

مطالعه تجربی تضعیف موج ضربه‌ای در عدد ماخ ۲/۴۵ با آبرو - اسپایک پلاسما و مغناطیس

مهدی رحیمی^۱، اکرم خداپاری^۲، فرزاد ویسی^۳

۱ دانشجوی دکتری، گروه مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه رازی، کرمانشاه

۲ استادیار، گروه مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه رازی، کرمانشاه، a.khodayari@razi.ac.ir

۳ دانشیار، گروه مکانیک، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه رازی، کرمانشاه

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۰۲/۱۹

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۹/۲۰

چکیده

در این پژوهش، تضعیف امواج ضربه‌ای به وسیله مشاهدات کیفی تخلیه پلاسما در ماخ ۲/۴۵ و آزمایش‌های محیطی ارزیابی شده است. پلاسما روی مدل آبرو-اسپایک با تخلیه الکتریکی ۵۰ هرتز، ۵۰ میلی‌آمپر و ۳۰ کیلوولت تولید شده و از تکنیک شادوگراف با ۳۰۰ فریم بر ثانیه و دوربین ویدئویی با ۱۰۰۰ فریم بر ثانیه^۱ برای ثبت نتایج کیفی استفاده شده است. نتایج آزمایشگاهی نشان می‌دهد که افزایش میدان مغناطیسی علاوه بر پایداری بیشتر در تخلیه تابان، افزایش فرکانس، تغییر مسیر ذرات باردار از دایره‌ای به سیکلوترونی و هم‌پوشانی بهتر پلاسما، سبب ضخیم‌تر شدن ضخامت لایه شوک هم می‌شود. تصاویر شادوگراف در ماخ ۲/۴۵ نشان می‌دهد که ترکیب مغناطیس و پلاسما سبب افزایش ۷/۵ درجه در زاویه موج و در نتیجه ضعیف‌تر شدن موج ضربه‌ای شده و در پائین اسپایک باعث ناپدید شدن موج منحنی شده است. لذا این روش منجر به حذف امواج ضربه‌ای در عدد ماخ ۲/۴۵ و کاهش پسای موجی شده است.

واژگان کلیدی

امواج ضربه‌ای، کاهش پسا، مافوق صوت، آبرو-اسپایک پلاسمایی، میدان مغناطیسی

۱. مقدمه

صوتی، کاهش مصرف سوخت و سیستم پیشرانس کوچکتر خواهد شد. برای کاهش پسا روش‌های متنوعی از جمله تزریق پلاسما به صورت جت در نقطه سکون دماغه، اسپایک فیزیکی، نهشت (رسوب) انرژی توسط امواج ماکروویو و لیزر، روش‌های الکترومغناطیسی، اسپایک آبرو پلاسمایی و جز این‌ها بررسی شده است. در تولید پلاسما به روش تخلیه الکتریکی بین کاتد و آند،

با تشکیل امواج ضربه‌ای روی اجسام پرنده در سرعت‌های مافوق و ماورا صوت، پسای موجی به‌عنوان چالشی بزرگ برای طراحان محسوب می‌شود. بنابراین هر روشی که سبب کاهش پسای جسم به‌ویژه پسای موجی و افزایش کارایی اُترودینامیک گردد، یک اقدام مثبت برای طراحان اجسام پرنده سرعت بالاست. در یک سرعت ثابت، کاهش پسای موجی باعث تضعیف غرش دیواره

ابتدا بر اثر میدان الکتریکی قوی بین دو الکتروود، الکترون از کاتد انتشار یافته و این الکترون آزاد تحت تأثیر میدان الکتریکی شتاب گرفته و در هنگام برخورد با مولکول‌های هوا، انرژی لازم برای خارج کردن الکترون از لایه خارجی مولکول‌های تشکیل دهنده هوا ($\text{CO}_2, \text{N}_2, \text{H}_2, \dots$) را کسب خواهد کرد. در نتیجه این فضای یونی (شامل یون و الکترون) تشکیل پلاسمایی می‌دهد که در هنگام عبور از کاتد به آند (الکترون‌ها) و بالعکس (یون‌ها) دارای مومنتومی معادل با mV بوده و باعث تغییر جهت مولکول‌های هوا از محور جسم می‌شود. تغییر جهت مومنتوم، مستقیماً بر شدت امواج ضربه‌ای مایل و منحنی‌الشکل اثر می‌گذارد. در این حالت زاویه موج ضربه‌ای بیشتر شده و به سمت بالادست جریان حرکت می‌کند. برخورد الکترون‌ها با مولکول‌های موج ضربه‌ای و خارج کردن الکترون از مدار مولکول باعث می‌شود که در داخل موج ضربه‌ای یون‌های مثبت کنار هم قرار گیرد و به واسطه نیروی دافعه بارهای همنام باعث پراکندگی در ساختمان موج ضربه‌ای شود.

برای توسعه فناوری کاهش پسا ناشی از موج ضربه‌ای از زمان شروع ساخت وسائل آیرودینامیکی مافوق صوت روش‌های متنوعی ابداع شده‌اند که در زیر تعدادی از آنها آورده شده است. گنایو^۲ و همکاران [۱] از یک تخلیه قوسی برای گرم کردن پلاسما تا دمای تقریبی ۶۰۰۰ کلوین از طریق یک نازل مافوق صوت در لبه جلویی یک مدل سیلندر مخروطی با زاویه ۳۰ درجه استفاده کرده‌اند. در این آزمایش‌ها کاهش پسا به میزان دو تا چهار برابر نسبت به حالت عادی در اعداد ماخ ۰/۴ تا ۵ به دست آمده است. بررسی عددی آثار یک اسپایک فیزیکی به همراه تزریق جت جانبی با سرعت حداکثر ماخ یک روی یک دماغه پهن در اعداد ماخ مادون صوت توسط آقایان محمدخانی و مومیوند [۲] حاکی از کاهش موثر نیروی پسا می‌باشد. سنگ [۳] اندازه‌گیری پسا را با استفاده از تزریق سیال هوا و جت پلاسما در عدد ماخ ۶ با عدد رینولدز ۳۴۴۰ (مبتنی بر قطر) انجام داده و بیان کرده است که تزریق جت پلاسما نسبت به تزریق جت هوا از یک سیلندر دماغه پهن، باعث کاهش بیشتر شدت امواج ضربه‌ای و در نتیجه کاهش بیشتر نیروی پسا شده است. بوسمن [۴] بیان کرد که تداخلات هندسی امواج ضربه‌ای و امواج انبساطی از دو بدنه متفاوت می‌تواند پسای موجی را کاهش دهد. این روش به عدد ماخ و زاویه حمله وابسته است و از جنبه عملی دارای مشکلات

مخصوص به خود می‌باشد. کانترویتز [۵] برای کاهش آثار منفی ساختار موج ضربه‌ای بر پرواز، استفاده از نیروهای الکترومغناطیسی برای کنترل جریان لایه مرزی را پیشنهاد کرد. در این روش جریان هوا یونیزه شده و توسط چگالی نیرویی $j \times B$ کنترل می‌گردد.

رایگینز [۶] بیان کرد اگرچه گرمایش هوای ورودی باعث کاهش نیروی پسا موجی و غرش صدا در جریان مافوق و ماورا صوت می‌شود، اما برای افزایش دمای گاز نیاز به چگالی جریان بالاست. کاتزن و کتاری [۷] میدان جریان اطراف یک جسم پخ را با افزایش تزریق گاز از ناحیه مادون صوت به لایه شوک (موج ضربه‌ای) در اطراف یک جسم پخ^۴ در جریان ماورا صوت بررسی کرده‌اند. در یک حالت خاص، وقتی که گاز هلیوم در سرعت‌های مافوق صوت به جریان منطقه مرکزی جبهه موج منحنی تزریق شده است، باعث بهبود در جبهه موج در آن منطقه شده و جبهه موج مخروطی به اندازه حدود یک برابر قطر بدنه به سمت بالادست جریان حرکت کرده است. پلاسما بدون اینکه افزایش محسوسی در دما ایجاد کند، می‌تواند الگوی موج ضربه‌ای را تغییر دهد. نتایج آزمایش‌های اخیر، که در مجراهای موج ضربه‌ای انجام شده است، افزایش سرعت و پراکندگی ساختمان موج ضربه‌ای در ناحیه تخلیه الکتریکی تابناک را نشان می‌دهد [۸-۱۰].

اپارتم [۸] نشان داد آثار بهبود پلاسما با افزایش وزن اتمی پلاسما افزایش می‌یابد. گوردیر [۹] اثر پلاسما بر الگوی موج ضربه‌ای را با انجام یک آزمایش در تونل باد مورد مطالعه قرار داد. در این آزمایش فلز فشار بالا (Z بالا) بخار شده و پلاسما توسط اتصال کوتاه الکتریکی درون یک محفظه استوانه‌ای تولید و توسط یک نازل به جریان مافوق صوت تزریق می‌شود. در این روش کاهش پسای قابل توجهی اندازه‌گیری شده است. نتایج تجربی در تونل‌های باد دیگر نشان می‌دهد وقتی پلاسما تولیدی در جلوی یک مدل توسط تخلیه الکتریکی یا توسط پالس‌های ماکروویو جریان می‌یابد، سبب پراکندگی در ساختمان موج ضربه‌ای و افزایش فاصله موج چسبیده از دماغه مدل می‌شود. اکستون [۱۰] برای تولید پلاسما در جلوی محدوده جبهه موج از ضربه‌های ماکروویو استفاده کرد، البته در این حالت اثر پلاسما بر الگوی موج ضربه‌ای خیلی ضعیف بود. باری شینکو [۱۱] بازه زمانی از بین بردن آشفتگی و برقراری حالت تعادل را در بهبود ساختار موج ضربه‌ای در تخلیه پلاسما مورد بررسی قرار داد. به طوری که نتیجه

مورد نیاز است که برای تخلیه پلاسماست. در حالت تخلیه پالسی نسبت منظری بدنه تا ۷۰ درصد افزایش می‌یابد. اندازه‌گیری‌ها نشان می‌دهد که آثار پلاسما بر ساختمان موج ضربه‌ای در حالت تخلیه پالسی خیلی موثرتر از تخلیه پرئودیک است. همچنین این محقق بیان کرده که پسای موجی ناشی از موج روی مخروط به قدرت موج و در نتیجه به عدد ماخ جریان وابسته بوده و عدد ماخ در نوک مدل به‌واسطه تخلیه پلاسما از عدد ماخ جریان اصلی کمتر است. کاهش عدد ماخ موثر جریان ورودی در ناحیه نوک مدل باعث می‌شود که هوای منحرف‌شده ناشی از تخلیه پلاسما پسای موجی را کاهش دهد. از اینرو ساختمان موج ضربه‌ای بهبود یافته و به سمت بالادست حرکت کرده و نتیجه آن کاهش پسای موجی روی مخروط است.

در این مقاله از روش ترکیبی پلاسما و مغناطیس برای کاهش شدت امواج ضربه‌ای و کاهش نیروی پسای موجی در جلوی مدل استفاده شده است. برای این منظور مجموعه مدل و سامانه‌های تأمین انرژی و اندازه‌گیری بر اساس تونل باد مافوق صوت طراحی و ساخته شد. سپس برای اطمینان از جریان پلاسما پیرامون اسپایک آزمایش‌های محیطی در شرایط اتمسفر با و بدون میدان مغناطیسی خارجی انجام گرفت. در ادامه مجموعه مدل و تجهیزات در شرایط مافوق صوت (عدد ماخ ۲/۴۵) مورد آزمایش قرار گرفت.

۲. تضعیف امواج ضربه‌ای با اسپایک پلاسمایی

در جریان مافوق صوت به دلیل اغتشاشات ایجادشده از حضور یک جسم، امواج ضربه‌ای تشکیل می‌شود. در حالت پایدار، یک موج ضربه‌ای در جلوی جسم توسط تغییر ناگهانی در فشار شکل گرفته و باعث جدایش جریان و در نهایت بی‌نظمی‌های متعددی می‌شود. زاویه موج ضربه‌ای به عدد ماخ و زاویه انحراف جریان توسط رابطه بین σ - β - M بستگی دارد [۲۱]. چون لبه جلویی موج ضربه‌ای، از آشفتگی‌های به‌وجود آمده ناشی از حضور جسم دور است، جریان قبل از رسیدن به جبهه موج یکنواخت است. برای بهبود در ساختمان موج ضربه‌ای و حرکت کردن آن به بالادست جریان، آشفتگی‌های جریان باید به بالادست جبهه موج اصلی منتقل شود. یک روش بدیهی برای حرکت آشفتگی‌های جریان به جلوی یک جسم دماغه پهن، استفاده از اسپایک فیزیکی است. به‌طوری‌که باعث تبدیل موج ضربه‌ای منحنی‌الشکل به موج

گرفت اثر پلاسمای پیوسته و بادوام بر ساختار موج ضربه‌ای از نقاط قوت جریان پلاسما نسبت به روش‌های حرارتی است. این اثر پلاسمای بادوام بر ساختار موج ضربه‌ای همچنین در آزمایشات انجام‌شده توسط اسپنسر پی کیو و همکاران [۱۲-۱۳] مشاهده شده است.

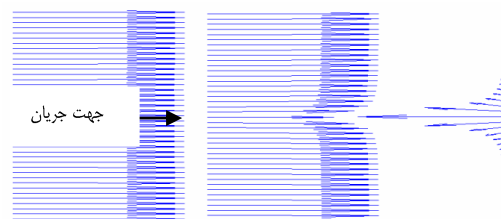
در این تحقیق اثر آبرو - اسپایک پلاسما بر کاهش موج ضربه‌ای دو هدف اولیه یکی افزایش و بهبود موثر شکل آبرودینامیکی جسم، بدون نیازهای سرمایه‌ی برای اسپایک فیزیکی و دیگری کاهش صدای ناشی از موج ضربه‌ای را دنبال می‌کند. چنگ و پاول [۱۴] از یک اسپایک فیزیکی برای بهبود نسبت منظری^۵ یک جسم دماغه پخ استفاده و بیان کرده‌اند که این نوع اسپایک باعث می‌شود موج منحنی‌الشکل در جلوی دماغه به بالادست جریان حرکت کند و در نهایت به فرم جدیدی از موج مخروطی تبدیل و سبب کاهش پسای موجی شود. از مشکلات این روش حساسیت حداقلی و عملکرد نامناسب در محدوده خارج طراحی است. همچنین اگر نسبت طول اسپایک به قطر آن کمتر از یک باشد، استفاده عملی از اسپایک فیزیکی به‌تنهایی تأثیری بر بهبود موج ضربه‌ای ندارد.

بیوولاریو و کیو [۱۵] بررسی نمودند که به‌کار بردن پلاسما با توزیع مخروطی در اطراف یک اسپایک فیزیکی باعث می‌شود که ساختمان موج ضربه‌ای از حالت منحنی‌الشکل غیر چسبیده به یک موج ضربه‌ای مخروطی چسبیده در نوک اسپایک تغییر نماید. به‌طوری‌که فشار در جلوی دماغه مخروطی ناقص به‌میزان ۳۰ درصد کاهش و فشار روی بدنه مخروطی به میزان ۵ درصد افزایش یابد. همچنین فشار روی بدنه سیلندری بدون تغییر باقی می‌ماند. بنابراین قرار دادن یک اسپایک آبرو - پلاسمایی به جسم در سرعت‌های مافوق صوت باعث بهبود در شکل آبرودینامیکی اجسام دماغه پهن خواهد شد. اسپنسر پی کیو [۱۶-۱۷] از دو نوع اسپایک پلاسمایی برای تشریح روش‌های پلاسمایی در تضعیف موج ضربه‌ای در دو حالت تخلیه الکتریکی پرئودیک و پالسی استفاده کرد.

این تحقیق نشان می‌دهد که جریان پلاسما باعث افزایش زاویه موج ضربه‌ای و پراکندگی در ساختمان موج شده و با افزایش چگالی تخلیه، موج به سمت بالادست حرکت نموده و باعث افزایش فاصله موج منحنی‌الشکل از جلوی دماغه شده است. همچنین انرژی ذخیره‌شده به‌واسطه کاهش پسا، دو سوم انرژی

ضربه‌ای مایل شده و باعث کاهش پسا موجی می شود [۱۴].
گفتنی است پسای اصطکاکی تولیدشده توسط اسپایک فیزیکی و
خنک‌سازی اسپایک باعث محدودیت در کارایی این روش
می‌شود.

یکی دیگر از اشکالات اسپایک فیزیکی حساسیت آن به
عملکرد خارج از محدوده طراحی از قبیل عدد ماخ پرواز و زاویه
حمله جسم است که باعث می‌شود مجدداً موج ضربه‌ای در جلوی
جسم ظاهر شود [۱۴]. اما یک اسپایک پلاسمایی در مقایسه با
اسپایک فیزیکی در شرایط خارج از طراحی نیز عملکرد مناسبی
دارد و در نهایت اغتشاشات جریان به‌وجود آمده از اسپایک
پلاسمایی با اغتشاشات مدل یک جبهه موج جدید را تشکیل
می‌دهد که جایگزین موج قبلی می‌شود [۱۳]. ذرات شارژ شده که
توسط یک میدان الکتریکی شتاب‌دار شده‌اند، از طریق برخوردهای
الکترون به مولکول‌های خنثی قادر به منحرف کردن جریان خنثی
می‌باشد. البته انحراف موثر موقعی اتفاق می‌افتد که جریان پلاسما
به‌طور مستقیم در داخل جریان خنثی تزریق شود. در این‌صورت
انحراف جریان ایجادشده توسط پلاسمای متمرکز موجب بهبود و
تضعیف الگوی موج ضربه‌ای می‌گردد. توزیع شار جریان هوای
ورودی $n_e V_e \vec{z}$ (در چپ) و جریان الکترون پلاسما $n_e V_e$ (در
راست) (مثل یک اسپایک پلاسمایی)، قبل از برخورد در شکل ۱
ارائه شده است. به‌طوری‌که n_n چگالی خنثی، n_e چگالی الکترون،
 V_0 سرعت جریان آزاد و V_e سرعت الکترون می‌باشد. توزیع شار
در وسط شکل ۱، جریان منحرف‌شده قبل از برخورد با اسپایک
پلاسمایی را نشان می‌دهد و برای اثبات انحراف هوای ورودی
توسط اسپایک پلاسما استفاده شده است [۱۵].



شکل ۱. توزیع شار جریان ورودی (چپ)

جریان منحرف شده (وسط) و جریان الکترون پلاسما [۱۵]

توزیع فضایی متقارن باشد [۱۷]. بنابراین یک توزیع متقارن
پلاسما در جلوی موج ضربه‌ای اصلی (به‌عنوان یک اسپایک)،
جریان را منحرف می‌کند که در روابط تئوری برای فهم درست
نتایج تجربی باید در نظر گرفته شود. الکترون‌های موجود در
فضای پلاسما توسط میدان الکتریکی موضعی در جلوی دماغه و
روی اسپایک نگه داشته شده و در اثر برخورد الکترون‌ها به
مولکول‌های خنثی، جهت مولکول‌ها تغییر کرده و اغتشاشات
مومتوم عرضی جریان خنثی به‌طور متقارن در جهات مخالف
توزیع می‌گردد. حتی در موقعیت‌هایی که درصد یونیزاسیون
پلاسما خیلی کم و جرم الکترون خیلی کمتر از ذرات خنثی در
جریان باشد، این اغتشاشات عرضی می‌تواند خیلی بزرگ باشد؛
زیرا تغییر خالص مومتوم کل در جهت عرضی صفر بوده و در
جهت جریان کوچک است [۱۷].

یک موقعیت تقارن سمتی را در نظر بگیرید که جریان ورودی
در سمت چپ با یک زاویه θ' نسبت به محور مدل در حال
حرکت است. در حالت پایدار، یک موج مخروطی ناشی از افزایش
ناگهانی فشار در جلو جسم به‌وجود می‌آید و جریان را به دو ناحیه
مجزا و جدا از هم تقسیم می‌کند (شکل ۲). در این شکل، مخروط
به صورت افقی (در طول محور Z) قرار دارد. بنابراین سرعت
جریان در ناحیه ۱ (V_1) نسبت به محور جسم دارای زاویه θ'
می‌باشد. در این حالت عدد ماخ جریان M_1 است. در این شکل
زاویه موج ضربه‌ای با β نشان داده شده است. در ناحیه ۲،
بلافاصله پشت جبهه موج، جریان مورد نظر به اندازه δ و با عدد
ماخ M_2 و سرعت $\vec{V}_2 = V_{R_2} \vec{e}_R + V_{\theta_2} \vec{e}_\theta$ منحرف می‌شود.
به‌طوری‌که \vec{e}_R و \vec{e}_θ بردارهای یکه در سیستم مختصات
استوانه‌ای، V_{R_2} مؤلفه سرعت جریان در راستای موج مخروطی و
 V_{θ_2} مؤلفه سرعت در جهت عمود بر موج مخروطی می‌باشد. مبدا
مختصات در نوک دماغه و محور Z در راستای محور مخروط در
نظر گرفته شده است.

زاویه شوک β و زاویه انحراف δ به‌وسیله ارتباط بین
 $\delta - \beta - M$ یک گوه از شرایط پیوستگی در جریان ناپیوسته و در
حالت $\theta' = 0$ به همدیگر مربوط می‌شود. این رابطه می‌تواند
به‌سادگی برای $\theta' \neq 0$ تعمیم داده شود. به‌علت تغییرات عرضی
موج ضربه‌ای مخروطی (مشابه با عرض یک موج مایل) مؤلفه
عمود بر سرعت جریان آزاد حاکم شده است. پارامترهای وابسته در
معادلات به قرار زیر است.

۳. جریان مافوق صوت روی مخروط

برای بهبود اثر پلاسما بر موج ضربه‌ای نیاز است که پلاسما در
ناحیه جلوی موج ضربه‌ای تولید شود و نسبت به محور مدل دارای

۴. ابزارآلات آزمایش

آزمایش‌ها در دو حالت شرایط محیطی آزمایشگاه جهت حصول اطمینان از پیوستگی پلاسما پیرامون دماغه مدل و شرایط جریان مافوق صوت، عدد ماخ ۲/۴۵ در تونل باد انجام شد. مجموعه آزمایش شامل تونل باد مافوق صوت، مدل دماغه مخروطی ناقص به همراه آبرو اسپایک پلاسمایی، منبع تغذیه ولتاژ بالا، ولت‌متر، آمپر‌متر، سیستم‌های یری اپتیکی بوده است. جهت ثبت تصاویر از دوربین‌های مختلف سرعت بالا با ۱۰۰۰ فریم بر ثانیه برای آزمایش‌های محیطی و ۳۰۰ فریم بر ثانیه برای تصاویر شادوگراف و ۳۰ فریم بر ثانیه برای تصویر تخلیه تابان استفاده شد.

۴-۱. تونل باد

آزمایش‌ها در دو حالت شرایط محیطی آزمایشگاه (برای اطمینان از پیوستگی پلاسما پیرامون دماغه مدل) و شرایط جریان مافوق صوت در محفظه آزمون تونل باد مافوق صوت (در دمای ۲۹۳ کلوین و فشار ۰/۸۶ اتمسفر) مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر انجام شده است. این تونل از نوع مدار باز مکشی با سطح مقطع به ابعاد ۶۰×۶۰ سانتی‌متر مربع است که از نازل قابل انعطاف و واحد قدرت انژکتوری برای برقراری جریان مافوق صوت در محفظه آزمون استفاده شده است. زاویه جریان هوا در سرعت ۲/۴۵ برابر با ۰/۲۵ اعلام شده است. سیستم اندازه‌گیری سرعت در تونل با استفاده از فشار استاتیکی محفظه آزمون و تنظیم منحنی نازل مافوق صوت انجام شده است و از سیستم شادوگراف برای فیلمبرداری از میدان جریان اسپایک استفاده شده است. شکل ۳ شماتیک تونل باد مورد استفاده را نشان می‌دهد.

۴-۲. مدل آبرو - اسپایک پلاسمایی

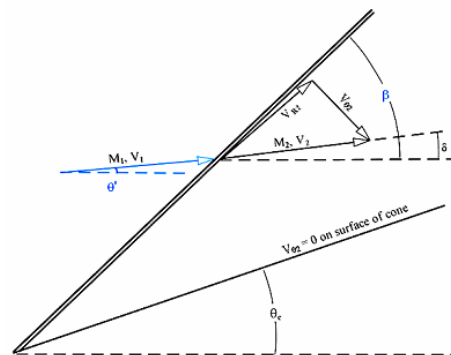
شکل ۴ شماتیک مدل دماغه مخروطی ناقص به همراه آبرو - اسپایک پلاسمایی نصب‌شده در محفظه آزمون تونل باد مافوق صوت را نشان می‌دهد. مشخصات دماغه بر اساس شکل ۴ الف در جدول ۱ آورده شده است. جهت تقویت میزان هم‌پوشانی پلاسما حول اسپایک از یک میدان مغناطیسی در محل اتصال اسپایک به دماغه مخروطی ناقص استفاده شده است. مدل از قسمت‌های مختلفی از جمله اسپایک فیزیکی به‌عنوان کاتد، دماغه مخروطی ناقص به‌عنوان آند، عایق سرامیکی سیلندری بین کاتد و آند، بدنه سیلندری، آداپتور اتصال به سیستم آلفا مکانیزم و مجموعه‌ای از سیم‌ها و منبع تغذیه ولتاژ بالا تشکیل شده است.

$$\begin{cases} M_{1n} = M_1 \sin(\beta - \theta') \\ M_{2n} = M_2 \sin(\beta - \delta) \end{cases} \quad (1)$$

$$\xrightarrow{\beta - \theta' = \beta', \delta - \theta' = \delta'} \begin{cases} M_{1n} = M_1 \sin \beta' \\ M_{2n} = M_2 \sin(\beta' - \delta') \end{cases}$$

عبارات بالا مشابه حالتی است که $\theta' = 0$ است. بنابراین رابطه $M - \beta' - \delta'$ مشابه رابطه $M - \beta - \delta$ به روش زیر به‌دست می‌آید:

$$\tan \delta' = 2 \cot \beta' \left\{ \frac{(M_1^2 \sin^2 \beta' - 1)}{[M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta') + 2]} \right\} \quad (2)$$



شکل ۲. هندسه حل عددی انحراف جریان ناشی از پلاسما روی مخروط

[۱۷]

معادله تیلور - ماکسول برای جریان‌های مخروطی به‌شکل

زیر بیان می‌گردد [۱۷]:

$$0.2 [1 - G^2 - G'^2] [2G + G' \cot \theta + G''] - G'^2 [G + G''] = 0 \quad (3)$$

$$G = \frac{V_{R2}}{V_{2max}}, \quad G' = \frac{dG}{d\theta}, \quad G'' = \frac{d^2G}{d\theta^2}, \quad \gamma = 1.4$$

شرایط مرزی معادله ۳ عبارت است از:

$$G(\theta) = f(M_2) \cos(\beta - \delta) \quad (4)$$

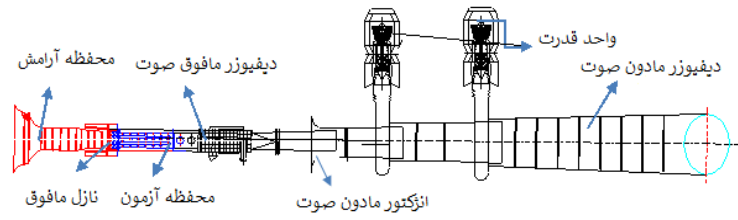
$$G'(\theta) = -f(M_2) \sin(\beta - \delta)$$

$$f(M_2) = \frac{V_2}{V_{2max}} = \left[\left(\frac{5}{M_2^2} \right) + 1 \right]^{-\frac{1}{2}}$$

$$M_2 = \frac{M_{2n}}{\sin(\beta - \delta)}$$

$$M_{2n} = \left\{ \left[(M_1 \sin \beta')^2 + 5 \right] / \left[7(M_1 \sin \beta')^2 - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}}$$

به‌طوری‌که δ از رابطه ۲ به‌دست می‌آید. معادله ۳ به روش عددی حل خواهد شد. با به‌کاربردن تخلیه پلاسما زاویه موج ضربه‌ای به اندازه θ' اضافه می‌شود و در نتیجه عدد ماخ موثر نیز تغییر می‌کند.



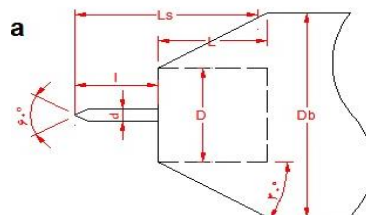
شکل ۳. شماتیک تونل باد مافوق صوت

جدول ۱. ابعاد هندسی دماغه مدل آزمایش

توضیحات	جنس	طول (میلی متر)	قطر (میلی متر)	مدل
مخروط با زاویه ۶۰ درجه و کاند	تنگستن مولیبدن	۲۰	۳	اسپایک
مخروطی ناقص برای تولید موج منحنی و آند	برنج	۳۰	۲۶	دماغه
برای تحمل درجه حرارت و عایق بین کاند و آند	سرامیک	۱۵	۲۴	عایق
برای نگهداری دماغه و سیستم‌های اندازه‌گیری	آلومینیوم برنج	۲۶	۵۸	بدنه سیلندری
برای افزایش هم‌پوشانی پلاسما روی اسپایک	-	۵	۱۴	مغناطیس
برای نصب روی سیستم آلفا مکانیزم تونل باد	آلومینیوم	۶۰	۵۲	آداپتور



(ب)



(الف)

شکل ۴. شماتیکی از مدل دماغه مخروطی ناقص به همراه آبرو اسپایک پلاسما نصب شده در محفظه آزمون تونل باد مافوق صوت

۳-۴. مشاهدات اپتیکی

اندازه‌گیری میدان جریان با کمک یک سیستم شادوگراف انجام شده است. شماتیکی از نحوه اندازه‌گیری اپتیکی و ثبت عکس‌های هم‌زمان از سیستم شادوگراف و تخلیه تابان پلاسما در شکل ۵ نمایش داده شده است [۱۷]. چیدمان سیستم به گونه‌ای بوده تا بتوان به‌طور هم‌زمان میدان جریان اطراف دماغه مخروطی ناقص، اسپایک، دماغه کاند، تخلیه پلاسما و کاهش شدت موج ضربه‌ای در تونل باد را تصویربرداری نمود. یک دوربین با نرخ ۳۰۰ فریم بر ثانیه برای ثبت مستقیم عکس‌های دستگاه شادوگراف از دینامیک میدان جریان و دوربین ویدئویی دیگر برای ارزیابی توزیع فضایی و تکامل زمانی از تخلیه تابان پلاسما با نرخ ۳۰ فریم بر ثانیه به‌کار برده شده است. گراف‌های ویدئویی پیوسته از جریان توانست اطلاعات مهمی از رفتار دینامیکی میدان جریان را ثبت نماید.

۴-۴. تنظیم جریان پلاسما

میزان بهبود در رفتار موج ضربه‌ای به چگالی و حجم پلاسما در

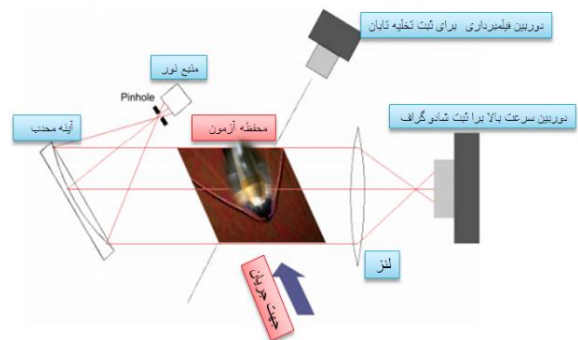
هر تخلیه بستگی دارد. برای به‌دست آوردن مؤثرترین چگالی جهت کاهش حداکثری شدت امواج ضربه‌ای، آزمایش‌هایی با چگالی‌های مختلف در حالت فشار ۰/۸۶ اتمسفر و دمای اتمسفری ۲۹۳ کلون انجام شده است. شکل ۶ تخلیه پلاسما در شرایط چگالی یونی مختلف پلاسما را نشان می‌دهد. شکل ۶ الف تخلیه پلاسما را در چگالی $10^{12} \times 1/2 \text{ m}^{-3}$ نشان می‌دهد. در این حالت چگالی جریان و در نتیجه میزان تخلیه پلاسما کم بوده و به دلیل اینکه پوشش پلاسما تمامی سطح اسپایک را دربر نمی‌گیرد انتظار می‌رود در این شرایط کاهش پسی محسوسی صورت نگیرد. شکل ۶ ب تخلیه پلاسما را با افزایش چگالی یونی از $10^{12} \times 1/2 \text{ m}^{-3}$ به $10^{14} \times 9/5 \text{ m}^{-3}$ نشان می‌دهد. افزایش چگالی یونی به $10^{14} \times 9/5 \text{ m}^{-3}$ باعث بهبود تخلیه تابان و شکل‌گیری پلاسما می‌گردد. با توجه به شکل توزیع پلاسما بین کاند و آند، پلاسما یکنواخت‌تر از حالت قبل است، اما هم‌پوشانی آن حول محور اسپایک قابل‌قبول نیست. همچنین در شکل ۶ ج تخلیه پلاسما با چگالی $10^{21} \times 3/7 \text{ m}^{-3}$ را نشان داده شده که

تعداد الکترون به علت میدان الکتریکی نسبتاً زیاد (2500000V/m) باعث نشست پلاسما در حین خاموش بودن منبع تغذیه شده است و شادوگراف شکل ۷ الف نشان می‌دهد که این نشست جریان پلاسما سبب افزایش زاویه موج ضربه‌ای از 42° درجه تئوری به $42/5^\circ$ و $47/5^\circ$ درجه در بالا و پائین موج ضربه‌ای شده و شدت موج منحنی‌الشکل در محل تولید پلاسما به شدت کاهش یافته است. شادوگراف شکل ۷ ب و ج تخلیه پلاسما با استفاده از دوربین با 300fps با فاصله ۵ میلی‌ثانیه را نشان می‌دهد. شکل ۷ ب در حالی است که پلاسما در حال تخلیه است و شکل ۷ ج در یک لحظه (۵ میلی‌ثانیه) بعد از آن است که برای وضوح بهتری از ناپدید شدن موج ضربه‌ای آورده شده است. در این شکل تخلیه پلاسما با چگالی جریان بیشتر به مدل باعث شده است زاویه موج ضربه‌ای بالا و پائین مدل به ترتیب به $43/5^\circ$ و $47/5^\circ$ درجه افزایش یابد. بنابراین افزایش بیشتر چگالی جریان ناشی از تخلیه پلاسما روی موج منحنی باعث افزایش زاویه به میزان $3/5^\circ$ درجه در بالای مدل و $7/5^\circ$ درجه در پائین مدل شده است. شکل ۷ د تخلیه تابان پلاسما را با 30fps در داخل محفظه آزمون تونل باد را نشان می‌دهد. شکل ۷ ه تصاویر موج ضربه‌ای (مایل و منحنی‌الشکل) در موقعی که پلاسما خاموش است (اما نشست چگالی جریان وجود دارد و در نتیجه پلاسمای ضعیفی در حال تخلیه شدن است) و در حالت پلاسمای روشن (پلاسما بیشتر از حالت قبل تخلیه می‌شود) را نشان می‌دهد. در موقع نشست چگالی جریان زاویه موج ضربه‌ای در بالا و پائین به ترتیب به میزان ۱ و 5° درجه افزایش یافته و در حالت دوم به ترتیب $3/5^\circ$ و $7/5^\circ$ درجه ارتقا یافته است. این مقایسه نشان می‌دهد که جریان بیشتر پلاسما باعث افزایش بیشتر در زاویه موج ضربه‌ای و در نتیجه تضعیف بیشتر آن شده است. در عدد ماخ $2/45$ موج ضربه‌ای به دماغه ناقص چسبیده و با تخلیه پلاسما در جلوی موج منحنی‌الشکل و در قسمت پائین اسپایک، باعث تضعیف موج ضربه‌ای و حذف موج منحنی در ناحیه پائین دماغه شده است، نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که پلاسما قادر به حذف امواج ضربه‌ای است.

۶. نتیجه‌گیری

در این مقاله از روش ترکیبی آبرو - اسپایک پلاسمایی با مغناطیسی برای تغییر الگوی موج ضربه‌ای و کاهش شدت موج ضربه‌ای دماغه مدل در عدد ماخ $2/45$ استفاده شده است. جریان

پلاسما به‌طور کامل سطح بین کاتد و آند را تا حد زیادی پوشش می‌دهد، اما پلاسما توزیع یکنواخت و کاملی نداشته و در نقاطی به‌صورت کاملاً نورانی و درخشان درآمده است. لذا انرژی پلاسما در نقاطی با نور خیره‌کننده تبدیل به نور یا حرارت شده است. در نتیجه مولکول‌های یونی برای تغییر مسیر مولکول‌های هوا به‌صورت کامل انجام نگرفته و اصطلاحاً پلاسما به حالت کچلی^۷ درآمده است. در این حالت بازده عملکرد پلاسما برای کاهش پسا نسبت به انرژی مصرف‌شده، کاهش یافته است. شکل ۶ د تخلیه تابان را در چگالی یونی $6/8 \times 10^{19}\text{ m}^{-3}$ نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل مشخص است، پلاسما تمامی سطح اسپایک را در برگرفته و این نوع تخلیه، که جلوی موج منحنی تولید می‌شود، می‌تواند شدت موج ضربه‌ای را با بهره‌وری حداکثر کاهش دهد. لذا این چگالی یونی برای انجام آزمایش‌ها در نظر گرفته شده که مطابق با مرجع [۱۶] سازگار است.



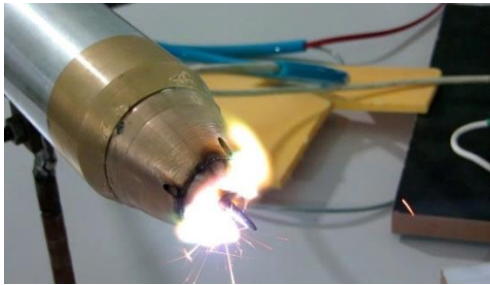
شکل ۵. نمایی شماتیک از نحوه تنظیم اپتیکی سیستم شادوگراف برای مشاهده موج ضربه‌ای روی اسپایک

۵. تحلیل نتایج تونل باد

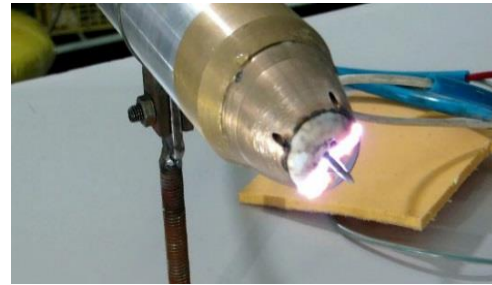
پلاسما می‌تواند با استفاده از پدیده برخورد^۸ جریان ورودی به جسم را منحرف کند و سبب کاهش شدت موج ضربه‌ای شود. در این آزمایش‌ها از پلاسما با چگالی $6/8 \times 10^{19}\text{ m}^{-3}$ و میدان مغناطیسی خارجی 1000 گاوس برای افزایش چگالی جریان استفاده شده است. عکس‌های شادوگراف و دوربین ثبت تخلیه تابان پلاسما از میدان جریان اطراف دماغه و اسپایک در عدد ماخ $2/45$ با و بدون پلاسما در شکل ۷ آورده شده است. در عدد ماخ $2/45$ ، زاویه موج ضربه‌ای به‌صورت تئوری مقدار 40° درجه را نشان می‌دهد [۱۹]. در این آزمایش از منبع تغذیه ولتاژ بالا و جریان کم (50mA و 30KV) استفاده شده است که باعث می‌شود در هر ثانیه $6/5 \times 10^{16}$ الکترون از اسپایک انتشار یابد. این

حین آزمایش استفاده شده است. تصاویر شادوگراف در عدد ماخ ۲/۴۵ نشان می‌دهد که وجود میدان مغناطیسی در انتهای اسپایک و شدت تخلیه در قسمت پائین دماغه مدل می‌تواند سبب تضعیف کامل شوک در قسمت پائین دماغه شود.

پلاسما در جلوی مدل آبرو - اسپایک پلاسمایی به وسیله تخلیه الکتریکی تابان با ۵۰ هرتز، ۵۰ میلی آمپر و ۳۰ کیلوولت با میزان بهینه چگالی یونی $6/8 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}$ تولید شده است. برای افزایش چگالی جریان و تثبیت تخلیه تابان از میدان مغناطیسی ثابت در



(ب)



(الف)

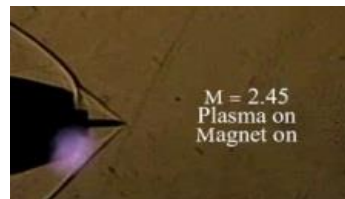


(د)



(ج)

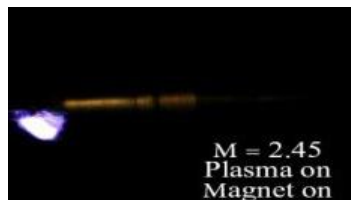
شکل ۶. آزمایش تخلیه پلاسما روی اسپایک؛ (الف) بدون اضافه کردن میدان مغناطیسی (ب) با میدان مغناطیسی، (ج) با جریان هوا با سرعت ۱۰ متر بر ثانیه، (د) با افزایش چگالی جریان



(ب)



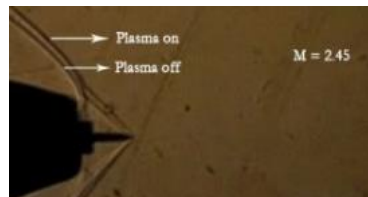
(الف)



(د)



(ج)



(ه)

شکل ۷. تصاویر شادوگراف و دوربین ویدئویی در ماخ ۲/۴۵؛ (الف) قبل از تخلیه پلاسما، (ب) و (ج) تخلیه پلاسما و میدان مغناطیسی به ترتیب در حالت تخلیه و ۵ میلی ثانیه پس از آن، (د) تخلیه تابان پلاسما، (ه) ترکیبی از موج‌های ضربه‌ای با نشتی چگالی جریان و تخلیه بیشتر پلاسما

-اسپایک پلاسما و مغناطیس است. مهم‌ترین نتیجه حاصل از این تحقیق ایجاد سامانه آزمایشگاهی پلاسما در یک تونل باد مافوق صوت در کشور است. همچنین استفاده از منبع تغذیه دابل و در نظر گرفتن آثار سرعت جریان باد در رژیم مافوق صوت روی ولتاژ شکست ضروری به نظر می‌رسد.

قدردانی

بدین‌وسیله نویسندگان مقاله بر خود لازم می‌دانند تا از زحمات آقای منوچهر چگنی در ساخت مدل آزمایش و سیستم تخلیه پلاسما و همچنین کارکنان مرکز تحقیقات آئرودینامیک قدر دانشگاه جامع امام حسین^(ع) در انجام آزمایش‌های تونل باد تقدیر و تشکر نمایند.

همچنین نتایج نشان می‌دهد که افزایش میدان مغناطیسی علاوه بر پایداری بیشتر در تخلیه تابان، افزایش فرکانس، تغییر مسیر ذرات باردار از دایره‌ای به سیکلوترونی و هم‌پوشانی بهتر پلاسما، سبب ضخیم‌تر شدن ضخامت لایه شوک هم می‌شود. تصاویر شادوگراف نشان می‌دهد استفاده از روش آبرو - اسپایک پلاسما مغناطیسی باعث افزایش ۷/۵ درجه در زاویه موج ضربه‌ای بالای دماغه و در نتیجه ضعیف‌تر شدن آن و در پایین دماغه باعث ناپدید شدن موج منحنی شده است. این نتیجه نشان می‌دهد ترکیب مغناطیس و پلاسما قادر به کاهش شدت و حذف امواج ضربه‌ای در سرعت‌های مافوق صوت و در نتیجه کاهش نیروی پسای موجی است. به هر حال، نتایج پژوهش انجام‌شده حاکی از حذف موج ضربه‌ای با کمک جریان پلاسما به روش آبرو

۷. مأخذ

- [1] Yu Ch. Ganiev, V. P. Gordeev, A. V. Krasilnikov, V. I. Lagutin, V. N. Outmenikov, A. V. Panasenkov, Aerodynamic Drag Reduction by Plasma and Hot-Gas Injection, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, January, Vol. 14, No.1 pp. 10-17, 1998.
- [2] M. Mumivand, H. Mohammad Khani, Numerical study of aerodynamic drag reduction blunt nose with Spike and Jet injection combined axial and transverse, *Journal of Mechanical Engineering modares*, Vol. 16, No.7, pp. 133-142, 2016. (in Persian)
- [3] J. S. Shang, Magneto- Aerodynamic Interaction in Weakly Ionized Hypersonic Flow, *AIAA*, Vol. 40, No.,pp.1170-77, 2002.
- [4] A. Buseman, *Elements of Aerodynamics of Supersonic Flow*, The Macmillan Co., New York, pp.117-160, 1949.
- [5] A. Kantrowitz, *Flight Magnetohydrodynamics*, pp. 221-232, Addison Wesley, 1960.
- [6] D. Riggins, H. F. Nelson, E. Johnson, Blunt – Body Wave Drag Reduction Using Focused Energy Deposition, *AIAA J.*, Vol. 37, pp. 460-464, 1996.
- [7] E. D. Katzen, G. E. Kaattari, Inviscid Hypersonic Flow around Blunt Bodies, *AIAA J.*, Vol. 3, pp. 1230-1237, 1965.
- [8] R. Appartaim, E. D. Mezonlin, J. A. Johnson, Turbulence in Plasma-Induced Hypersonic Drag Reduction, *AIAA J.*, Vol. 40, 2002.
- [9] V. P. Gordeev, A. V. Krasilnikov, V. I. Lagutin, V. N. Otmennikov, Plasma Technology for Reduction of Flying Vehicle Drag, *Fluid Dynamics*, pp. 312-313, 1996.
- [10] R. J. Exton, B. Shirinzadeh, G. J. Brauckmann, G. C. Herring, W. C. Kelliher, On-Board Projection of a Microwave Plasma Upstream of a Mach 6 Bow Shock Phys. Plasmas, Vol. 8, No. 11, pp. 5013-5017, 2001.
- [11] A. S. Baryshnikov, I. V. Basargin, E. V. Dubinina, D. A. Fedotov, Rearrangement of The Shock Wave Structure in a Decaying Discharge Plasma, *Tech. Phys. Lett.*, Vol. 23, No. 4, pp. 259-260, 1997.
- [12] S. P. Kuo, I. M. Kalkhoran, D. Bivolaru, L. Orlick, Observation of Shock Wave Elimination by a Plasma in a M=2.5 Flow, *Physics of Plasmas*, Vol. 7, No. 5, pp. 1345-1348, 2000.
- [13] S. P. Kuo, D. Bivolaru, Plasma Effect on Shock Waves in a Supersonic Flow, *Physics of Plasmas*, Vol. 9, No. 2, pp. 721-723, 2001.
- [14] Chang K. Paul, *Leading-Edge Flow Separation*, 1st ed., Pergamon, pp. 452-530, 1970.
- [15] D. Bivolaru, S. P. Kuo, Aerodynamic Modification of Supersonic Flow around

- Truncated Cone Using Pulsed Electrical Discharges, *AIAA J.*, Vol. 43, pp. 482-489, 2005.
- [16] S. P. Kuo, Plasma Mitigation of Shock Wave: Experimental and Theory, *Shock Waves*, Vol. 17, pp. 225-239, 2007.
- [17] S. P. Kuo, Air Plasma Mitigation of Shock Wave, *Advances in Aerospace Science and Technology*, Vol. 1, pp. 59-69, 2016.
- [18] Equation, Table and Charts for Compressible Flow, 1953, <http://naca.central.cranfield.ac.uk> (accessed Dec 20, 2018).
- [19] D. H. Michael, E. C. Rachel, M. Jaysen, K. Jayanta, A. Kareem, G.W. Jennifer, M. Calle, Revision of Paschen's Law Relating to the ESD of Aerospace Vehicle Surfaces, 2017, <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp> (accessed Dec 20, 2018).

پی‌نوشت

1. DSC-RX100M4 SONY

2. ganiev

۳. J و B به ترتیب چگالی جریان و چگالی شار مغناطیسی اعمال شده در جریان

4. Blunt

5. aspect ratio

6. wedge

7. nude

8. collision