

بررسی تجربی اثر تزریق جت جانبی بر کاهش پسای یک دماغه پخ کروی با اسپایک در جریان

مافوق صوت

وحید حیدرپور^۱، عبدالعلی حقیری^{۲*}، حسن محمدخانی^۳، محسن طالب پور^۴

^۱ کارشناسی ارشد، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران، ایران. vheidarpoo@gmail.ir

^۲ استادیار، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران، ایران. (نویسنده مسئول). ahaghiri@ihu.ac.ir

^۳ دانشیار، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران، ایران. hmohammadkhani@ihu.ac.ir

^۴ پژوهشگر، دانشگاه امام حسین (ع)، تهران، ایران. kptalebp@ihu.ac.ir

چکیده

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۴/۰۴/۲۴

بازنگری: ۱۴۰۴/۰۴/۱۰

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۵/۱۲

ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۰۶/۰۱

استفاده از اسپایک و تزریق جت به عنوان ابزار مناسب در کاهش پسای آیرودینامیک در چند دهه مورد توجه کارشناسان قرار گرفته و تحقیقات زیادی از تأثیر هندسه، ابعاد، نوع اسپایک و تزریق جت انجام شده است. در این تحقیق، مطالعه تجربی در تونل باد سه منظوره مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر بروی دماغه پخ نیمکره باوجود اسپایک و تزریق جت جانبی جهت بررسی میدان جریان و کاهش پسای موج دماغه انجام شده است. آزمایش‌ها در محدوده زاویه حمله ۲-، صفر و ۲ درجه در عدد ماخ ۱/۹ و تزریق جت جانبی در دو موقعیت انجام گردید. اندازه‌گیری‌ها شامل تصویربرداری شلیرین، اندازه‌گیری توزیع فشار روی سطح بالا و پایین دماغه پخ و نیروهای وارده بر آن بوده است. نتایج حاکی از تأثیر مطلوب تزریق جت جانبی در تضعیف موج کماتی جلوی اسپایک، کاهش پسا، کاهش فشار روی دماغه پخ با تزریق جت جانبی به‌ویژه در موقعیت نزدیک به نوک اسپایک است. همچنین با افزایش فشار جت از ۵ به ۷ تزریقی ۵ bar، نفوذ جت و جریان چرخشی افزایش یافته موجب تغییر الگو و تضعیف بیشتر موج مخروطی و در نتیجه کاهش بیشتر نیروی پسا شده است. در زوایای غیر صفر جت جانبی بسیار مؤثر عمل کرده و موج اتصال مجدد روی دماغه پخ را تضعیف یا حتی حذف نموده و در نهایت موجب کاهش حداکثری ۳۱٪ نیروی پسای دماغه پخ با اسپایک گردید.

کلیدواژه‌ها:

تونل باد مافوق صوت

دماغه پخ

اسپایک

تزریق جت جانبی

کاهش پسا

استناد: حیدرپور، وحید، حقیری، عبدالعلی، محمدخانی، حسن، طالب پور، محسن. بررسی تجربی اثر تزریق جت جانبی بر کاهش پسای یک دماغه پخ

کروی با اسپایک در جریان مافوق صوت. مکانیک سیالات و آیرودینامیک (۱۴۰۴)؛ ۱۴ (۲): ۵۱-۶۲.

<https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1404.14.1.4.7>



© نویسندگان.

ناشر: دانشگاه جام امام حسین (ع).

۱- مقدمه

تشکیل امواج ضربه‌ای و افزایش پسای موجی از چالش‌های مهم در سرعت‌های مافوق و ماورای صوت در اجسام سرعت‌بالا اعم از موشک‌ها، راکت‌ها، کپسول‌ها و غیره است. اگرچه انتخاب دماغه نوک‌تیز می‌تواند یک راهکار کاربردی در کاهش نیروی پسای موج در این پرنده‌ها باشد لیکن علاوه بر ایجاد محدودیت در استفاده از سیکرهای هدایتی در دماغه، اتصال موج به دماغه و انتقال حرارت در سرعت‌های بالا می‌تواند موجب تخریب دماغه و ذوب شدن آن شود [۱]؛ لذا استفاده از دماغه پخ با جابه‌جایی امواج به بالادست دماغه با قابلیت نصب سیکر در این دماغه‌ها اجتناب‌ناپذیر می‌نماید [۲].

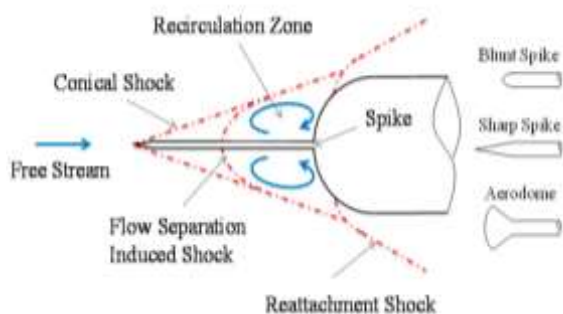
از طرفی وجود دماغه پخ به دلیل تشکیل امواج کمانی جداشده موجب افزایش شدید نیروی پسای موجی و افزایش تراست لازمه شده و لزوم استفاده از روش‌های تضعیف این امواج احساس می‌شود. کارشناسان امر در چند دهه گذشته تحقیقات نظریه و آزمایشگاهی زیادی در زمینه‌ی روش‌های مختلف تضعیف امواج کمانی با استفاده از تزریق جت متقابل [۱۳-۳] و پلاسما و نشت انرژی [۱۴، ۱۵] ایجاد حفره در جلوی دماغه [۱۸-۱۶]، اسپایک [۳۵-۱۹] و ترکیب برخی از آن‌ها [۳۶-۴۷] مطالعه کرده‌اند. به‌طوری‌که در برخی از پرنده‌ها مثل موشک تریدنت^۱ با افزایش برد حدود ۵۵۰ کیلومتر و موشک دوش‌پرتاب سام ۱۸ یا ایگلا^۲ به‌منظور کاهش گرمایش جستجوگر حرارتی دماغه موشک و کاهش پسای موجی بکار رفته است.

درواقع طراحی یک وسیله سرعت‌بالا با ضریب پسای موجی کم جهت به حداقل رساندن رانش موردنیاز، کاهش مصرف سوخت، افزایش محموله با وزن برخاست مناسب و بهبود یکپارچگی ساختاری می‌تواند مزیت‌های مهمی باشد. اسپایک یکی از ساده‌ترین و مؤثرترین روش‌های غیرفعال کاهش‌پسا و گرمایش آیرودینامیک است [۱۲، ۱۳].

از روش‌های کاهش‌پسا تخلیه یک جت پرفشار یا شار انرژی پلاسمایی از نوک دماغه پخ در مقابل جریان اصلی است. به‌طوری‌که همانند اسپایک قدرت موج کمانی و نیروی پسای موجی کاهش می‌یابد. همان‌گونه که در شکل (۱) مشاهده می‌شود تزریق جت پرفشار موجب تغییر وضعیت و مشخصات موج کمانی شده است. بدیهی است میزان فشار و دبی جت تزریقی می‌تواند نتایج متفاوتی از الگوی موج را موجب شده و زمینه تحقیقاتی با هر دو روش نظری و آزمایشگاهی باشد [۱۳].

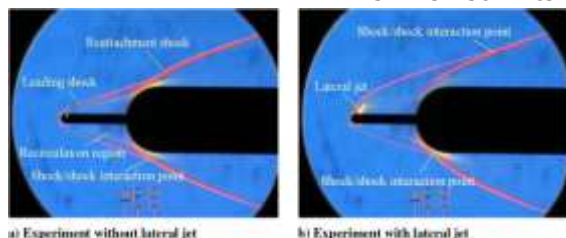


شکل (۱): تغییر الگوی موج کمانی در روش تزریق جت مخالف [۱۳]. مطابق با شکل (۱) با آیرواسپایک موج کمانی قوی را به امواج ضعیف‌تر با فشار کمتر تبدیل شده و یک دنباله چرخشی یا منطقه هوای مرده در جلوی دماغه پخ تشکیل می‌شود. این ناحیه هوای مرده می‌تواند موجب کاهش بیشتر فشار در جلوی دماغه پخ و در نتیجه کاهش نیروی پسا و شار گرمایی روی بدنه پخ نسبت به حالت بدون اسپایک شود. دماغه اسپایک در انواع نوک‌تیز، دیسک، کروی و نیم کروی وجود دارد [۱۹].



شکل (۲): میدان جریان در دماغه و آیرودیسک نوک‌تیز [۱۹].

همچنین استفاده از ترکیب روش‌های مذکور مثل اسپایک با تزریق جت مخالف یا جانبی یا تزریق شار انرژی پلاسمایی برای کاهش نیروی پسا موجی و گرمایش آیرودینامیکی انجام شده است. مطابق با شکل (۳) استفاده از جت جانبی به همراه اسپایک توانسته روی الگوی موج کمانی و ناحیه چرخشی تأثیر گذاشته و نیروهای وارده را تغییر دهد [۱۹].



شکل (۳): تغییر الگوی موج کمانی در روش تزریق جت جانبی به همراه اسپایک [۱۹].

در شکل (۴)، یک دماغه پخ نیم کروی به همراه اسپایک نشان داده شده که پارامترهای هندسی مؤثر اسپایک در نحوه عملکرد آن جهت کاهش پسای موجی یک دماغه پخ اعم از طول، L ، قطر

¹Trident

² Igla

تزریقی نیز بررسی شد. گیلینسکای و همکاران [۴۴] عملکرد اسپایک به همراه تزریق جت محوری سیال مایع را در عدد ماخ ۱.۸ و ۳ به صورت تجربی بررسی کردند. کاهش حدود ۸۰٪ نیروی پسای موجی از نتایج این تحقیق بود.

هان و همکاران [۴۳] به صورت عددی تأثیر یک اسپایک به همراه جت جانبی در دماغه اسپایک را در کاهش میزان نیروی پسای موجی در محدوده سرعت ماورای صوت بررسی کردند. نتیجه گرفتند که تزریق جت جانبی موجب ایجاد الگوی جدیدی از موج در دماغه اسپایک شده و می توان به پارامترهای ترکیبی جدیدی برای عملکرد اسپایک دست یافت.

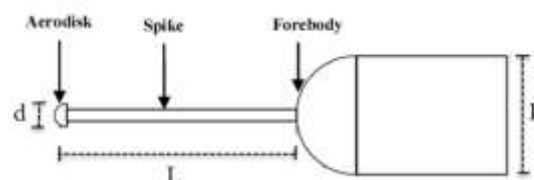
زو و همکاران [۴۵] تأثیر جت جانبی در کاهش نیروی پسای موج و گرمایش آیرودینامیکی در سرعت مافوق صوت به صورت عددی بررسی کردند. نتایج نشان می دهد که وقتی موقعیت جت جانبی ثابت باشد، عملکرد کاهش گرما و درگ با افزایش فشار کل جت جانبی بهتر می شود. با افزایش فشار تزریقی جت جانبی نیروی پسا تقریباً ۵۰٪ افزایش می یابد. البته عملکرد جت در کاهش گرما و پسا با نزدیک تر شدن موقعیت جت جانبی به سطح بدنه، بدتر می شود.

حیدرپور و همکاران [۴۷] تأثیر آیرودینامیک جت جانبی به همراه اسپایک را بر یک دماغه پخ در جریان مافوق صوت، ۱/۸۹ به صورت عددی بررسی کردند. ۸ جت خروجی دایره ای با قطر ۱۲ میلی متر و به صورت محیطی در نزدیک دماغه اسپایک در نظر گرفته شد و پدیده های مرتبط با تزریق جت جانبی بررسی گردید. نتایج نشان داد که با تزریق جت جانبی الگوی موج کمانی تغییر یافته و عملکرد اسپایک را در کاهش نیروی درگ دماغه پخ ارتقا می دهد.

مومیوند و همکاران [۴۸] اثرات یک اسپایک به همراه تزریق جت جانبی صوتی روی یک دماغه پخ در عدد ماخ جریان آزاد ۱.۸۹ را به صورت عددی بررسی نمودند. نتیجه این شد که تزریق جت محوری نوک اسپایک به دلیل جابه جا کردن موج کمانی به بالادست جریان، کاهش پسای بیشتری نسبت به تزریق جت جانبی ایجاد می کند. همچنین مشخص شد که در زوایای حمله بالا، عملکرد تزریق جت در کاهش نیروی پسای دماغه های پخ از اسپایک بهتر است.

در این تحقیق تأثیر جت جانبی بر تغییر الگوی موج کمانی و کاهش پسای موجی روی یک دماغه پخ نیم کروی به همراه اسپایک به صورت تجربی ارزیابی شده است. آزمایش ها در تونل باد سه منظوره در عدد ماخ ۱/۸ با اندازه گیری هم زمان فشار، نیرو و تصویربرداری شیلیرین بوده و تأثیر تغییر فشار تزریقی، موقعیت تزریق روی اسپایک و زاویه حمله بررسی گردید. در این زمینه بررسی های تجربی بندرت انجام شده و نوآوری تحقیق می تواند بررسی اثر تغییر محل تزریق جت جانبی و میزان فشار تزریقی

بدنه، D و قطر آیرودیسک، d ارائه شده است [۲۰]. در این راستا نوع هندسه اسپایک اعم از نوک تیز، دیسک یا نیمکره، نسبت طول به قطر، چگونگی تشکیل منطقه چرخشی، پدیده های متشکله، ایجاد امواج مخروطی در جلوی دماغه، میزان کاهش فشار روی سطح بدنه و پسای کل دماغه های نیم کروی انجام شده است [۲۰، ۲۵، ۲۶، ۲۸].



شکل (۴): دماغه و آیرودیسک [۱۱].

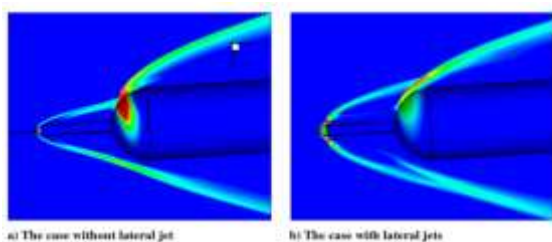
طبق مطالعات انجام شده [۱۹-۳۵] افزودن یک دیسک یا نیمکره به نوک اسپایک می تواند عملکرد آن را بهبود ببخشد. در این صورت آیرودیسک با داشتن یک طول ثابت، در محدوده وسیع تری از ماخ و زوایای حمله، همچنان عملکرد بهتری نسبت به اسپایک نوک تیز خواهد داشت. این تغییر در عملکرد به علت ویژگی هایی است که آیرودیسک بر میدان جریان اطراف اسپایک و بدنه تحمیل می کند. آیرودیسک با تقویت و تثبیت جدایش لایه مرزی روی میله اسپایک، باعث ایجاد یک منطقه چرخشی و فشار پایین در جلوی بدنه می شود؛ لذا در مقایسه با اسپایک نوک تیز ناحیه چرخشی و جریان گردابه ای بزرگ تری را در بالادست دماغه ایجاد می کند.

در مطالعه تجربی کالیموتو [۲۵] اسپایک مخروطی، دیسک صاف و دیسک نیم کروی مقایسه و تأثیر طول اسپایک و ساختار نوک آن بر کاهش پسای دماغه های نیم کروی مورد بررسی قرار گرفت. نشان داده شد که اضافه کردن یک دیسک در نوک اسپایک می تواند پسای آیرودینامیکی را حتی در زوایای حمله هم بهبود ببخشد. به طوری که آیرواسپایک با نسبت طول به قطر ۲ و کاهش پسای ۷۴٪ بهترین عملکرد را داشته است.

حسینی و همکاران [۳۴] به صورت تجربی و عددی تأثیر طول اسپایک نیم کروی روی مدل استاندارد HB1 و دماغه های تریدنت و نیمکره را در عدد ماخ ۶.۴ بررسی کردند. نتیجه اینکه در نسبت طول به قطر ۲ حداکثر کاهش نیروی پسا حدود ۴۳٪ اتفاق افتاد. همچنین اثرگذاری اسپایک با توجه به نوع دماغه متفاوت بوده که در دماغه نیم کروی، اسپایک توانسته ۷۵٪ نیروی پسا را در مقایسه با ۷۰٪ دماغه تریدنت و ۴۳٪ دماغه HB1 کاهش دهد.

هایاشی و همکاران [۱۳] تأثیر تزریق جت مخالف را در کاهش گرمایش آیرودینامیکی را روی دماغه پخ در یک تونل باد دمش مافوق صوت بررسی کرد. اینکه تأثیر بسزایی در کاهش گرمایش آیرودینامیکی داشته و همچنین تأثیر میزان فشار

در شکل (۶) تأثیر اسپایک به همراه تزریق جت جانبی روی الگوی موج کمانی روی دماغه تحت زاویه حمله ۴ درجه نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می شود با تزریق جت جانبی پال های موج کمانی تغییر شکل داده و نسبت به دماغه اصلی شرایط متفاوتی را نسبت به حالت بدون تزریق رقم زده است؛ لذا با تغییر الگوی موج کمانی جلوی اسپایک و جدایش موضعی جریان با تزریق جت جانبی انتظار می رود ناحیه چرخشی پشت موج تغییر یافته و کاهش بیشتر فشار و دما را نسبت به حالت اسپایک تنها منجر می شود.



شکل (۶): تغییر الگوی موج کمانی با تزریق جت جانبی در زاویه حمله منفی [۱۹]

۳- مجموعه آزمایش

تمامی آزمایش های در تونل باد سه منظوره پیوسته و مکشی با محفظه آزمون $0.6 \times 0.6 \times 0.6 \text{ m}^3$ با محدوده عدد ماخ، ۰/۴ تا ۳ انجام شده است. تونل باد مجهز به نازل و دیفیوزر انعطاف پذیر بوده که توسط چند موتور الکتریکی نسبت سطح لازمه برای هر عدد ماخ را تنظیم می کند. واحد قدرت از نوع القایی، دو مرحله سیستم خلأ اجکتوری بوده که با استفاده از خروجی موتورهای توربو فن خلأ لازمه در انتهای تونل باد را تأمین می کند. تونل باد مجهز به مجموعه آلفا مکانیسم، بالانس الکتریکی شش مؤلفه، سنسورهای الکتریکی اندازه گیری فشار، زاویه مدل و مخازن فشار بالا برای تزریق جت در نقاط مختلف مدل است. سطح اغتشاش جریان آزاد با کمک سه لایه توری و یک عدد لانه زنبوری حداکثر ۰/۵٪ بوده که با استفاده از سنسور سیم داغ اندازه گیری شده است.

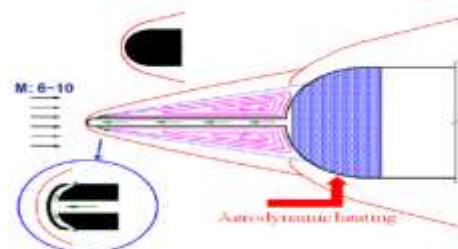
شکل (۷) محفظه آزمون تونل باد به همراه مدل دماغه پخ و اسپایک در بررسی میزان فشار تزریقی در جت جانبی نشان می دهد. آزمایش ها در عدد ماخ ۱/۹، محدوده زاویه حمله ۲- تا ۲ درجه، دو موقعیت تزریق جت جانبی صوتی در سه حالت بدون تزریق و تزریق جت جانبی با فشار ۵ bar معادل دبی جرمی 0.0609 kg/sec و ۷ bar معادل دبی جرمی 0.0853 kg/sec بوده است. مدل مورد آزمایش یک دماغه پخ نیم کروی به همراه اسپایک سوراخ محیطی تزریق جت جانبی بوده و

باشد. اگرچه در کشور به تعداد اندکی تحقیقات نظریه و عددی صورت گرفته لیکن تاکنون هیچ گونه بررسی تجربی انجام نشده است.

۲- نظریه مسئله

با عبور جریان مافوق صوت از یک دماغه پخ موج ضربه ای به شکل کمانی در نوک دماغه تشکیل شده و پسای موج به عنوان پسای غالب به پسای اصطکاکی و پایه اضافه شده که با افزایش عدد ماخ، قوی تر شدن موج ضربه ای و افزایش پسای موجی دماغه مشاهده می گردد؛ لذا کاهش پسای موجی در این محدوده سرعت به عنوان راهکار مهمی در کاهش نیروی پسای کل پرنده تلقی می شود. در این راستا اضافه کردن اسپایک با قطری کمتر از بدنه در جلوی دماغه پخ می تواند موجب تضعیف موج ضربه ای و جابه جایی هرچه بیشتر آن از دماغه پخ شود.

در شکل (۵) میدان جریان حول دماغه پخ با و بدون آیرودیسک و تزریق جت مخالف نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می شود در سرعت ماوراء صوت با عبور جریان ماورای صوت از دماغه پخ یک موج ضربه ای کمانی قوی در نزدیک دماغه تشکیل می شود که علاوه بر افزایش فشار در جلوی دماغه و اعمال نیروی پسای موجی، گرمایش آیرودینامیکی به دلیل افزایش دمای کل در پشت موج به بدنه منتقل می شود. در نتیجه علاوه بر افزایش نیروی پسای کل موجب گرمایش موضعی روی نقاطی از بدنه و تأثیر روی لایه مرزی و مشکلات انتقال حرارتی رو بدنه می گردد. در حالی که با نصب اسپایک موج کمانی دماغه پخ تضعیف شده و جابه جایی آن به بالادست می شود. در ادامه پس از عبور جریان از مقطع موج کمانی به دلیل افزایش آنتروپی، جریان چرخشی شده و با جدایش موضعی جریان روی میله اسپایک یک ناحیه چرخشی با فشار کمتر در جلوی بدنه تشکیل می گردد. در نهایت در این فرایند کاهش نیروی پسای کل و عدم انتقال گرمایش آیرودینامیکی به دماغه پخ حاصل می شود [۶] همچنین مشاهده می شود که تزریق جت مخالف می تواند موجب ارتقای عملکردی اسپایک در تغییر الگوی موج کمانی و کاهش اثرات نامطلوب آن گردد.



شکل (۵): میدان جریان ناحیه چرخشی پشت موج کمانی آیرواسپایک به همراه تزریق جت مقابل [۱۹]



اندازه‌گیری‌ها شامل اندازه‌گیری نیروهای وارده، توزیع فشار روی دماغه پخ و تصویربرداری شیلیرین بوده است.



شکل (۷): تونل باد به همراه مدل دماغه پخ



شکل (۹): تصویر مدل، اسپایک‌ها و سوراخ‌های تزریق جت



شکل (۱۰): تصویر دماغه پخ به همراه لوله‌های انتقال فشار و کلکتور دریافت هوای فشرده از مخزن پرفشار

جهت اندازه‌گیری نیروهای وارده بر مدل از یک بالانس الکتریکی داخلی شش مؤلفه بر اساس اصل تیریکسرگیردار با نصب استرین گیج در مقاطع موردنظر و تشکیل پل وتسون عمل کرده استفاده گردید. تصویر این بالانس در شکل (۱۱) و مشخصات فنی آن در جدول (۱) ارائه شده است. مدل روی قسمت نوک مخروطی بالانس متصل می‌شود.

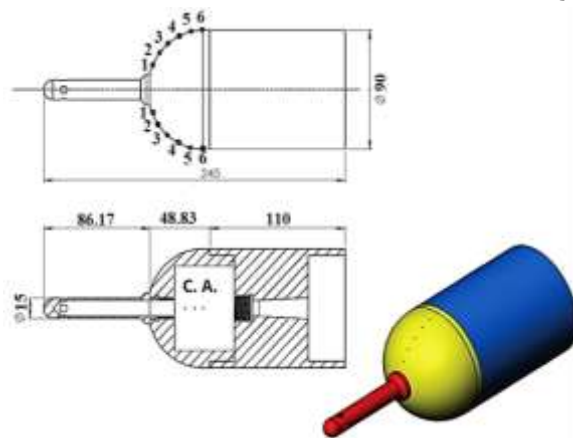


شکل (۱۱): تصویر بالانس الکتریکی شش مؤلفه

جدول (۱): مشخصات عملکردی بالانس شش مؤلفه

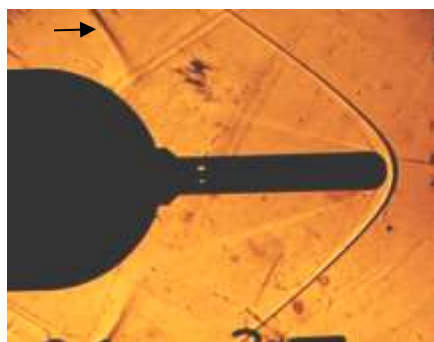
مؤلفه	F_A kgf	F_N kgf	F_Y kgf	M_X kgm	M_Y kgm	M_Z kgm
حداکثر نیرو	۷	۳۰	۲۵	۲	۳	۲
حداکثر درصد خطا	۰/۲	۰/۳	۰/۲	۰/۱۵	۰/۱۵	۰/۱۵

در شکل (۸) شماتیک ابعادی مدل دماغه پخ و اسپایک و سوراخ‌های تعبیه شده روی آن برای تزریق جت جانبی نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود سوراخ‌ها در دو موقعیت نزدیک دماغه پخ و نزدیک دماغه اسپایک است. در هر موقعیت تزریق جت، تعداد ۴ سوراخ با قطر ۴ mm معادل با مساحت 0.5 cm^2 در قسمت محیطی میله اسپایک تعبیه شده است. جهت بررسی چگونگی تأثیر جت جانبی بر میدان جریان روی دماغه دو سری پورت فشار در سطح بالا و پایین دماغه با فاصله مساوی ۲۳/۵۶ mm برای اندازه‌گیری توزیع فشار آماده گردید. انتقال هوای پرفشار در محل جت جانبی با کمک شش لوله با قطر مناسب برای رعایت ابعاد مدل و الزامات اندازه‌گیری نیرو استفاده شد که قبل از تزریق در یک مخزن تجمع، C. A. جمع شده و سپس در محل موردنظر تزریق گردید.

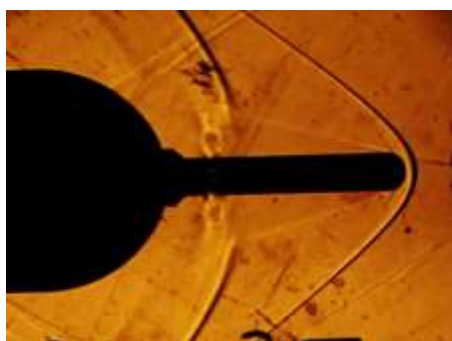


شکل (۸): شماتیک ابعادی مدل دماغه پخ و متعلقات آن

در شکل (۹) و (۱۰) تصویر مدل و اجزاء به همراه دو اسپایک و سوراخ‌های جت جانبی روی آن و لوله‌های انتقال هوای فشرده به اسپایک و کلکتور دریافت هوای فشرده از مخزن پرفشار نشان داده شده است. سوراخ‌های اندازه‌گیری توزیع فشار روی دماغه پخ و جت جانبی روی میله اسپایک با پیکان مشخص شده است.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل (۱۲): تصاویر شیلیرین دماغه پخ با اسپایک (الف)، تزریق جت جانبی در نزدیک دماغه (ب)، تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک (ج)، زاویه حمله صفر درجه، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ bar

در شکل (۱۳) تصاویر شیلیرین میدان جریان و الگوی موج ضربه‌ای کمانی حول اسپایک و دماغه نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می شود در زاویه ۲ درجه برخلاف زاویه حمله صفر درجه میدان جریان متقارن نبوده و به دلیل وجود فشار بالاتر در نیمه پایین نیم کره، موج ضربه‌ای در این ناحیه تشکیل گردید. همانند زاویه صفر درجه با تزریق جت جانبی در نزدیک دماغه، امواج ضربه‌ای در مقطع جت تشکیل شده و در ادامه موج ضربه‌ای روی دماغه تقریباً حذف شده است. عدم تقارن موج ضربه‌ای متشکله در محل تزریق جت جانبی نزدیک دماغه پخ به دلیل شرایط زاویه حمله ۲ درجه نیز مشهود است. با تزریق جت در نزدیک نوک اسپایک الگوی موج کمانی اسپایک تغییر کرده و البته شدت موج متشکله روی دماغه پخ نسبت به تزریق جت در نزدیک دماغه کاهش کمتری یافته است.

اندازه گیری فشارهای استاتیکی روی سطح دماغه از سنسور الکتریکی فشار هانی ول با فشار حداکثر ۱۰۰ کیلو پاسکال و خطای حداکثر ۰/۱٪ و میزان فشار تزریقی جت جانبی در کلکتور و خروجی جت با استفاده از دیال گیج مکانیکی با فشار حداکثر ۱۰ بار و خطای حداکثر ۱٪ اندازه گیری شده است. منابع خطا در این تحقیق شامل خطای اندازه گیری مقادیر فشار، نیرو و محاسبه عدد ماخ، خطای نصب و تنظیم مدل، خطای داده برداری، خطای انسانی و کیفیت جریان تونل باد است که میزان عدم قطعیت آزمایش ها کمتر ۳٪ است.

۴- تحلیل کیفی میدان جریان

سیستم تصویربرداری شیلیرین از تکنیک پرتو موازی تابیده شده توسط یک آیینه مقعر در یک طرف محفظه آزمون و شکست نور در مقطع امواج ضربه‌ای به دلیل تغییر دانسیته عمل می کند. به طوری که پرتو نور تابیده شده در طرف مقابل محفظه آزمون به سمت دوربین تابیده شده و به صورت تاریک و روشن ثبت می گردد. بدین ترتیب امواج ضربه‌ای به صورت یک خط پرنرنگ سیاه روی مدل آشکار می شود. شکل (۱۲) تصاویر شیلیرین میدان جریان و الگوی موج ضربه‌ای کمانی حول دماغه پخ با اسپایک و با و بدون تزریق جت جانبی در دو موقعیت نزدیک نوک اسپایک و دماغه پخ را در عدد ماخ ۱/۹ در زاویه حمله صفر درجه نمایش می دهد.

همان گونه که در حالت اسپایک تنها مشاهده می شود با عبور جریان مافوق صوت موج کمانی حول دماغه اسپایک تشکیل می شود. در ادامه با توجه به اینکه جریان در ناحیه یا مایل موج کمانی مافوق است روی دماغه پخ هم موج ضربه‌ای تشکیل می شود، با پیکان نشان داده شده است. با تزریق جت جانبی در نزدیک دماغه پخ موج کمانی متشکله در دماغه اسپایک بدون تغییر مانده است. میدان جریان متأثر از تزریق جت به خوبی قابل مشاهده می شود. با تزریق جت و ایجاد یک ناحیه پرفشار در ناحیه مافوق صوت، موج ضربه‌ای روی آن تشکیل شده که جریان پشت آن متأثر از این موج، موج ضربه‌ای روی دماغه پخ در حالت قبل حذف شده است. همچنین مطابق با انتظار با افزایش فشار موضعی توسط جت میدان جریان همراه با جدایش و گردابه هایی خواهد بود.

در حالی که با تزریق جت در نزدیک دماغه اسپایک، به دلیل نزدیکی به قسمت مرکزی موج کمانی و وجود جریان مادون صوت، امواج ضربه‌ای روی مقطع جت مشاهده نمی شود. با تزریق این جت الگوی موج کمانی هم تحت تأثیر قرار گرفته و تغییر می کند. همچنین مشاهده می شود در این حالت با تزریق جت موج ضربه‌ای روی دماغه پخ حذف شده که حاکی از تأثیر فشار جت در پایین دست است.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل (۱۴): تصاویر شیلیرن با اسپایک (الف)، تزریق جت جانبی نزدیک دماغه (ب)، نزدیک نوک اسپایک (ج)، در زاویه حمله ۲- درجه، عدد

ماخ $1/9$ و فشار تزریقی ۵ bar

جهت بررسی تأثیر افزایش فشار جت تزریقی، آزمایش‌ها در فشار ۷ بار نیز تکرار شد. در شکل ۱۵ تصاویر شیلیرن در زاویه ۲ درجه در دو فشار تزریقی ۵ و ۷ bar در موقعیت نزدیک نوک اسپایک نشان داده شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود با افزایش فشار به ۷ bar اگرچه الگوی موج کمّانی تغییر کمی یافته لیکن موج ضربه‌ای روی دماغه پخ، نشان داده شدن با پیکان، به کلی از بین رفته است. در واقع با افزایش فشار در جت توزیع فشار در پایین دست روی دماغه به یکنواختی میدان جریان رسیده و لذا موج ضربه‌ای متشکله را حذف کرده است.



(الف)

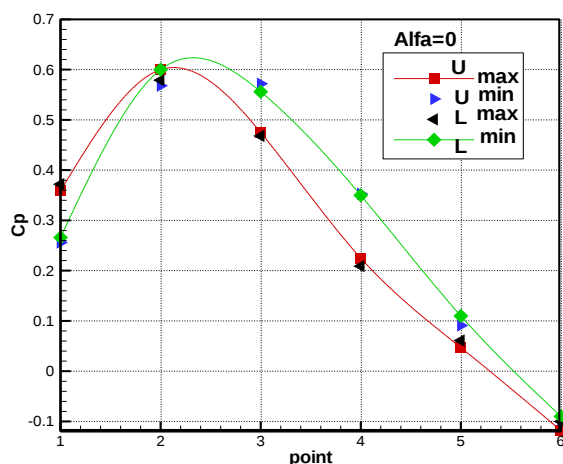


(ب)



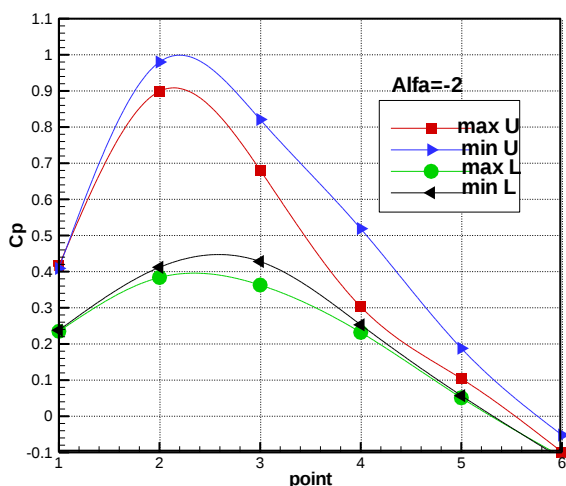
(ج)

شکل ۱۳: تصاویر شیلیرن دماغه پخ با اسپایک (الف)، تزریق جت جانبی در نزدیک دماغه (ب)، تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک (ج)، زاویه حمله ۲ درجه، عدد ماخ $1/9$ و فشار تزریقی ۵ bar در شکل (۱۴) تصاویر میدان جریان در زاویه ۲- درجه ارائه شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود در این زاویه نیز میدان جریان و امواج ضربه‌ای نامتقارن است. البته مطابق انتظار برخلاف زاویه ۲ درجه فشار بالاتر و موج ضربه‌ای در نیمه بالایی نیم کره به وجود آمده است. همچنین پدیده‌های متشکله از تزریق جت در نزدیک دماغه و نوک اسپایک مشابه زاویه ۲ درجه لیکن با تمرکز بر نیمه بالایی دماغه اتفاق افتاده است.



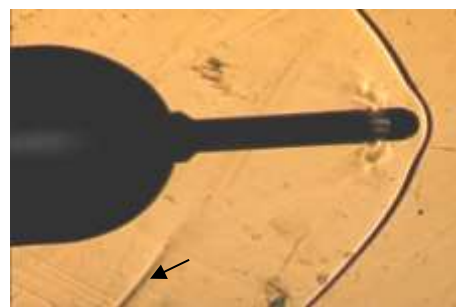
شکل (۱۶): توزیع فشار روی سطح بالا و پایین دماغه پخ با اسپایک با تزریق جت جانبی در زاویه حمله صفر درجه، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ bar

در شکل (۱۷) توزیع ضریب فشار در زاویه ۲- درجه در دو وضعیت تزریق جت جانبی مذکور ارائه شده است. مطابق با انتظار در زاویه ۲- درجه به دلیل تولید نیروی عمودی منفی در هر دو حالت تزریق جت جانبی مقدار فشار نامتقارن بوده و در سطح بالایی بیشتر از سطح پایینی است. اینکه با تزریق جت در دو موقعیت فشار در سطح بالایی بیشتر متأثر شده و در حالت تزریق جت در نزدیک نوک اسپایک میزان فشار در برخی نقاط تا ۴۰ درصد کاهش یافته است.



شکل (۱۷): توزیع فشار روی سطح بالا و پایین دماغه پخ با اسپایک با تزریق جت جانبی در زاویه حمله ۲- درجه، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ bar

همچنین در زاویه حمله ۲ درجه، شکل (۱۸) برعکس زاویه ۲- درجه نقطه سکون به سمت سطح پایین حرکت کرده و به دلیل تولید نیروی عمودی مثبت مقدار فشار در هر دو حالت تزریق جت جانبی در سطح پایین دماغه از سطح بالایی بیشتر است.



(الف)



(ب)

شکل (۱۵): تصاویر شیلیرن دماغه پخ با اسپایک و تزریق جت جانبی در زاویه حمله ۲ درجه، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ bar (الف) و ۷ bar (ب)

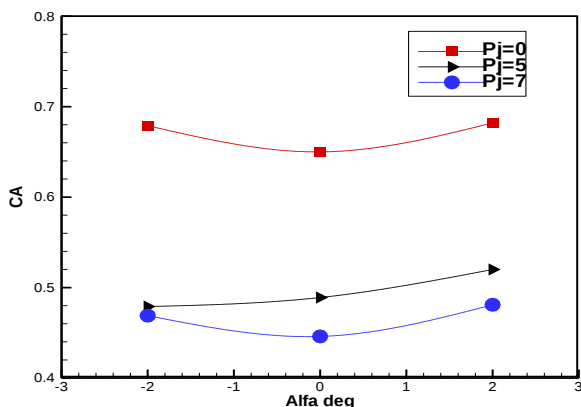
۵- تحلیل نتایج فشار

در آزمایش‌های انجام شده هم‌زمان با تصویربرداری شیلیرن توزیع فشار روی سطح بالایی، U و سطح پایینی، L دماغه پخ در شرایط مختلف با و بدون تزریق جت جانبی در زوایای حمله ۲-، صفر و ۲ درجه اندازه‌گیری شده است. شکل ۱۶ توزیع ضریب فشار روی دماغه پخ در صفر درجه در دو حالت تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک، max و نزدیک دماغه، min را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود در حالت تزریق جت در نزدیک دماغه به دلیل تزریق جریان پرفشار و عدم فرصت کافی برای توسعه جریان میزان فشار نسبت به حالت تزریق جت در نوک اسپایک بیشتر است. به‌طوری‌که تزریق جت در نوک اسپایک توانسته بین ۶ تا ۵۵٪ فشار را نسبت به تزریق جت در نزدیک نوک دماغه کاهش دهد.

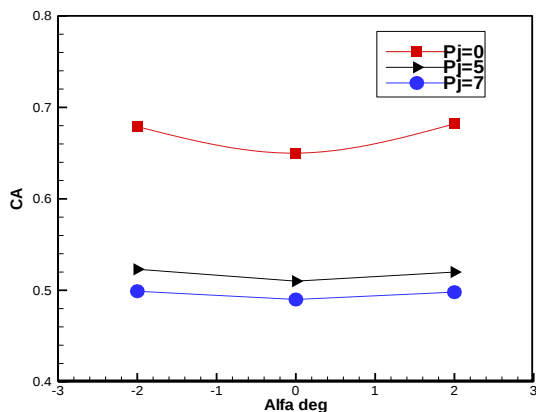
همچنین مطابق با انتظار میزان فشار در سطح بالا و پایین دماغه به دلیل تقارن محوری بدنه و جت تزریقی در هر دو حالت یکسان است. نکته دیگر اینکه مطابق با شماتیک شکل ۸، اگرچه نقطه ۱ در نزدیک نقطه ۲ و در محدوده نقطه سکون قرار دارد لیکن به دلیل تأثیر پله اتصال اسپایک به دماغه و جدایش جریان محلی مقدار فشار کمتری از نقطه ۲ دارد. البته با ادامه جریان پس از نقطه ۲ به دلیل افزایش سرعت روی سطح کروی دماغه فشار کاهش می‌یابد.

بدون تزریق جت بررسی شد. نتایج نشان می‌دهد که به دلیل تقارن تزریق جت جانبی حداقل تأثیر روی نیروی برآ و گشتاور پیچ داشته است.

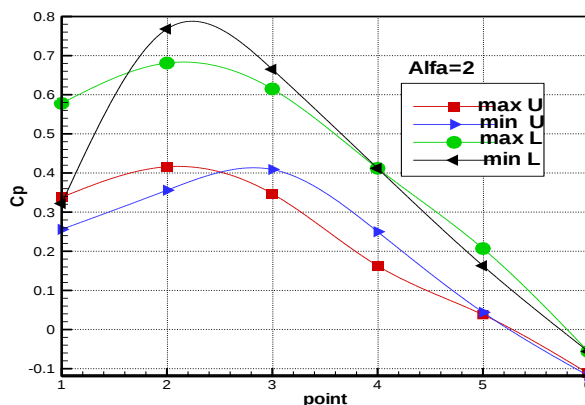
در اشکال (۲۰) و (۲۱) تغییرات نیروی پسا نسبت به زاویه حمله و تزریق جت جانبی در دو موقعیت حداکثر و حداقل و فشارهای ۵ و ۷ بار $\bar{p}$ نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شد با تزریق جت در هر دو موقعیت نیروی پسا نسبت به اسپایک تنها کاهش یافته لیکن تزریق جت در نزدیک نوک اسپایک، توانسته نیروی پسای موجی را به مقدار بیشتری نسبت به تزریق جت در نزدیک دماغه کاهش دهد. البته نتایج به دست آمده از توزیع فشار نیز با کاهش فشار روی دماغه پخ هم این مطلب را تأیید کرده بود. همچنین مشاهده می‌شود که افزایش فشار تزریقی به ۷ بار در هر دو موقعیت موجب کاهش بیشتر نیروی پسا گردید که البته تزریق جت در موقعیت نوک اسپایک تأثیرگذاری بیشتری داشته و حدود ۳۰٪ نیروی پسا را کاهش داده است.



شکل (۲۰): ضریب نیروی پسا دماغه پخ نسبت به زاویه حمله با اسپایک و تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ و ۷ بار

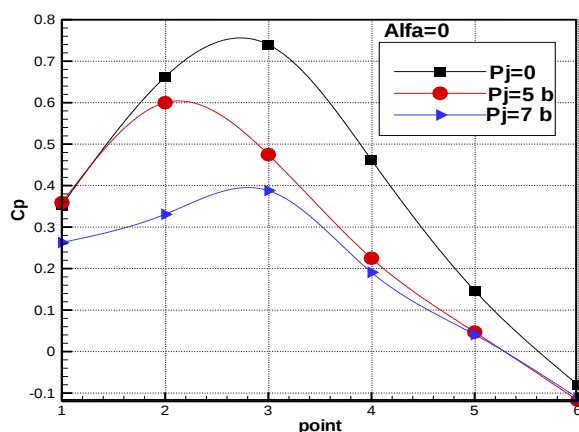


شکل (۲۱): ضریب نیروی پسا دماغه پخ نسبت به زاویه حمله با اسپایک و تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ و ۷ بار



شکل (۱۸): توزیع فشار روی سطح بالا و پایین دماغه پخ با اسپایک با تزریق جت جانبی در زاویه حمله ۲ درجه، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ بار

در شکل (۱۹) توزیع فشار سطح پایینی دماغه در سه حالت اسپایک، تزریق جت با فشارهای ۵ و ۷ بار در محل نزدیک نوک اسپایک نشان داده شده است. این منحنی تأثیر افزایش فشار تزریقی روی میدان جریان جلوی دماغه پخ را نشان می‌دهد. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با تزریق جت جانبی ترند فشار روی سطح دماغه، بین ۳۰ تا ۶۰ درصد، و بالطبع پسای فشاری موجی کاهش یافته و با افزایش فشار تزریقی کاهش بیشتری می‌یابد که نتیجه به دست آمده از تصاویر شلیپرین را تأیید می‌کند.



شکل (۱۹): توزیع فشار روی سطح پایینی دماغه پخ با اسپایک و تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک در زاویه حمله صفر درجه، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ و ۷ بار

۶- تحلیل نتایج نیرویی

همان‌طور که ذکر شد علاوه بر توزیع فشار و تصویربرداری شلیپرین، نیرو و گشتاور وارد بر مدل نیز اندازه‌گیری شد. البته باتوجه به نوع مدل که یک دماغه متقارن بوده انتظار می‌رفت تنها نیروی پسا، برآ و گشتاور پیچ نسبت به زاویه حمله تغییر نماید؛ لذا علاوه بر نیروی پسا که از اهمیت بالایی در این آزمایش‌ها برخوردار بوده نیروی برآ و گشتاور پیچ در شرایط مختلف با و

۲- توزیع فشار روی دماغه پخ با تزریق جت در دو موقعیت با دو فشار ۵ و ۷ بار بررسی شد. نتایج حاکی از تأثیرگذاری تزریق جت جانبی بر میدان جریان روی دماغه در تمامی شرایط بوده و البته بیشترین افت فشار روی دماغه در حالت ۷ بار و تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک اتفاق افتاد.

۳- کاهش نیروی پسا و تأثیر روی مؤلفه‌های نیرو و گشتاور در جهت مختلف بررسی شد. نتایج حاکی از آن است که تزریق جت روی مؤلفه‌های دیگر نیرو و گشتاور تأثیر حداقلی داشته که بیانگر تقارن تزریق جت جانبی و مدل بوده است. همچنین مشاهده شد اگرچه کاهش محسوس نیروی پسا در هر دو موقعیت و فشار تزریقی ۵ و ۷ بار لیکن تزریق جت جانبی با فشار ۷ بار در نزدیک نوک اسپایک توانسته نیروی پسای دماغه پخ و اسپایک را با بیشترین درصد به میزان ۳۱٪ کاهش دهد.

در خاتمه اینکه جهت تکمیل داده‌ها در این موضوع می‌توان روی فشار تزریقی بیشتر، تغییر دماغه و عدد ماخ با استفاده از شبیه‌سازی عددی و آزمایش‌های تونل باد تحقیق و مطالعه نمود.

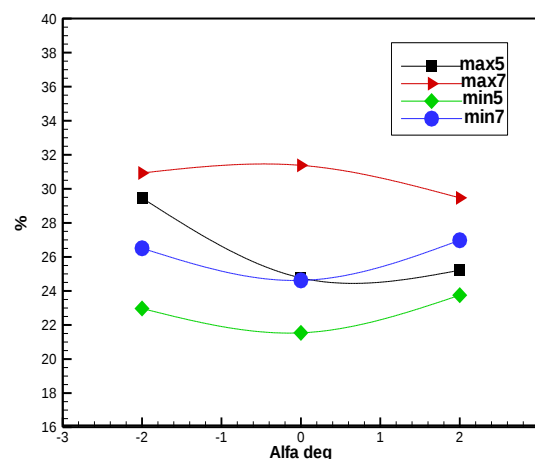
تشکر و قدردانی

نویسندگان مقاله از مسئولین و گروه آزمایش مرکز آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) جهت همکاری در انجام آزمایش‌های تونل باد تشکر و قدردانی می‌نمایند.

۸- مراجع

1. S. Manigandan, K. N. Sruthisree, "Numerical analysis of slotted aerospike for drag reduction"; International Conference on Recent Advances in Fluid and Thermal Sciences, 2019.
2. K. Shashank, K. Suzuki, "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.
3. B. Sudarshan, S. M. V. Rao, G. Jagadeesh, "Effect of the axial cavity with an opposing high-pressure jet combination in a Mach 6 flow condition", Acta Astronaut., Vol. 178, pp.335-348, 2021.
4. C. Ji, B. Liu, W. Huang, S.-B. Li, "Investigation on the drag reduction and thermal protection properties of the porous opposing jet in the supersonic flow: A parametric study with constant mass flow rate", Aerospace Sci. Technology Vol. 118, 2021.
5. C. Ji, B. Liu, S.-b Li, W. Huang, "Parametric investigation on drag reduction and thermal protection characteristics of the porous opposing jet in the hypersonic flow", Aerospace Sci. Technol. Vol. 116, 2021.
6. W. Zhang, "Investigations on shock wave active control of the hypersonic inlet and reduction of drag and heat flux for the blunt body", Doctoral dissertation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022.
7. Q. Wu, H. Huang, Y. Zhao, "Simulations of heat and drag reduction of opposing jet in hypersonic flow", J. Spacecr. Rockets Vol. 60, pp. 1574-1584, 2023.
8. H. Xu, Z. Tang, X. Li, and J. Ren, "Multi parameters control mechanism on drag and heat reduction of opposing jet", AIAA No. AIAA 2139, 2024.
9. G. Guo, Q. Luo, and J. Wu, "Numerical study on drag and heat flux reduction induced by a counter flowing jet for rarefied hypersonic flow over a blunt body", Phys. Fluids Vol. 36, 2024.

در شکل (۲۲) میزان درصد کاهش ضریب نیروی پسا نسبت به اسپایک تنها نسبت به زاویه حمله ارائه شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود حداکثر درصد کاهش پسا در فشار تزریق ۷ bar در موقعیت نزدیک نوک اسپایک به میزان ۳۱٪ نسبت به نیروی پسای اسپایک تنها است. یعنی علاوه بر کاهش نیروی پسای دماغه پخ توسط اسپایک، تزریق جت جانبی هم توانسته موجب کاهش بیشتر نیروی پسای دماغه پخ شود.



شکل (۲۲): درصد کاهش ضریب نیروی پسای دماغه پخ نسبت به زاویه حمله با تزریق جت جانبی در دو موقعیت، عدد ماخ ۱/۹ و فشار تزریقی ۵ و ۷ bar

۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق آزمایش‌هایی در تونل باد سه منظوره در عدد ماخ ۱/۹ روی یک دماغه پخ نیم‌کره با اسپایک دماغه نیم‌کره و تزریق جت جانبی در محدوده زاویه حمله ۲-، صفر و ۲ درجه انجام گردید. اندازه‌گیری‌ها شامل تصویربرداری شلیترین با آشکارسازی امواج ضربه‌ای، توزیع فشار روی دماغه پخ و نیرو و گشتاور وارده بر آن بوده است. بررسی پدیده‌ها، تغییر الگوی موج کمائی متشکله روی اسپایک و ناحیه چرخشی توسط تزریق جت جانبی با دو فشار و دو موقعیت مختلف روی میله اسپایک و چگونگی توزیع فشار روی سطوح پایین و بالایی دماغه پخ و نهایتاً نیروی پسای وارده انجام گردید. به‌هر حال می‌توان گفت:

- ۱- با تصاویر شلیترین الگوی موج کمائی روی نوک اسپایک آشکارسازی شد و تغییر الگوی موج با تزریق جت در نزدیک نوک اسپایک مشاهده گردید. مشخص شد که تزریق جت جانبی در نزدیک نوک اسپایک موجب تغییر الگوی موج کمائی شده و با افزایش فشار جت به ۷ بار تغییرات بیشتری مشاهده گردید. همچنین تغییر یا حتی حذف موج کمائی روی دماغه پخ نیز با تزریق جت جانبی مشاهده شد که در فشار ۷ بار و در موقعیت نزدیک نوک اسپایک وضعیت بهتری حاصل شد.

31. C. Schnepf, O. Wysocki, "Wave drag reduction with a self-aligning aerodisk on a missile configuration", *Progress in Flight Physics*, Vol. 9, pp.149-172, 2017.
32. P. V. Tembhurnikar, A. T. Jadhav, D. Sahoo, "Effect of Intermediate Aerodisk Mounted Sharp Tip Spike on the Drag Reduction over a Hemispherical Body at Mach 2.0", *FME Transactions* 48, pp. 779-786, 2020.
33. S. Mohandas, R. K. Siddharth, B. John, "Reduction of wave drag on parameterized blunt bodies using spikes with varied tip geometries", *Acta Astronautica*, 160, pp.25-35, 2019.
34. M. Hasani, A. Haghir, M. Islamy, "Investigation of spike length on wave drag reduction of standard model in hypersonic flow", *J Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 10, pp.177-192, 2020. (In Persian)
35. Z. Wang, T. Long, B. Zhang, R. Shi, "Drag-aeroheating multi-objective optimization design of spike-aerodisk-channel for hypersonic vehicles", *Aerospace Sci. Technology*, 2025.
36. S. kumar, V. Kulkarni, S. P. Jammy, "Aerothermodynamic assessment of spiked configuration for drag reduction at hypersonic speeds", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 33, 2020.
37. S. Rashid, F. Nawaz, R. Riaz, "Review of wave drag reduction techniques: Advances in active, passive, and hybrid flow control", *Aerospace Sci. Technology*, Vol. 236, 2024.
38. J. WANG, J. LI, "Drag and heat reduction performance of a dual-jet spike configuration in hypersonic flow", *Acta Aerodynamica Sinica*, Vol 42, 2024.
39. W. F. Wang, Z. Q. Wang, M. Mei, X. Y. Yuan, "Drag reduction in hypersonic flows with viscous compressible fluid-solid coupling: The role of elastic spikes and lateral jets", *Phys. Fluids* Vol. 36, 2024.
40. W. Zhang, X. Tian, "Investigation of the drag reduction mechanism for a blunt forebody with opposing and side jets", *Physics of Fluids*, Vol. 37, 2025.
41. X. Chen, C.-S. Zhou, Li Yingkun, "Research on Effects of Lateral Jet on Drag and Heat Reduction Characteristics of Spike in Supersonic Flows", *Journal of Propulsion Technology*, Vol. 39(2), 2018.
42. M. Jia, S. Chen, J. Li, W. Yuan, "Uncertainty and sensitivity study on lateral jet interaction for hypersonic missile", *J. Spacecr. Rockets*, Vol. 61, p.p. 458 – 472, 2024.
43. G. Han, Z. Jiang, "Hypersonic Flow Field Reconfiguration and Drag Reduction of Blunt Body with Spikes and Sideward Jets", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2018, 16 pages.
44. M. Gilinsky, C. Washington, "Spike-Nosed Bodies and Forward Injected Jets in Supersonic Flow", *AIAA 02-3918*, 2002.
45. L. Zhu, X. Chen, X. Tian, J. Song, H. Li, "Assessment on jet direction effect on drag and heat reduction efficiency for hypersonic vehicles", *Aerospace Science and Technology* 106, 2020.
46. P. Zeng, S. Chen, J. Li, "Numerical simulation of heat reduction on blunt-headed bodies by combined scheme of drag reduction spike and annular jets", *Acta Aeronaut.*, Vol. 44, 2023.
47. Vahid Heydarpour, Hassan Mohammadkhani (2017), "Numerical investigation of the aerodynamic effect of a side jet on a spike-equipped beveled nose in supersonic flow", *International Conference on Modern Research in 21st Century Engineering Sciences*.
48. Vahid Heydarpour, Hassan Mohammadkhani (2017), "Numerical investigation of the aerodynamic effect of a side jet on a spike-equipped beveled nose in supersonic flow", *International Conference on Modern Research in 21st Century Engineering Sciences*.
10. Z. weilin, T. Xing, S. Zhiwei, "Investigation of the drag reduction mechanism for a blunt forebody with opposing and side jets", *Physics of Fluids*, Vol. 37, Issue 9, 22 pp, 2025.
11. Xu. Haonon, L. Xueying, Ren jing, "Angle-of-attack characteristics of opposing jet for improving drag and heat reduction", *Physics of Fluids*, Vol. 36, Issue 7, 17 pp, 2024.
12. H. Yoon, K. Suzuki, "Numerical investigation of effect of the design parameters of the counter-flow jet for drag reduction in hypersonic low-Reynolds number regime", *Physics of Fluids*, Vol. 36, Issue 3, 18 pp, 2024.
13. K. Hayashi, S. Aso, "A study on reduction of aerodynamic heating by opposing jet in supersonic flow", *J.J.s. Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 52, No. 600, pp.38-44, 2004.
14. Riggins, D. W., Nelson, H. F., and Johnson, E., "Blunt-body wave drag reduction using focused energy deposition", *AIAA*, Vol. 37, No. 4, pp. 460-467, 1999.
15. W. Zhang, B. Ding, Z. Shi, "Investigation of drag reduction mechanism for blunt bodies with plasma spikes", *Phys. Fluids* Vol. 35, 2023.
16. L. Haibo, W. Liu, "Numerical simulation in influence of forward-facing cavity on aerodynamic heating of hypersonic vehicle", *Procedia Engineering*, Vol. 29, pp. 4096-4100, 2012.
17. Y. Rajesh, U. Guven, "Aerodynamic heating of a hypersonic projectile with forward-facing ellipsoid cavity at nose", *J. Spacecraft and Rockets*, Vol. 52, No. 1, pp.157-165, 2015.
18. Y. Rajesh, U. Guven, "Aerothermodynamics of a hypersonic vehicle with a forward facing parabolic cavity at nose", *J Aerospace Engineering*, pp. 1863-1874, 2015.
19. Y. Liu, Z. Jiang, "Concept of Non-Ablative Thermal Protection, System for hypersonic", *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 3, 2013.
20. R. Mehta, "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.
21. C. h. Schnepf, O. Wysocki, "Wave drag reduction due to a self-aligning aero disk", *Progress in Flight Physics*, Vol. 7, pp.475-488, 2015.
22. M. B. Gerdroodbary, S. M. Hosseinalipour, "Numerical simulation of hypersonic flow over highly blunted cones with spike", *Acta Astronaut.* Vol. 67, pp.180-193, 2010.
23. M. Y. Ahmed, N. Qin, "Recent advances in the aerothermodynamics of spiked hypersonic vehicles", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 47, pp.425-449, 2011.
24. N. Motoyama, K. Mihara, "Thermal protection and drag reduction with use of spike in hypersonic flow", *In10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2001.
25. R. Kalimuthu, R. C. Mehta, "Experimental investigation on spiked body in hypersonic flow", *The Aeronautical Journal*, Vol. 112, pp.593-598, 2008.
26. V. Kulkarni, V. Menez, "Effectiveness of aerospike for drag reduction on a blunt cone in hypersonic flow", *J Spacecraft and Rockets*, Vol. 47, pp.542-544, 2010.
27. M. Tahani, M. S. Karimi, M. Motlagh, "Numerical investigation of drag and heat reduction in hypersonic spiked blunt bodies", *Heat and Mass Transfer*, Vol. 49, pp. 1369-1384, 2013.
28. M. Ajmal, N. Durrani, H. A. Saeed, "Design of spiked hemispherical body in hypersonic flow"; *In 2015 12th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology*, pp. 453-459, 2015.
29. Yaghoobnejad Mohsen (2014) Numerical investigation of the effect of aerodisk on the aerodynamic drag coefficient of a beveled body in a supersonic flow field. *14th International Conference of the Iranian Aerospace Society*.
30. Wang, Z. G., Sun, X.W. Huang, "Experimental investigation on drag and heat flux reduction in supersonic/hypersonic flows: a survey", *Acta Astronautica*, Vol. 129, pp.95-110, 2016.