار گرفته تصمیمات مقتضی اتخاذ گردد.

۶- نتیجه گیری

در این تحقیق آزمایش هایی در یک تونل باد ماوراء صوت، عدد ماخ ۶/۴ روی سه دماغه پخ نیم کره، HB1 و تردنت با آشکارسازی جریان و اندازه گیری نیروی پسای در شرایط با و بدون آبرودیسک انجام شد. تأثیرات هندسه دماغه اصلی و آبرودیسک و طول اسپایک بر کاهش پسای موجی بررسی شد. تصاویر شیلیرین حاکی از اختلاف اندک الگوی امواج و مشخصات جریان حول دماغه ها بوده که این اختلاف به دلیل تفاوت هندسه و تیزتر بودن دماغه HB1 و تردنت است. آبرودیسک متصل شده به نوک دماغه پخ، ساختار موج ضربه ای کمانی را تخریب کرده و موجب شکل گیری یک ناحیه چرخشی حول منطقه سکون دماغه پخ، و کاهش فشار روی سطح جلوی دماغه و در نهایت پسای موجی می شود. به هر حال می توان گفت:

- ۱- نتایج نشان می دهد که مطابق انتظار هر چه دماغه پخی بیشتری داشته باشد، موج کمانی قوی تر، مشابه موج قائم شده و پسای موجی بیشتری تولید می کند. این موضوع در حالت بدون اسپایک از مقدار بیشتر پسای موجی نیم کره نسبت به تردنت و HB1 قابل مشاهده است.
- ۲- آبرودیسک با استفاده از دو عامل تضعیف موج کمانی با دماغه کوچک تر نسبت به دماغه اصلی و ایجاد دنباله و ناحیه چرخشی کم فشار، پسای فشاری موجی یک دماغه پخ را کاهش می دهد. به طوری که در هر سه دماغه عامل تضعیف موج کمانی بالای ۸۰٪ اثر گذار بوده و می توان حتی با یک اسپایک کوتاه بخش اعظمی از پسای موج دماغه پخ را کاهش داده و ریسک پیچیدگی،

- around a Spiked Blunt Body”, J. Spacecr. Rockets, Vol. 32, pp.32-42, 1995.
20. Hutt, G. R., and Howe, A. J. “Forward Facing Spike Effects on Bodies of Different Cross Section in Supersonic Flow”, Aeronaut. J, Vol. 93, pp.229-234, 1989.
 21. Ahmed, M. Y. M. and Qin, N. “Metamodels for Aerothermodynamic Design Optimization of Hypersonic Spiked Blunt Bodies”, Aerosp. Sci. Technol, Vol. 14, pp.364-376, 2010.
 22. Crawford, D. H. “Investigation of the Flow over a Spiked-Nose Hemisphere-Cylinder at a Mach Number of 6.8”, NASA/TM, 1959.
 23. Motoyama, N., Mihara, K., Miyajima, R., Watanuki, T., and Kubota, H. “Thermal Protection and Drag Reduction with Use of Spike in Hypersonic Flow”, 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2001.
 24. Kalimuthu, R., Mehta, R. C., and Rathakrishnan, E. “Experimental Investigation on Spiked Body in Hypersonic Flow”, Aeronaut. J, Vol. 112, pp.593-598, 2008.
 25. Ajmal, M., Durrani, N., and Saeed, H. A. “Design of Spiked Hemispherical Body in Hypersonic Flow”, 12th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology, pp. 453-459, 2015.
 26. Wang, Z. G., Sun, X.W., Huang, W., Li, S. B., and Yan, L. “Experimental Investigation on Drag and Heat Flux Reduction in Supersonic/Hypersonic Flows: a Survey”, Acta Astronaut, Vol. 129, pp.95-110, 2016.
 27. Schnepf, C., Wysocki, O., and Schülein, E. “Wave Drag Reduction with a Self-Aligning Aerodisk on a Missile Configuration”, Progress in Flight Physics, Vol. 9, pp.149-172, 2017.
 28. Ahmed, M. Y. M. and Qin, N. “Drag Reduction Using Aerodisks for Hypersonic Hemispherical Bodies”, J. Spacecr. Rockets, Vol. 47, pp.62-80, 2010.
 29. Kulkarni, V., Menezes, V. and Reddy, K. P. J. “Effectiveness of Aerospike for Drag Reduction on a Blunt Cone in Hypersonic Flow”, J. Spacecr. Rockets, Vol. 47, pp.542-544, 2010.
 30. Tahani, M., Karimi, M. S., Motlagh, A. M., and Mirmahdian, S. “Numerical Investigation of Drag and Heat Reduction in Hypersonic Spiked Blunt Bodies”, Heat Mass Transfer, Vol. 49, pp. 1369-1384, 2013.
 31. Huebner, L., Anthony, M., and Boudreaux, E. “Experimental Results on the Feasibility of an Aerospike for Hypersonic Missiles”, 33rd Aerospace sciences meeting and exhibit, 1995.
 - Using a Forward-Facing Jet”, J. Aircr, Vol. 38, pp.680-686, 2001.
 7. Riggins, D. W., Nelson, H. F., and Johnson, E. “Blunt-Body Wave Drag Reduction Using Focused Energy Deposition”, AIAA J, Vol. 37, No. 4, pp. 460-467, 1999.
 8. Marsh, J. J., Myrabo, L. N., Messitt, D. G., And Nagamatsu, H. T. “Experimental Investigation of the Hypersonic air Spike inlet at Mach 10”, 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1996.
 9. Haibo, L. and Liu, W. “Numerical Simulation in Influence of Forward-Facing Cavity on Aerodynamic Heating of Hypersonic Vehicle”, Procedia Eng, Vol. 29, pp.4096-4100, 2012.
 10. Rajesh, Y. and Guven, U. “Aerodynamic Heating of a Hypersonic Projectile with Forward-Facing Ellipsoid Cavity at Nose”, J. Spacecr. Rockets, Vol. 52, No. 1, pp.157-165, 2015.
 11. ajesh, Y. And Guven, U. “Aerothermodynamics of a Hypersonic Vehicle with a Forward Facing Parabolic Cavity at Nose”, Proc. Inst. Mech. Eng., Part G, pp.1863-1874, 2015.
 12. Bogdonoff, S. M. and Irwin, E. V. “Preliminary Investigations of Spiked Bodies at Hypersonic Speeds”, J. Aerosp. Sci, Vol. 26, No. 2, pp.65-74, 1959.
 13. Mehta, R. “Flow Field Computations over Conical, Disc and Flat Spiked Body at Mach 6”, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.
 14. Schnepf, C. h., Wysocki, O., and Schülein, E. “Wave Drag Reduction Due to a Self-Aligning Aerodisk”, Progress in Flight Physics, Vol. 7, pp.475-488, 2015.
 15. Gerdroodbary, M. B. and Hosseinalipour, S. M. “Numerical Simulation of Hypersonic Flow over Highly Blunted Cones with Spike”, Acta Astronaut, Vol. 67, pp.180-193, 2010.
 16. Schülein, E. “Wave Drag Reduction Approach for Blunt Bodies at High Angles of Attack: Proof-Of-Concept Experiments”, 4th Flow Control Conference, 2008.
 17. Ahmed, M. Y. M. and Qin, N. “Recent Advances in the Aerothermodynamics of Spiked Hypersonic Vehicles”, Prog. Aerosp. Sci, Vol. 47, pp.425-449, 2011.
 18. Kalimuthu, R. and Rathakrishnan, E. “Aerospike for Drag Reduction in Hypersonic Flow”, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
 19. Yamauchi, M., Fujii, K., and Higashino, F. “Numerical Investigation of Supersonic Flows

32. Hasani, M., Haghiri, A., and Islamy, M. "Investigation of Spike Length on Wave Drag Reduction of Standard Model in Hypersonic Flow", J. Solid Fluid Mechanics, Vol. 10, pp.177-192, 2020. (In Persian)
33. Bertin, J. J. "Advances in Hypersonics- Volume 1 Defining the Hypersonic Environment", Springer Science+Business Media, New York, 1992.
34. Gray, J. D. "Summary Report on Aerodynamic Characteristics of Standard Models HB-1 and HB-2", Arnold Engineering Development Center Arnold, Afb Tn, 1964.
35. Standard, British. "General Requirements For The Competence of Testing and Calibration Laboratories", EN ISO/IEC 17025 , 2006.
36. Kalimuthu, R. and Rathakrishnan, E. "Aerospikes for Drag Reduction in Hypersonic Flow", 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.