



بررسی اثر طول اسپایک در کاهش پسای موجی یک مدل استاندارد در جریان ماوراءصوت

مهدی حسنی^۱، عبدالعلی حقیری^{۲*} و محمد هادی اسلامی^۳

^۱ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه امام حسین(ع)، تهران

^۲ استادیار، مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه امام حسین(ع)، تهران

^۳ محقق، مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه امام حسین(ع)، تهران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۱۱/۰۹؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۸/۰۵/۱۳؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۸/۱۱/۰۱

چکیده

کاهش پسا و گرمایش آیرودینامیکی در پرواز ماوراءصوت اجسام پرنده یکی از چالش‌های مهم در این محدوده سرعت است. در چند دهه، استفاده از روش اسپایک به عنوان ابزار مناسب در کاهش پسای آیرودینامیک مورد توجه کارشناسان قرار گرفته و تحقیقات زیادی در بهینه‌سازی هندسه، ابعاد و نوع آیرودیسک اسپایک انجام می‌شود. در این مطالعه با دو روش شبیه‌سازی عددی و آزمون تجربی تونل باد ماوراءصوت در عدد ماخ ۶/۴، تاثیر طول اسپایک در کاهش پسای موج یک دماغه استاندارد، HB1، در رژیم جریان ماوراءصوت ارزیابی شده است. بدین منظور میزان پسای وارده بر مدل در چهار نوع اسپایک با نسبت طول به قطر ۰/۵، ۱/۰، ۱/۵ و ۲/۰ بررسی و مقایسه گردید. نتایج حاکی از آن است که حل عددی با نتایج تجربی سازگاری قابل توجهی داشته و مطابق با انتظار اسپایک، اثر قابل ملاحظه‌ای در کاهش پسای ماوراء صوت دماغه دارد؛ همچنین مشاهده گردید که افزایش طول اسپایک، موجب کاهش بیشتر پسای موج دماغه شده و نسبت طول به قطر ۲ با کاهش پسای ۴۳ درصدی، بهترین عملکرد را از خود نشان داده است.

کلمات کلیدی: دماغه HB1؛ اسپایک؛ کاهش پسا؛ ماوراءصوت؛ آیرودیسک.

Investigation of Spike Length on Wave Drag Reduction of Standard Model in Hypersonic Flow

M. Hasani¹, A.A. Haghiri^{2*}, M.H. Islami³

¹ Masters student, Imam Hossein University, Tehran, Iran.

² Assistant Professor, Qadr Aerodynamic Research center, Imam Hossein University, Tehran, Iran.

³ Researcher, Qadr Aerodynamic Research center, Imam Hossein University, Tehran, Iran.

Abstract

Aerodynamic heating and drag reduction in hypersonic flying is one of the most important challenges in this speed range. In decades, the use of the spike method has been considered by the experts as an appropriate tool for aerodynamic drag reduction and a lot of research is done to optimize the geometry, dimensions and type of spike aerodisk. In this study, the effect of spike length on the wave drag reduction of a standard nose, HB1, in hypersonic flow regime was evaluated using two methods of numerical simulation and experimental test of hypersonic wind tunnel in Mach number 6.4. For this purpose, the amount of drag force applied to the model was investigated in four types of spikes with length to diameter ratios of 0.5, 1.0, 1.5 and 2.0. The results indicate that the numerical solution has a significant adaptation with experimental results and, according to expectations, Spike has a considerable effect on the nose hypersonic drag reduction. It was also observed that the increase in spike length caused a further decrease in the nose wave drag and the length to diameter ratio of 2 with the drag reduction of 43% has shown the best performance.

Keywords: HB1 Nose; Spike; Drag Reduction; Hypersonic; Aerodisk.

* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۲۱۷۷۱۰۴۹۰۹-۱۳۳؛ فکس: ۰۲۱۷۷۱۰۴۹۰۹-۱۴۸

آدرس پست الکترونیک: ahaghiri@ihu.ac.ir

۱- مقدمه

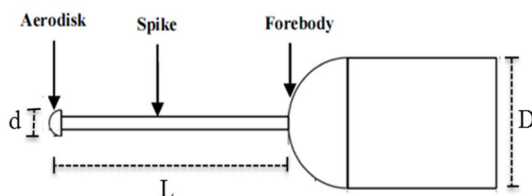
از چالش‌های پرواز در سرعت‌های مافوق و ماوراءصوت تشکیل امواج ضربه‌ای روی اجسام پرنده و افزایش پسای موج و گرمایش آیرودینامیکی است [۱]؛ بنابراین هر روشی که باعث کاهش پسای جسم بویژه پسای موجی و افزایش کارایی آیرودینامیک گردد، یک اقدام مثبت برای طراحان اجسام پرنده سرعت بالا است. اگرچه اولین راه حل استفاده از دماغه نوک تیز بوده، لیکن بدلیل چسبیدن موج ضربه‌ای مایل شار حرارتی بالایی به بدنه منتقل شده و موجب از بین رفتن ناحیه دماغه جسم پرنده می‌شود؛ لذا با انتخاب دماغه پخ موج مایل به موج منحنی^۱ تبدیل شده و موجب جابجایی موج به بالادست، ایجاد فاصله با دماغه و کاهش انتقال حرارت به بدنه می‌شود. در عین حال بدنه‌های با دماغه‌ی پخ، باعث تشکیل موجی منحنی قویتر و افزایش شدید گرادیان فشار و نیروی پسای موج می‌شود [۲]. در واقع دماغه پخ در جریان با اعداد ماخ بالاتر از یک، شوک منحنی ایجاد نموده و با کاهش شدید سرعت در ناحیه پشت موج و جلوی دماغه، فشار و دمای سیال افزایش یافته و منجر تولید نیروی پسای و گرمایش آیرودینامیکی بالا در طول پرواز می‌شود؛ لذا بهینه‌سازی هندسه دماغه پهن جهت کاهش پسای موج به همراه کاهش ذاتی گرمایش آیرودینامیکی این دماغه‌ها برای به حداقل رساندن نیروی رانش مورد نیاز، کاهش مصرف سوخت، بهبود یکپارچگی ساختاری و افزایش محموله در محدوده سرعتی مافوق صوت و ماوراءصوت، بسیار مطلوب خواهد بود [۳].

در این راستا کاهش پسای با استفاده از روش‌های مختلفی از جمله، تزریق جت متقابل^۲، تزریق جت پلاسمایی در نقطه سکون دماغه، اسپایک^۳، رسوب انرژی^۴ بوسیله امواج ماکروویو و لیزر، روش‌های الکترومغناطیسی و غیره مورد تحقیق قرار گرفته است [۴].

در این مقاله از روش اسپایک برای کاهش شدت امواج ضربه‌ای و کاهش نیروی پسای موج بررسی شده است. اسپایک یک نامزد بالقوه برای حفاظت حرارتی و کاهش پسای یک سیستم حمل و نقل ماوراءصوت است [۵].

اسپایک به‌عنوان ساده‌ترین و موثرترین روش کاهش پسای و گرمایش شناخته می‌شود [۶]. اسپایک به‌دلایل توانایی مناسب در کاهش پسای و گرمایش، سادگی، عدم نیاز به تجهیزات ثانویه و راه انداز و در نهایت جاگیری کم، مورد توجه بسیاری از محققان واقع شده است [۷]. اسپایک ابزاری غیرفعال است^۵ که به نوک دماغه متصل شده و با تغییر میدان جریان اطراف دماغه، شار گرمایی و پسای آیرودینامیکی دماغه را در یک جریان ماوراءصوت تحت تاثیر قرار می‌دهد [۸]. مکانیزم کاهش پسای و گرمایش آیرودینامیک را می‌توان مربوط به دو علت دانست [۷]؛ اول اینکه با قرارگیری اسپایک در جلوی بدنه، چند شوک مایل ضعیف با شوک قائم قوی متصل به بدنه جایگزین می‌شود. این عمل باعث کاهش فشار و دمای جریان عبوری از شوک می‌شود؛ دوم اینکه، با تحریک جریان به جدایش، یک منطقه چرخشی کم فشار در جلوی دماغه ایجاد می‌کند. به‌دلیل پایین بودن فشار و دمای سیال در ناحیه چرخشی بالادست دماغه، پسای و گرمایش وارد شده به بدنه کاهش می‌یابد.

مطالعات تجربی و عددی زیادی به منظور شناخت میدان جریان بعد از بدنه مجهز به اسپایک و میزان تاثیر اسپایک در کاهش پسای انجام شده است. در این تحقیقات هندسه، ابعاد، شکل نوک دماغه و نسبت طول به قطر اسپایک، L/D ، متمرکز شده‌اند. بنابر شکل ۱، L برابر با طول اسپایک، D قطر بدنه و d قطر آیرودیسک است.



شکل ۱- دماغه و آیرودیسک

بررسی‌های تجربی بوگدانوف^۶ [۹] یک پرش فشار در نوک دماغه را با افزایش نسبت L/D به ۳ نشان می‌داد. کرافورد^۷ [۱۰] دریافت با درازتر شدن اسپایک، پسای و گرمایش کاهش

^۵ Passive

^۶ S.N. Bodonoff

^۷ D.H. Crawford

^۱ Bow Shock

^۲ Opposing Jet

^۳ Spike

^۴ Deposition

طبق مطالعات آقایان برزگر [۱۷]، کالیموتو^۵ [۱۸]، موتویاما^۶ [۱۳]، احمد^۷ [۷]، مهتا^۸ [۱۹]، کولکارنی^۹ [۲۰] و طهانی [۲۱] هندسه نوک اسپایک بصورت دیسک یا نیم کره می‌تواند عملکرد اسپایک را بهبود ببخشد. افزودن آیرودیسک به اسپایک اجازه می‌دهد که با داشتن یک طول ثابت، در محدوده‌ی وسیع‌تری از ماخ و زوایای حمله، همچنان اسپایک عملکرد مناسبی داشته باشد. این تغییر در عملکرد به علت ویژگی‌هایی است که آیرودیسک بر میدان جریان اطراف اسپایک و بدنه تحمیل می‌کند. آیرودیسک با تقویت و تثبیت جدایش لایه‌مرزی و در نتیجه جدایش جریان از روی اسپایک، باعث ایجاد منطقه چرخشی در جلوی بدنه می‌شود. آیرودیسک در مقایسه با اسپایک یک ناحیه چرخشی (گردابه‌ای) بزرگتری را در بالادست دماغه ایجاد می‌کند. شکل و ابعاد این ناحیه به طول و قطر آیرودیسک مربوط می‌شود. با افزایش یافتن وسعت ناحیه کم فشار، پسای وارد شده به بدنه کاهش می‌یابد [۲۲].

۲- تئوری

با عبور جریان مافوق یا ماوراءصوت از یک دماغه پخ موج ضربه‌ای به شکل منحنی در نوک دماغه تشکیل شده و پسای دیگری به نام پسای موج به پسای قبل اعم از پسای اصطکاکی و فشاری اضافه می‌شود. با افزایش عدد ماخ و نزدیک شدن به سرعت ماوراءصوت، موج ضربه‌ای نوک دماغه قوی‌تر شده و پسای غالب جسم پرنده از نوع پسای موجی خواهد شد؛ بنابراین کاهش پسای موج این بدنه‌ها، می‌تواند پسای کل بدنه را به میزان زیادی کاهش دهد.

با بررسی بعمل آمده اضافه کردن یک قطعه به اسپایک، در جلوی دماغه پخ، موجب تغییر در ماهیت موج ضربه‌ای و تضعیف آن شده و با ایجاد ناحیه جریان چرخشی در پشت موج، کاهش فشار در جلوه دماغه و کاهش پسا می‌شود. در شکل ۲ میدان جریان حول دماغه پخ به همراه اسپایک با و بدون آیرودیسک نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده

می‌یابد و عملاً این تأثیر اسپایک تا زمانی است که طول آن از ۴ برابر قطر بدنه تجاوز نکند. محمدخانی و مومیوند [۱۱] اثرات یک اسپایک فیزیکی به همراه تزریق جت جانبی صوتی روی یک دماغه پخ در اعداد ماخ مافوق صوت بصورت عددی بررسی نمودند که حاکی از کاهش موثر نیروی پسا توسط اسپایک و جت جانبی بوده است.

وود^۱ [۱۲] به طور تجربی میدان جریان حول بدنه مجهز به اسپایک را بررسی کرد و دانست که شکل و اندازه منطقه جدایش توسط جریان نزدیک به نقطه‌ی اتصال مجدد کنترل می‌شود. موتویاما^۲ به صورت تجربی به بررسی مؤلفه‌های آیرودینامیک و انتقال حرارت اسپایک‌های مخروطی و آیرودیسک‌های نیم‌کروی و صاف در عدد ماخ ۷ و عدد رینولدز 4×10^5 پرداخت. در این آزمایش نسبت‌های $L/D = 0.5, 1$ در زاویه حمله ۰ الی ۸ درجه مقایسه گردید. او دریافت که آیرودیسک با $L/D = 1$ توانایی کاهش پسای بیشتری دارد [۱۳]. یامانوچی^۳ میدان جریان حول اسپایک با نسبت‌های مختلف L/D را در اعداد ماخ ۲/۰۱، ۴/۱۴، و ۶/۸ به روش عددی مورد بررسی قرار داد. نتایج نشان‌دهنده این بود که پسای بدنه مجهز به اسپایک به شدت تحت تأثیر طول اسپایک، عدد ماخ و زاویه حمله قرار دارد [۱۴]. اجمل^۴ اثرات طول و قطر اسپایک و قطر آیرودیسک بر کاهش پسای بدنه‌ی پخ را به صورت عددی در جریان ماخ ۶ بررسی کرد و دریافت که با حضور اسپایک، فشار روی بدنه پخ به شدت کاهش می‌یابد و دلیل آن قرارگیری شوک مایل به جای شوک قائم در جلوی بدنه است. در این مطالعه بیشترین کاهش پسا برای بلندترین آیرودیسک در حدود ۶۴٪ گزارش شد [۱۵]. یعقوب نژاد اثرات قرارگیری اسپایک و آیرودیسک بر پسای آیرودینامیک بدنه پخ را به صورت عددی شبیه‌سازی کرد. طبق نتایج با افزایش طول اسپایک، ضریب پسای بدنه کاهش می‌یابد. طبق این بررسی بدنه‌ی دارای آیرودیسک، پسای کمتری نسبت به اسپایک نوک تیز دارد و مقدار بهینه از نظر کاهش پسا برای نسبت قطر آیرودیسک به قطر بدنه $d/D = 0.2$ مشاهده می‌شود [۱۶].

⁵ R. Kalimuthu

⁶ Noboru Motoyama

⁷ M. Y. M. Ahmed

⁸ R. C. Mehta

⁹ Vinayak Kulkarni

¹ C.J. Wood

² N. Motoyama

³ M. Yamauchi

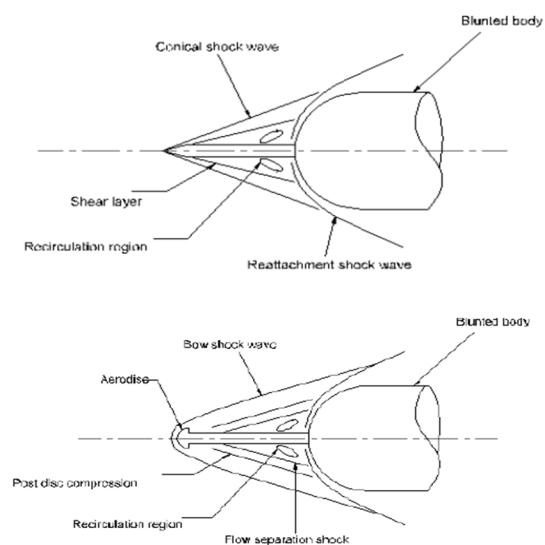
⁴ M. Ajmal

کند، مطلوب است. در این تحقیق تاثیر میزان نسبت طول به قطر یک اسپایک با نوک آیرودیسک با هر دو روش عددی و آزمایشگاهی در عدد ماخ ۶/۴ و زاویه حمله صفر درجه، مورد بررسی قرار گرفته است.

۳- انتخاب مدل

در اکثر مطالعات محققان^۱ در زمینه کاهش پسای دماغه پخ در رژیم ماوراءصوت، دماغه‌ی نیم‌کروی به عنوان مدل مبنا مورد استفاده قرار گرفته است. با توجه به وسعت مطالعات صورت گرفته در این زمینه در این مطالعه به منظور اطمینان از عملکرد موثر اسپایک در کاهش پسای تمامی دماغه‌های پخ، از دماغه‌ای با هندسه‌ی متفاوت استفاده شده است. در این مطالعه از مدل استاندارد هایپرسونیک^۲ HB1 به عنوان دماغه‌ی مبنا استفاده گردید که در صورت عملکرد مطلوب در کاهش پسای ماوراءصوت این دماغه، بتوان استفاده از اسپایک را برای کاهش پسای تمامی دماغه‌های پخ تعمیم داد. به منظور دستیابی به اعتبارسنجی با تست‌های تجربی و تحلیل‌های عددی شاخص، یک مدل ابعادی به عنوان مدل مبنا استفاده شده است. مطابق با این مدل، تمامی دماغه‌ها روی استوانه‌ای به قطر واحد D و طول $1.25D$ قرار می‌گیرند که نقش بدنه را ایفا می‌کند. با توجه به ابعاد محفظه آزمون و سطح نازل و ضریب انسداد حدوداً ۳ درصدی، قطر بدنه برابر با ۱۵ میلی‌متر تعیین گردید. ابعاد اسپایک‌ها بر حسب قطر مدل بیان می‌شوند. شکل ۳ شماتیک دماغه پخ و شکل ۴ اسپایک در نوک دماغه، یک حفره در نقطه سکون دماغه و در راستای محور طولی آن ایجاد گردید که میله‌ی اسپایک پس از قرارگیری داخل آن توسط یک پیچ آلن بسته شده و به منظور حفظ آیرودینامیک متقارن بدنه، روی شیار پیچ توسط خمیر پوشانده می‌شود.

می‌شود، در سرعت ماوراءصوت عبوری از دماغه، یک موج ضربه‌ای منحنی در جلوی اسپایک تشکیل شده و از بدنه اصلی فاصله می‌گیرد. سپس جریان در پشت موج ضربه‌ای منبسط شده و در طی مسیر، دوباره یک فشرده‌سازی ضعیف صورت می‌گیرد. جریان گردابه‌ای ناشی از اسپایک و جریان تقریباً راکد (ساکن) نزدیک دماغه، یک منطقه‌ی چرخشی بصورت مخروطی را ایجاد می‌کند. این منطقه چرخشی از جریان غیر لزج داخل شوک اصلی توسط یک موج ضربه‌ای دگر مجزا شده است. این موج، منطقه‌ی چرخشی را که منجر به کاهش فشار و توزیع حرارت روی دماغه شده را پوشانده و به آن اجازه می‌دهد تا یکنواخت‌تر باشد [۲۲].

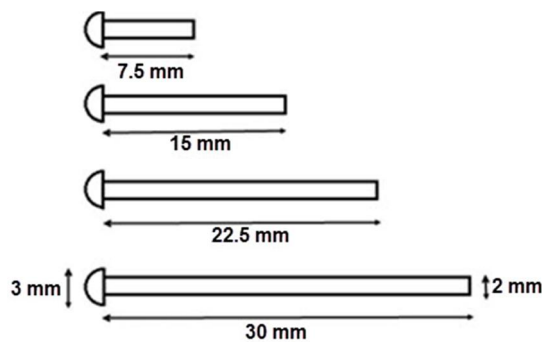


شکل ۲- میدان جریان حول اسپایک و آیرودیسک [۱۸]

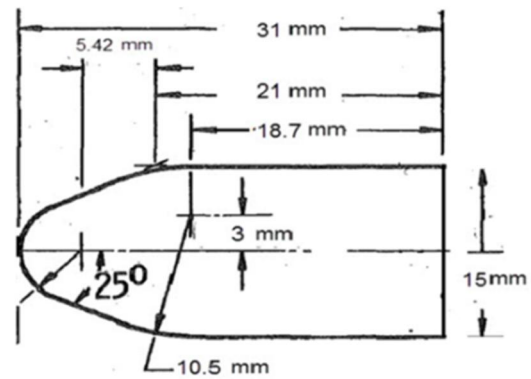
همانگونه که مشاهده می‌شود، میدان جریان پشت آیرودیسک نسبت به اسپایک مخروطی پیچیده‌تر است. همین پیچیدگی میدان جریان، منجر به عملکرد بهتر آیرودیسک نسبت به اسپایک مخروطی می‌شود. در بررسی تجربی آقای کالیماتو بین اسپایک‌های تست شده در زوایای حمله، آیرودیسک کروی عملکرد بهتری را نسبت به اسپایک معمولی و آیرودیسک تخت نشان می‌دهد [۱۸]؛ لذا مشخص می‌شود که نوع موج ضربه‌ای و میدان جریان بین موج ضربه‌ای و منطقه چرخشی در میزان کاهش پسا موثر است؛ لذا انتظار می‌رود، هر هندسه و ابعادی از اسپایک بتواند شرایط بهینه‌ای از موج ضربه‌ای و میدان جریان چرخشی را فراهم

¹ Lawrence D. Huebner, Masafumi Yamauchi, Noboru Motoyama, R. Kalimuthu, R.C. Mehta, Erich Sch'ulein, Zonglin Jiang, M. Y. M. Ahmed, M. Tahani, Roberto Roveda, Kamyar Mansour, prakash s kulkarni, Sudhir joshi, Zhen-guo Wang, Muhammad Ajmal

² Hypersonic Standard Model



شکل ۵- شماتیک و ابعاد چهار نوع اسپایک به همراه آبرودیسک



شکل ۳- طرح دماغه HBI

متناوب، مدار بسته با قطر جت ۱۰۰ میلی‌متر، بعنوان محفظه آزمون و دمشی- مکشی است. محدوده عدد ماخ تونل باد ۶ و ۸ بوده و زمان عملکرد آن حدود ۴ ثانیه است. در شکل ۶ تونل باد ماوراءصوت به همراه مدل نشان داده شده که شامل منبع هوای پرفشار، شیر تنظیم فشار، شیر سریع بازش، نازل همگرا و واگرا متناسب با هر عدد ماخ، محفظه آزمون، دیفیوزر مافوق صوت برای بازیابی فشار و کاهش سرعت و محفظه خلاء است. فشار هوا در بالادست نازل توسط ریگلاتور روی $10/5 \pm 0/1$ اتمسفر و در پایین دست خلاء $0/1 \pm 0/1$ اتمسفر تنظیم شده است.

برای اندازه‌گیری عدد ماخ جریان هوا در محفظه آزمون، از یک لوله پیتو^۱ و سنسور فشار کولایت با پاسخ فرکانسی بالا، حدود ۵ کیلوهرتز و دقت ۰/۱٪ استفاده می‌شود. اندازه‌گیری نیروی پسا با استفاده از یک بالانس الکتریکی تک مولفه با دقت ۰/۲٪ که از انتها به مدل نصب می‌شود، انجام گردید که ۱۰ مرتبه به صورت خطی کالیبره گردید (شکل ۷). طراحی سیستم بالانس به نحوی انجام شد که مدل‌ها به سادگی روی میله‌ی نگه‌دارنده^۲ پیچ شوند و طراحی پایه‌ی نگه‌دارنده طبق استاندارد مرجع [۲۵] است (شکل ۸). طبق این طرح، هندسه‌ی میله‌ی نگه‌دارنده با حداکثر قطر و حداقل طول لازم برای ارائه اطلاعات فشار پایه^۳ مشخص شده است؛ همچنین طول میله بالانس به نحوی است که مدل دقیقاً روی محور تقارن نازل قرار بگیرد تا جریان یکنواختی را



شکل ۴- دماغه ساخته شده

برای بررسی تاثیر طول بهینه اسپایک بر کاهش پسای موج، چهار عدد اسپایک با نسبت طول به قطر ۰/۵، ۱، ۱/۵ و ۲ انتخاب گردید که ابعاد آن در شکل ۵ ارائه شده است. قابل ذکر است که با توجه به اینکه هدف از این تحقیق بررسی نسبت قطر بطول اسپایک بوده، آبرودیسک کروی مطابق با مراجع [۱۳]، [۱۷]، [۱۸]، [۱۹] و [۲۱] به‌عنوان شکل آبرودیسک بهینه انتخاب شده است؛ همچنین مطابق با [۱۳]، [۱۸]، [۲۱]، [۲۳] و [۲۴] مقدار بهینه‌ی قطر آبرودیسک برابر با ۰/۲ قطر بدنه در نظر گرفته شد.

۴- تونل باد

به‌منظور بررسی آزمایشگاهی مدل در شرایط جریان واقعی از تونل باد استفاده شده است. بطوریکه از نتایج این آزمون برای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی و حل عددی استفاده شده است. تمامی آزمایش‌ها در تونل باد آزمایشگاهی ماوراءصوت مرکز آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع)، تنها تونل باد ماوراءصوت کشور، انجام شده است. تونل باد از نوع

¹ Pitot Tube

² Stand

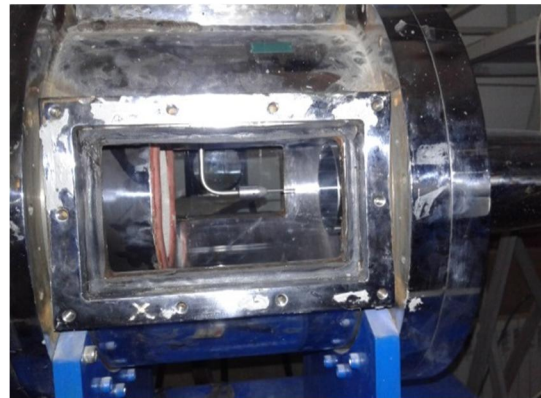
³ Base Pressure

۵- نتایج تجربی

برای انجام تست تونل باد، اولین قدم نصب مدل مربوطه روی سیستم بالانس و تنظیم زاویه‌ی حمله‌ی صفر برای مدل است که این کار توسط تراز دیجیتال انجام گردید. پس از اطمینان از صحت زاویه‌ی حمله، محفظه‌ی آزمون بسته و سیستم ایزوله می‌شود. با ایجاد خلاء در پایین دست مدل و برقراری محیط پرفشار در بالادست آن، شرایط تست مهیا می‌شود. برای اطمینان از تکرارپذیری^۱ نتایج و مقادیر اندازه‌گیری شده، یک تست پنج مرتبه تکرار شد. در تکرارپذیری باید در نظر داشت که روش اندازه‌گیری، کاربر، سیستم اندازه‌گیری، شرایط عملیاتی و مکان همه‌ی تست‌ها یکسان باشد و اندازه‌گیری‌های تکراری در یک دوره‌ی زمانی کوتاه روی نمونه‌های یکسان صورت بپذیرد [۲۶]. در این تست‌ها دماغه‌ی بدون اسپایک پنج مرتبه در شرایط جریان یکسان و تثبیت شده قرار گرفت و مقادیر ضریب پسای آیرودینامیکی آن ثبت گردید. نتایج تست‌های تکرارپذیری، نشان دهنده حداکثر ۲/۸٪ خطا در ضرایب پسا بود. آزمایش‌ها برای هر چهار حالت از مدل اسپایک در عدد ماخ ۶/۴ و زاویه حمله صفر درجه انجام و علاوه بر اندازه‌گیری فشار کل محفظه آزمون جهت اندازه‌گیری عدد ماخ، اندازه‌گیری نیروی پسا و تصویربرداری شلیترین انجام گردید. در اشکال ۹ و ۱۰ تصویر شلیترین مربوط به دماغه‌ی HB1 را در حالت بدون اسپایک و حالت‌های مختلف اسپایک نشان داده شده است. همانگونه که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، موج ضربه‌ای منحنی قوی در جلوی دماغه بدون اسپایک تشکیل می‌شود که حاکی از اعمال نیروی پسای موجی قابل توجه به دماغه است.

با قرارگرفتن اسپایک در جلوی دماغه، شکل ۱۰، از کوچکترین طول اسپایک، $L/D=0.5$ ، موج منحنی تضعیف شده و به موج ضربه‌ای ضعیفی، مشابه موج مایل، روی آیرودیسک تبدیل شده و موجب کاهش پسای موجی عملی به دماغه می‌شود. در ادامه این موج مایل در پایین دست، با موج روی دماغه ادغام شده و موجب قدرت گرفتن آن می‌شود. همانگونه که در همین شکل مشاهده می‌شود، با افزایش طول اسپایک، ناحیه جریان چرخشی در پشت آیرودیسک افزایش یافته، موجب تضعیف موج متشکله روی

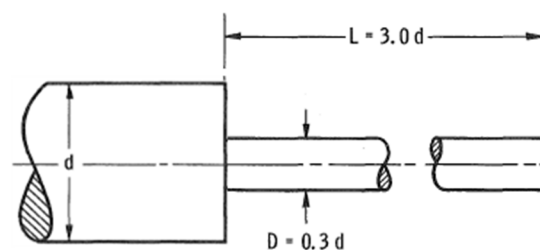
تجربه کند؛ همچنین برای آشکارسازی و مشاهده موج ضربه‌ای تشکیل شده در جلوی دماغه از سیستم تصویربرداری شلیترین و دوربین تصویربرداری سرعت بالا، 2000 f/sec استفاده شده است.



شکل ۶- مدل نصب شده در محفظه آزمون تونل باد ماوراءصوت

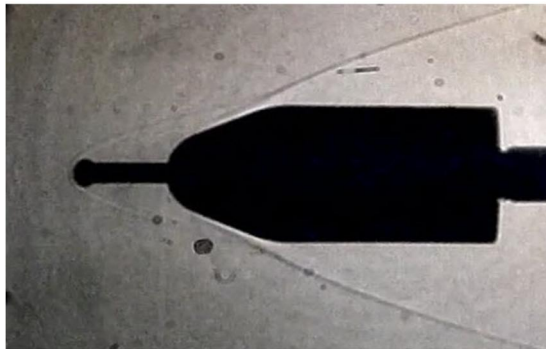


شکل ۷- کالیبراسیون سیستم بالانس

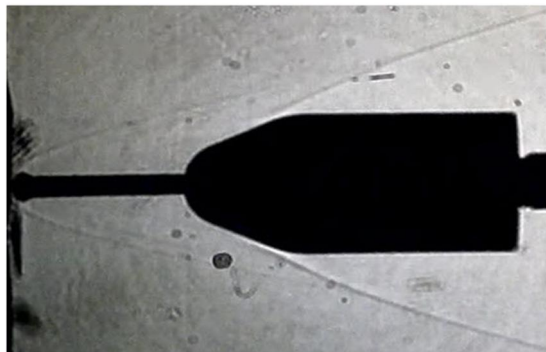


شکل ۸- طراحی پایه [۲۵]

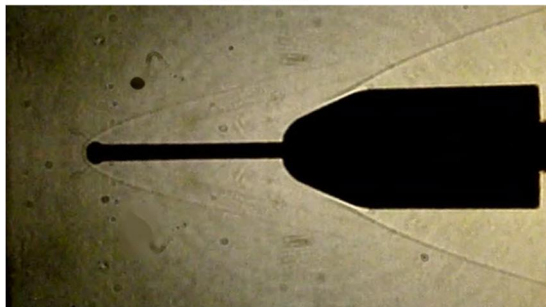
¹ Repeatability



L/D=0.5



L/D=1.0



L/D=1.5

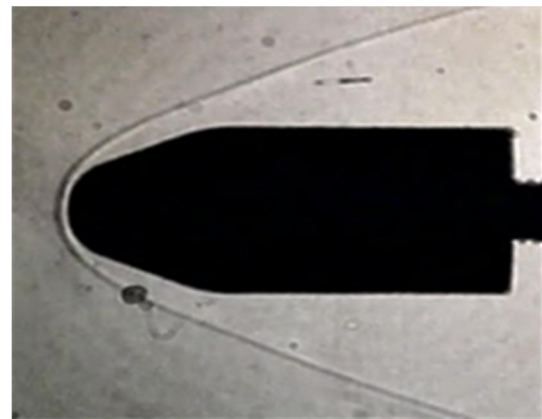


L/D=2.0

شکل ۱۰- تصویر موج ضربه‌ای دماغه HB1 با وجود اسپایک در طول‌های مختلف

دماغه و فاصله گرفتن از بدنه و تداخل حداقلی دو موج ضربه‌ای می‌شود؛ لذا افزایش طول، موجب توسعه ناحیه جریان چرخشی و در نتیجه افت بیشتر فشار و ضعیفتر شدن موج ضربه‌ای در جلوی دماغه و کاهش بیشتر نیروی پسای اعمالی می‌شود. البته بدلیل حساسیت کم تصویربرداری شیلیرین و تغییرات پایین دانسیته در ناحیه چرخشی، در تصاویر شیلیرین ناحیه چرخشی مشخص نیست. اگرچه تغییر الگوی موج ضربه‌ای روی دماغه و ناحیه چرخشی در طول‌های مختلف اسپایک و نتایج شبیه‌سازی عددی می‌توان ناحیه چرخشی را تفسیر نمود.

جهت اعتبارسنجی از نتایج معتبر موجود مدل استاندارد HB1 در سرعت‌های ماوراء صوت مرجع [۲۵] استفاده شده است. در جدول ۱ مقایسه‌ای از ضریب پسای دماغه‌ی مدل استاندارد HB1 در حالت بدون آیرودیسک در عدد ماخ ۶/۴ ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، ضرایب پسای بدست آمده از تحقیق حاضر با نتایج مرجع سازگاری مناسبی داشته و خطای ناچیز ۲/۵٪ مشاهده می‌شود.



No spike

شکل ۹- تصویر موج ضربه‌ای دماغه HB1 بدون اسپایک

جدول ۱- اعتبارسنجی ضریب پسای تجربی دماغه HB1 در حالت بدون آیرودیسک

ضریب پسای تونل باد قدر	ضریب پسای تجربی طبق [۲۶]	درصد خطا
۰/۵۲۳	۰/۵۱	۲/۵٪

بطوریکه در اسپایک با نسبت طول به قطر به 0.5 برابر با $0.33/6$ است؛ همچنین با افزایش طول اسپایک، ضریب پسای ماوراءصوت دماغه کاهش می‌یابد. برای $L/D = 1.0$ درصد کاهش به $0.37/6$ می‌رسد و در نسبت 2 بیشترین کاهش پسا و به میزان 0.43 ثبت شده است.

در تفسیر میدان جریان متشکله در جلوی دماغه در حالت اسپایک، مطابق با کالیماتو [۱۸]، شکل ۱۱، یک موج ضربه‌ای میانی ایجاد می‌شود. این موج میانی روی میله‌ی اسپایک شروع شده و موازی با موج ناشی از اسپایک امتداد می‌یابد. میله اسپایک بعنوان یک جداساز جریان عمل کرده و باعث تقویت جدایش لایه‌مرزی از سطح اسپایک و ایجاد لایه‌برشی و جریان چرخشی برگشتی می‌شود. با جدایش جریان روی میله، ناحیه‌چرخشی در جلوی دماغه شکل گرفته و میدان جریان در جلوی دماغه مقادیر فشار پایین‌تری را تجربه می‌کند؛ بنابراین موج میانی به‌عنوان جداکننده ناحیه پایین دست اسپایک و ناحیه‌ی چرخشی عمل می‌کند؛ همچنین با مقایسه تصاویر بدست آمده در آزمایش‌های حاضر و کالیماتو، شکل ۱۱ سازگاری مناسب مشاهده شده و صحت آزمایش‌ها تایید می‌شود.

۶- شبیه سازی عددی

جهت تشریح بیشتر میدان جریان و شناسایی چگونگی ناحیه چرخشی در ناحیه پشت موج ضربه‌ای با استفاده از نرم افزار انسیس فلونت^۱ جریان اطراف دماغه شبیه‌سازی عددی شده و با نتایج تجربی اعتبارسنجی گردید. به این صورت که ابتدا هندسه و میدان‌حل توسط نرم افزار گمبیت^۲ ایجاد و به صورت با سازمان^۳ شبکه‌بندی شدند، سپس توسط نرم‌افزار انسیس فلونت تحلیل شدند. حل معادلات ناویر-استوکس یا بطورکلی هر دستگاه معادلات دیفرانسیل جزئی، دارای تعداد نامحدودی جواب است، آنچه که جواب را یگانه می‌کند، تعیین شرایط اولیه و مرزی مناسب است. شرط مرزی مناسب تابعی از نوع رژیم جریان و اطلاعات موجود در ورودی و خروجی است [۲۷]. شرایط مرزی حل عددی در شکل ۱۲

در جدول ۲ ضریب پسای اندازه‌گیری شده روی دماغه مدل مورد آزمایش در عدد ماخ $6/4$ و زاویه حمله صفر درجه برای دماغه بدون اسپایک در مقایسه با حضور اسپایک ارائه شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، با نصب اسپایک در جلوی دماغه، ضریب پسا به شدت کاهش یافته است؛ همچنین با افزایش طول اسپایک، ضریب پسای موجی دماغه کاهش بیشتری می‌یابد؛ بنابراین میزان پسای وارده هم حاکی از تاثیر افزایش طول اسپایک در تضعیف موج ضربه‌ای و کاهش بیشتر پسا و عملکرد بهتر اسپایک می‌شود. در جدول ۳ میزان درصد کاهش ضریب پسای دماغه در چهار نسبت 0.5 ، $1/5$ ، $1/0$ و 2 ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، با حضور اسپایک، حتی با طول حداقلی، در جلوی دماغه، بدلیل تضعیف موج ضربه‌ای منحنی قوی متشکله در حالت بدون اسپایک، کاهش پسای قابل توجهی اتفاق می‌افتد.

جدول ۲- ضریب پسای تجربی دماغه‌ی HB1 در حالت با و بدون اسپایک در عدد ماخ $6/4$

حالت اسپایک	ضریب پسا
بدون آیروویسک	0.523
$L/D = 0.5$	0.347
$L/D = 1.0$	0.326
$L/D = 1.5$	0.303
$L/D = 2.0$	0.298

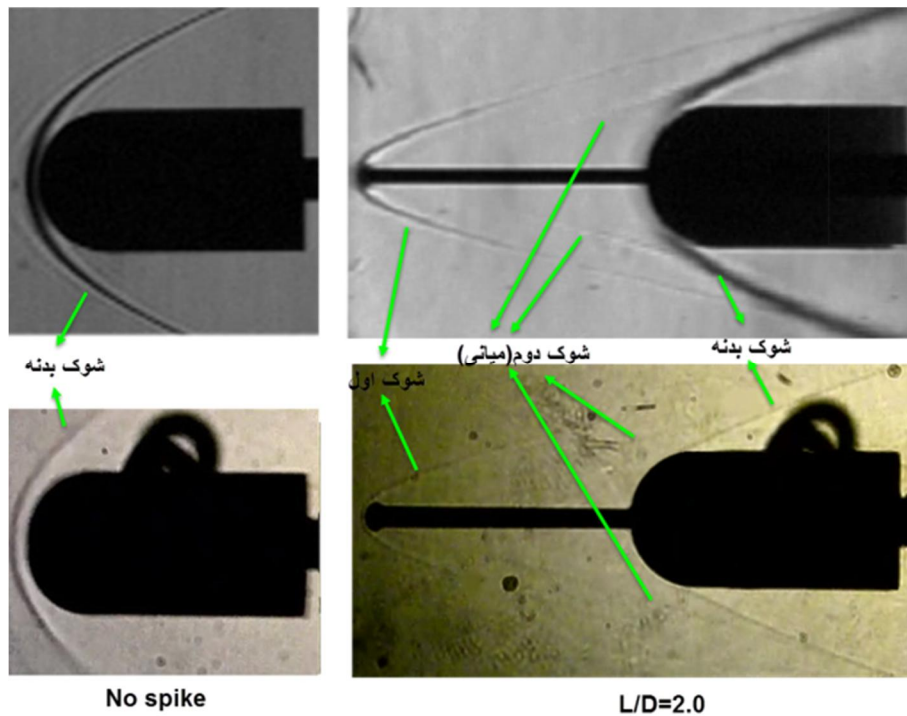
جدول ۳- درصد کاهش ضریب پسای تجربی در حالت‌های مختلف اسپایک

حالت اسپایک	درصد کاهش پسا
$L/D = 0.5$	$0.33/6$
$L/D = 1.0$	$0.37/6$
$L/D = 1.5$	$0.42/0$
$L/D = 2.0$	$0.43/0$

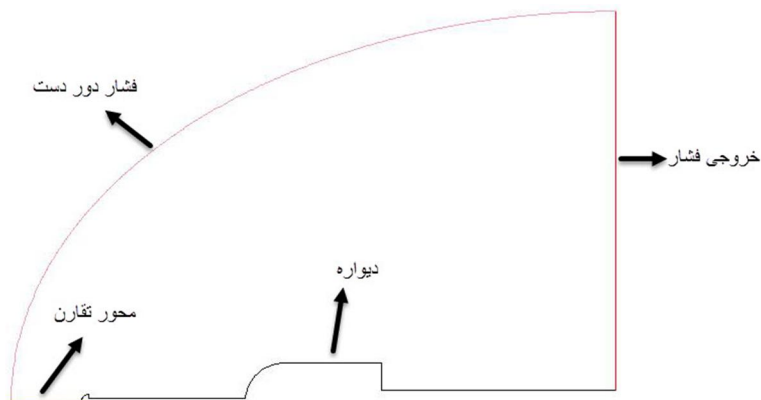
¹ Ansys Fluent

² Gambit

³ Structure



شکل ۱۱- الگوی امواج ضربه‌ای آزمایش‌های حاضر (پایین) و مرجع [۱۸] (بالا) برای دماغه‌ی نیم‌کروی

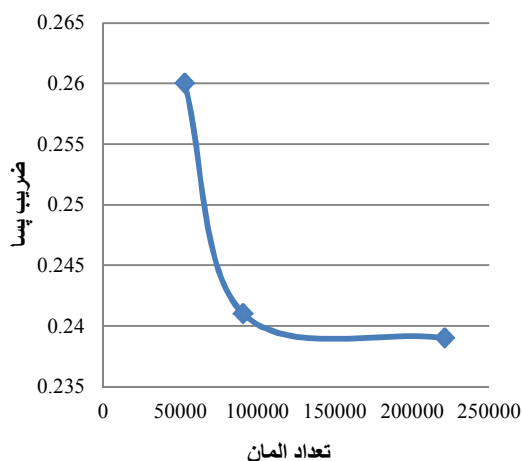


شکل ۱۲- شرایط مرزی

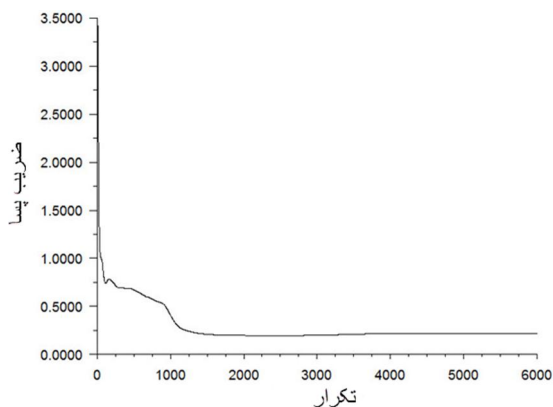
با توجه به ماوراءصوت بودن رژیم جریان، نیاز به فضای محاسباتی بزرگ در بالادست و پایین‌دست جریان نیست و فضا باید بگونه‌ای باشد که بتواند شوک‌های نوک اسپایک را در برگردد تا اثرات شوک به مرزهای بی‌نهایت دور نرسد. البته شرط مرزی بی‌نهایت دور قابلیت میرا کردن شوک را دارد؛ همچنین در ماوراءصوت چون پایین دست روی بالادست تاثیر ندارد، فاصله‌ی بالادست را می‌توان کوچک‌تر گرفت. با توجه به اینکه شوک‌های ناشی از نوک دماغه به سمت پایان

نشان داده شده است. علاوه بر مدل‌سازی بدنه و تعیین شرایط مرزی، نیاز به انتخاب یک فضای محاسباتی مناسب حول بدنه است تا بتواند محیط اطراف مدل را به خوبی در برگرفته و با کاهش فضای محاسباتی غیرضروری، زمان همگرایی را کاهش دهد. به دلیل اینکه در مطالعه حاضر زاویه حمله برابر با صفر است، میدان حل به صورت دو بعدی مدل شده و حول محور تقارن چرخانده می‌شود.

شرایط جریان در حل عددی مشابه شرایط جریان در تونل باد ماوراءصوت تنظیم شده است. در حل عددی از مدل آشفتگی $k-\omega-SST$ استفاده شده است؛ زیرا مدل هوشمندی است که نقاط ضعف $k-\omega$ و $k-\epsilon$ را با سوئیچ کردن روی دیگری می‌پوشاند [۲۷]. معیار همگرایی در نظر گرفته شده برای باقیمانده‌ها^۱ در تحلیل‌های صورت‌گرفته مقدار 10^{-5} بوده است. در این تحلیل علاوه بر معیار اول، از معیار ثابت شدن ضریب‌پسا نیز استفاده شده است که در شکل ۱۵ نشان داده شده است. پس از ۴۰۰۰ مرتبه تکرار حل، ضریب پسا به مقدار ثابت همگرا می‌شود.

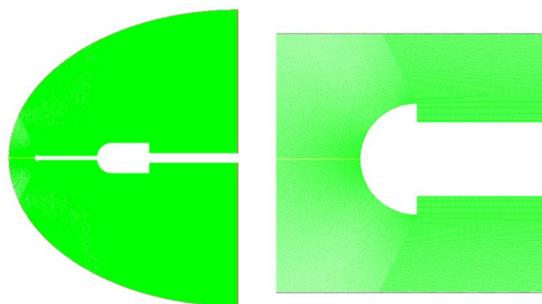


شکل ۱۴ - مطالعه شبکه (تغییرات ضریب پسا با تعداد المان‌های شبکه بندی)



شکل ۱۵ - همگرایی ضریب پسا

دست‌میدان پیشروی می‌کنند، بنابراین برای کوچک کردن میدان محاسباتی در بالادست، به جای مرز بی‌نهایت کروی از یک شکل تقریباً مخروطی (بیضوی) استفاده شده است. طبق شکل ۱۳ در این مسئله از یک شبکه‌ی با سازمان C شکل استفاده شده است. یکی از مهمترین عوامل در بررسی کیفیت شبکه‌ی ایجاد شده برای اعتماد به جواب‌ها، تعداد المان مورد استفاده بوده و بایستی تعداد المان به حدی افزایش یابد که با افزایش بیشتر تعداد المان، نتایج تغییری نداشته باشد و به عبارتی استقلال نتایج از شبکه حاصل شود. به‌منظور بررسی شبکه از لحاظ تعداد المان استفاده شده، سه شبکه‌بندی با تعداد المان‌های ۵۲۹۰۰، ۹۰۷۷۷ و ۲۲۰۹۵۱ ایجاد گردید. تغییرات ضرایب پسی آیرودینامیکی با تعداد المان‌های مختلف در شکل ۱۴ نشان داده شده است. با افزایش تعداد المان‌ها از ۵۲۹۴۱ به ۹۰۷۷۷ یک افت شدید در ضریب‌پسا مشاهده می‌شود. به این معنی است که در این مرحله نتایج به شبکه وابستگی دارد؛ اما در قدم بعدی با افزایش تعداد المان‌ها از ۹۰۷۷۷ به ۲۲۰۹۵۱، تغییرات ضریب پسا بسیار کم شده و این اختلاف کمتر از یک درصد است؛ بنابراین شبکه‌بندی دوم می‌تواند حل عددی را به‌صورت بهینه مدل کند. در این مطالعه به منظور دستیابی به دقت و جزئیات بالا از ریزترین شبکه‌بندی استفاده شد؛ همچنین در جریان ماوراءصوت اهمیت لایه‌مرزی در محاسبات به شدت کاهش می‌یابد و عمده‌ی اثرات، به ناحیه شوک مربوط می‌شود، لذا با این وجود در این تحقیق برای دقت بیشتر در پدیده‌های سطحی برای تولید شبکه محاسباتی، از لایه‌مرزی استفاده شده است؛ بنابراین با ایجاد لایه‌مرزی حدود ۵۰۰۰ المان به شبکه‌بندی موجود افزوده شده است.

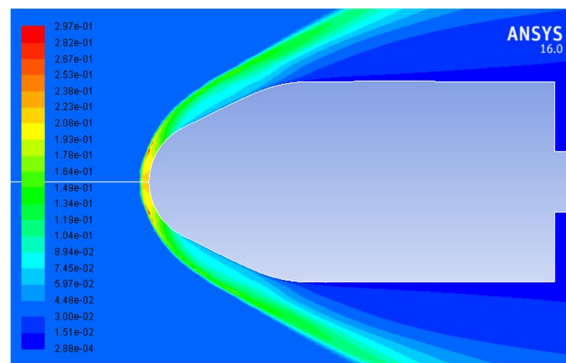


شکل ۱۳ - شبکه بندی

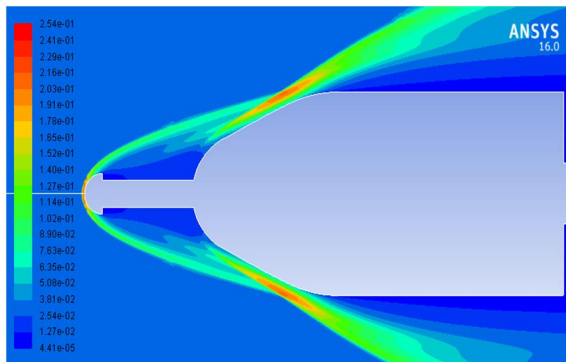
¹ Residuals

می‌شود، برای دماغه بدون اسپایک در فاصله کمی از دماغه پخ یک شوک قائم قوی تشکیل شده و به آن چسبیده است. در نتیجه‌ی وجود این شوک، فشار میدان جریان بالادست دماغه به شدت افزایش پیدا می‌کند؛ در نتیجه فشار وارد شده به سطح جلوی دماغه، منجر به افزایش شدید نیروی پسای آیرودینامیک می‌شود.

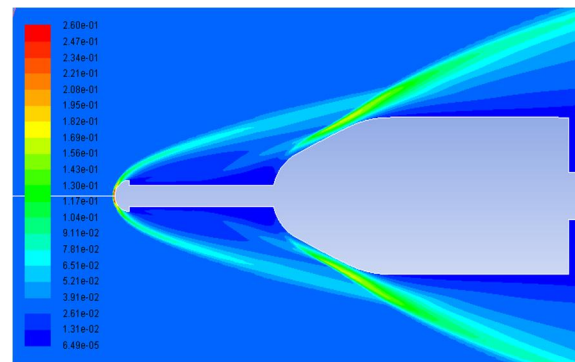
شکل ۱۶ میدان جریان حل عددی (چگالی) را برای دماغه‌ی HB1 نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود، ساختار شوک و موقعیت آن در تحلیل عددی میدان جریان به خوبی نمایان شده و با تصویر شیرین تست تونل باد همخوانی دارد. تحلیل عددی همانند آزمون تجربی میدان جریان حول اسپایک را به خوبی و با دقت آشکارسازی کرده و مکانیزم کاهش پسا توضیح می‌دهد. همانطور که مشاهده



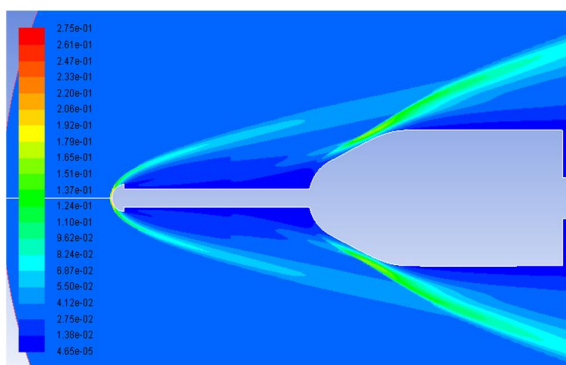
No spike



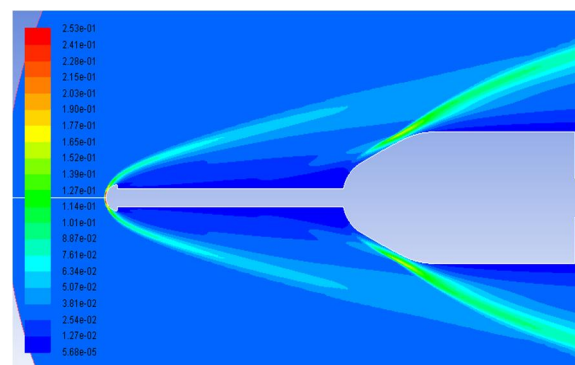
L/D=0/5



L/D=1/0

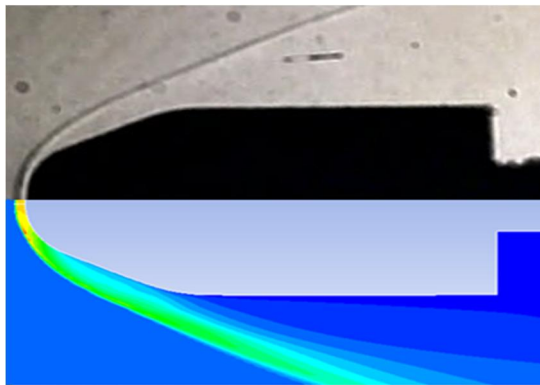


L/D=1/5



L/D=2

شکل ۱۶- میدان حل عددی حول دماغه HB1 در حالت بدون آیرودیسک و مجهز به آیرودیسک



شکل ۱۷- میدان جریان روی دماغه HB1 بدست آمده از حل عددی و تصاویر شیلرین در حالت بدون اسپایک

جدول ۴- مقایسه ضریب پسای دماغه HB1 بدست آمده از شبیه سازی عددی و آزمایش تونل باد

مدل HB1	ضریب پسای عددی	ضریب پسای تجربی	درصد خطا
بدون آیروودیسک	۰/۵۴۲	۰/۵۲۳	۳/۶٪
L/D=0.5	۰/۳۶۸	۰/۳۴۷	۶/۱۰٪
L/D=1.0	۰/۳۰۹	۰/۳۲۶	۵/۲٪
L/D=1.5	۰/۲۸۳	۰/۳۰۳	۶/۱۶٪
L/D=2.0	۰/۲۸۱	۰/۲۹۸	۵/۱۷٪

شکل ۱۸ تصاویر شیلرین و حل عددی دماغه HB1 را برای طول‌های مختلف اسپایک نشان می‌دهد. تطابق مناسب موقعیت و الگوی امواج ضربه ای در میدان جریان با نتایج تجربی حاکی از صحت شبیه‌سازی عددی است. همانگونه که در شکل ۱۸ مشاهده می‌شود، اسپایک موجب تغییر موج منحنی دماغه شده و به چند موج مایل تبدیل شده است. با افزایش طول اسپایک موج ضربه‌ای روی دماغه تیزتر و ضعیفتر می‌شود؛ همچنین یک ناحیه چرخشی در جلوی بدنه و انتهای میله اسپایک شکل می‌گیرد که ناحیه‌ای کم فشار را بوجود می‌آورد. این تغییرات در میدان جریان منجر به کاهش پسای بدنه می‌شود. در حالت اسپایک ۰/۵ مشاهده می‌شود که موج ناشی از دیسک به شوک بدنه برخورد کرده و باهم تلفیق می‌شوند. برای اسپایک با طول بلندتر به دلیل فاصله گرفتن امواج، این پدیده حاصل نمی‌شود.

طبق شکل ۱۶ با قرارگیری اسپایک با نسبت طول به قطر ۰/۵ شوک منحنی تخریب شده و یک شوک مایل ضعیف‌تر جایگزین آن می‌شود. اسپایک شوک را از دماغه دور می‌کند، اما همانطور که در قسمت نتایج تجربی تصاویر شیلرین نشان داد، در اینجا هم برای اسپایک ۰/۵ شاهد برخورد امتداد شوک ناشی از آیروودیسک با شوک بدنه و ادغام این دو هستیم؛ اما در عین حال یک منطقه کم فشار کوچک در مقابل دماغه از نتایج حضور اسپایک است. با قرارگیری اسپایک ۱/۰ شوک مایل عقب‌تر رفته و تیزتر می‌شود؛ همچنین دیگر امتداد شوک مایل به بدنه برخورد نمی‌کند. به دلیل بلندتر شدن اسپایک، منطقه چرخشی کم فشار جلوی دماغه بزرگ‌تر شده و در نتیجه سطح بیشتری از دماغه را می‌پوشاند و این به معنای کاهش پسای آیروودینامیک است. در آیروودیسک‌های بلندتر ۱/۵ و ۲/۰ موج مایل عقب‌تر رفته و ضعیف‌تر می‌شود. به علاوه وسعت ناحیه چرخشی افزایش می‌یابد و در نتیجه کاهش پسای بیشتری اتفاق می‌افتد. با افزایش طول آیروودیسک، عملکرد کاهش پسای آیروودینامیک برای دماغه‌ی HB1 بهبود می‌یابد.

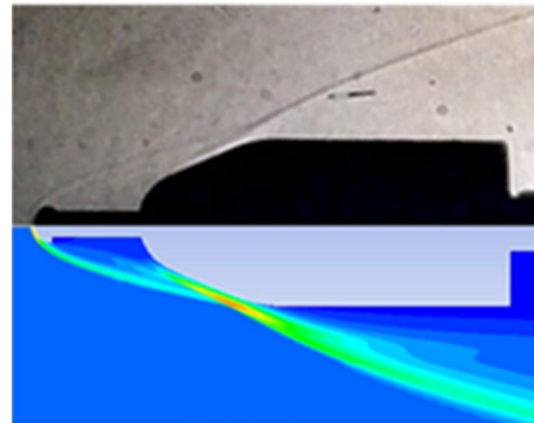
۶- تحلیل نتایج

به منظور اعتبارسنجی شبیه‌سازی عددی در شکل ۱۷ مقایسه‌ای بین نتایج عددی و تست تونل‌باد برای دماغه‌ی HB1 صورت گرفته است. همانطور که مشاهده می‌شود، ساختار شوک و موقعیت آن در هر دو روش به خوبی همخوانی دارد؛ همچنین در جدول ۴ نتایج پسای موجی محاسبه شده با استفاده از حل عددی و نتایج تست تونل‌باد مقایسه شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، سازگاری خوبی بین نتایج عددی و تجربی مشاهده شده و حاکی از صحت شبیه‌سازی عددی و آزمایش‌های تجربی است. در توجیه آن می‌توان گفت که بدلیل اینکه بخش اعظمی از پسای وارده بر دماغه از نوع موجی و حاصل حضور موج ضربه‌ای با حداقل تاثیر لزجت بوده، لذا خطاهای موجود در انتخاب مدل آشفتگی و حل دقیق لایه مرزی باعث انحراف حداقلی نتایج شده است. مضاف بر اینکه نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی مدل‌ها، همانند نتایج آزمون تجربی، حاکی از آن است که استفاده از اسپایک باعث کاهش پسای بدنه شده و با افزایش طول اسپایک عملکرد آن بهبود می‌یابد.

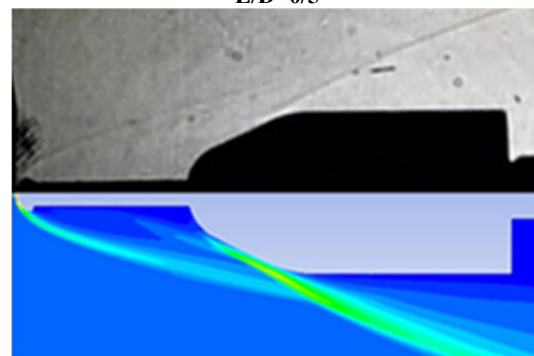
در شکل ۱۹ نتایج بدست آمده از حل میدان جریان در اطراف دماغه با دو اسپایک ۰/۵ و ۲ ارائه شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود، ناحیه چرخشی بین موج و دماغه در نسبت ۲ توسعه قابل توجهی کرده و تداخل دو موج ضربه‌ای متشکله از نوک اسپایک و دماغه حداقل است. ناحیه گردابه در ناحیه جلوی دماغه به همراه جریان برگشتی بزرگتر بوده که حاکی از کاهش فشار و پسا و گرمایش آیرودینامیکی و تایید نتایج آزمایش تونل باد است.

محصول نتایج بدست آمده از شبیه‌سازی عددی و آزمایش تونل باد در نمودار شکل ۲۰ از تغییر ضریب پسای دماغه برحسب نسبت طول به قطر مختلف اسپایک نشان داده شده است. طبق نمودار مشاهده می‌شود که با قرارگیری اسپایک در جلوی بدنه کاهش پسای مطلوبی فراهم می‌گردد؛ اما برای دستیابی به کاهش پسای بیشتر، افزایش طول اسپایک ضروری است. نکته جالب توجه اینکه برای دماغه HB1 با اسپایک در نسبت ۰/۵ و ۱ شیب بالایی در کاهش پسا اتفاق می‌افتد؛ در حالیکه برای طول‌های بیشتر، این روند ملایم‌تر شده است. این روند حاکی از نقش موثر کاهش پسا با تضعیف موج منحنی قوی دماغه با استفاده از اسپایک نسبت به افت فشار در ناحیه چرخشی بین موج و جلوی دماغه است. در واقع با نصب اسپایک با هر طولی در جلوی دماغه تشکیل موج منحنی ضعیف نسبت به حالت بدون اسپایک اتفاق می‌افتد و چون بخش اعظمی از پسای دماغه از نوع موجی است، لذا کاهش شدید پسای دماغه در همان مرحله اول رخ می‌دهد؛ لیکن با افزایش طول، میزان ناحیه جریان چرخشی و کاهش فشار جلوی دماغه تغییر یافته و موجب کاهش بیشتر پسای دماغه می‌شود. البته میزان سهم کاهش پسا توسط ناحیه چرخشی بمراتب کمتر از تضعیف موج منحنی جلوی دماغه توسط نوک اسپایک است؛ لذا کاهش پسا در نسبت‌های طول به قطر بیشتر از نیم با شیب ملایم‌تری رخ می‌دهد. اگرچه به‌رحال نسبت طول به قطر بیشتر، دارای کمترین ضریب پسای آیرودینامیکی است.

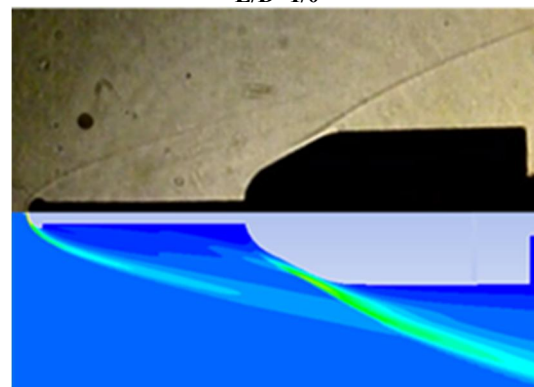
به طور کلی آیرودیسک بلند $L/D = 2.0$ کمترین ضریب پسای آیرودینامیکی را داشته و بیشترین کاهش پسا، به میزان ۴۳٪ ثبت شده است. در صورت وجود محدودیت برای طول اسپایک در ملاحظات طراحی و ساخت، ناچار آیرودیسک‌های کوتاه‌تر پیشنهاد می‌شود. آیرودیسک با نسبت



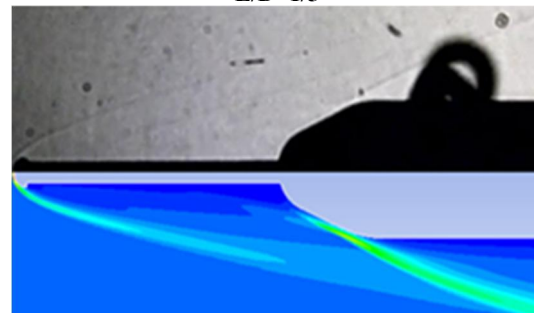
L/D=0/5



L/D=1/0

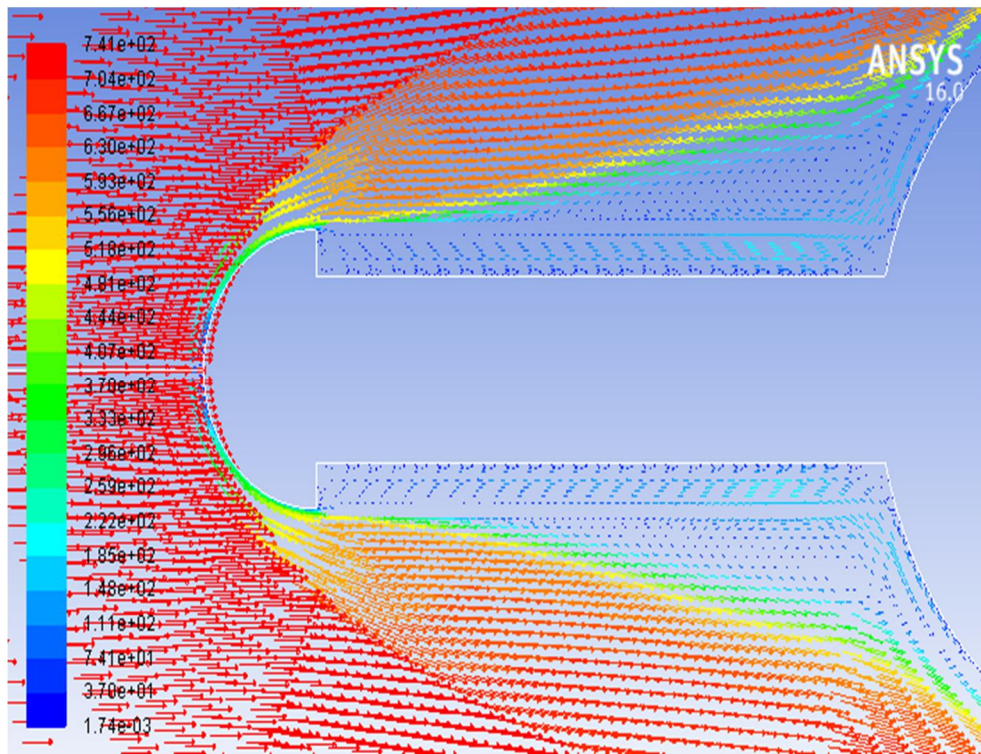


L/D=1/5

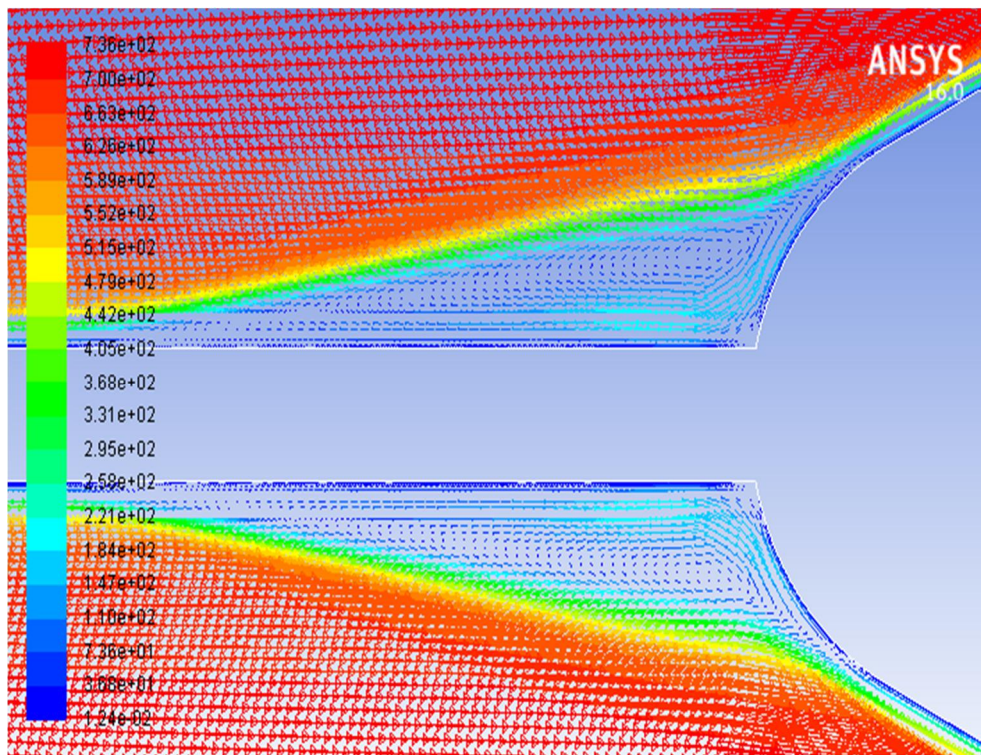


L/D=2/0

شکل ۱۸- تصاویر شیلرین و حل عددی دماغه HB1



L/D=0.5



L/D=2

شکل ۱۹- میدان جریان اطراف دماغه HB1 به همراه اسپایک در دو نسبت طول به قطر ۵/۰ و ۲

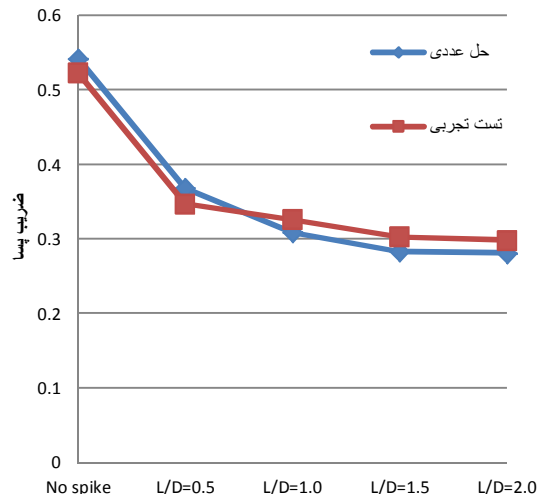
نقش موثرتر تضعیف موج نسبت به ناحیه چرخشی بوده و نسبت طول به قطر ۲ حالت بهینه برای کاهش بیشتر پسای موج دماغه پخ در عدد ماخ ۶/۴ است.

۸- تشکر و قدردانی

نویسندگان مقاله از مسئولین و تیم تست مرکز آیرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) جهت همکاری صادقانه‌شان در انجام آزمایش‌های تونل باد تشکر و قدردانی می‌نماید.

۹- مراجع

- [1] Bertin JJ, Glowinski R, Periaux J (1992) Advances in hypersonics: Defining the hypersonic environment (Vol 1). Springer Science.
- [2] Anderson J D (2006) Hypersonic and high temperature gas dynamics. 2nd edn. AIAA.
- [3] Khurana S, Suzuki K, Rathakrishnan E (2012) Effect of vortex size around spike root and body base on possible hypersonic drag reduction. In the seventh international colloquium on bluff body aerodynamics and applications.
- [4] Kalimuthu R, Rathakrishnan E (2008) Aerospikes for drag reduction in hypersonic flow. 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint propulsion conference & exhibit (p. 4707).
- [5] Schülein E (2008) Wave drag reduction approach for blunt bodies at high angles of attack: Proof-of-concept experiments. In 4th flow control conference (p. 4000).
- [6] Schnepf Ch, Wysocki O, Schulein E (2015) wave drag reduction due to a self-aligning aerodisk. progress in flight physics (Vol 7) : 475-488.
- [7] Ahmed M, Qin N (2010) Metamodels for aerothermodynamic design optimization of hypersonic spiked blunt bodies. Aerosp Sci Technl 14(5): 364-376.
- [8] Ahmed M, Qin N (2011) Recent advances in the aerothermodynamics of spiked hypersonic vehicles. Prog Aerosp Sci 47(6): 425-449.
- [9] Bodonoff SN, Vas IE (1959) Preliminary investigations of spiked bodies at hypersonic speeds. J Aerosp Sci 26(2): 65-74.
- [10] Crawford DH (1959) Investigation of the flow over a spiked-nose hemisphere cylinder at a Mach number of 6.8. National Aeronautics and Space Administration.
- [11] Mumivand M, Mohammad Khani H (2016). Numerical study of aerodynamic drag reduction blunt nose with Spike and Jet injection combined axial and transverse. Journal of Mechanical Engineering modares 16(7): 133-142. (in Persian)



شکل ۲۰- نمودار ضریب پسای تجربی و عددی دماغه HB1

طول به قطر ۱ کاهش پسای قابل توجهی را به میزان ۳۷/۶٪ ارائه می‌دهد. با توجه به اختلاف ناچیز (حدوداً ۵/۴٪) در عملکرد آیرودیسک ۱/۰ و بلندترین آیرودیسک ۲/۰، برای کاهش اثرات نامطلوب گشتاورهای مزاحم و ناپایداری‌های ناشی از طول اسپایک [۴] و مسائل ساخت، استفاده از اسپایک با نسبت طول به قطر ۱/۰ هم می‌تواند مفید باشد.

۷- نتیجه گیری

در این تحقیق میزان تاثیر طول اسپایک در کاهش پسای دماغه یک مدل استاندارد در سرعت ماوراء صوت با دو روش شبیه سازی عددی و تونل باد بررسی شده است. دلیل انتخاب دماغه‌ی استاندارد هایپرسونیک HB1 به عنوان دماغه‌ی مبنا این بود که هم اثرات اسپایک برای یک دماغه پخ با هندسه متفاوت مشخص شود و هم اینکه در صورت عملکرد مناسب، بتوان استفاده از اسپایک را برای کاهش پسای دماغه‌های پخ در رژیم ماوراءصوت تعمیم داد. خوشبختانه نتایج عددی و آزمایش‌های تونل باد تطابق خوبی داشته است. مشخص شد که نصب اسپایک در جلوی دماغه، موجب بروز دو اتفاق تضعیف موج ضربه‌ای منحنی و ایجاد ناحیه چرخشی کم فشار بین موج و دماغه می‌شود. تضعیف موج دماغه توسط نوک آیرودیسک اسپایک صورت گرفته و ناحیه چرخشی از تداخل امواج و لایه مرزی پشت موج و میله اسپایک متأثر از طول اسپایک رخ می‌دهد. نتایج حاکی از

- In 47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition (p. 325).
- [20] Kulkarni V, Menezes V, Reddy KPJ (2010) Effectiveness of aerospike for drag reduction on a blunt cone in hypersonic flow. *J Spacecraft Rockets* 47(3): 542-544.
- [21] Tahani M, Karimi MS, Mahmoudi Motlagh A, Mirmahdian S (2013) Numerical investigation of drag and heat reduction in hypersonic spiked blunt bodies. *Heat Mass Transfer* 49(10): 1369-1384.
- [22] Huebner L, Mitchell A, Boudreaux E (1995) Experimental results on the feasibility of an aerospike for hypersonic missiles. In 33rd Aerospace sciences meeting and exhibit (p. 737)
- [23] Mehta RC (2013) Numerical heat transfer study around a spiked blunt-nose body at Mach 6. *Heat Mass Transfer* 49(4): 485-496.
- [24] Sujesh G (2015) Effect of blunted aero-disc on aero-spiked blunt cone-nose at high speeds. *Int Res J Eng Tech*.
- [25] Gray JD (1964) Summary report on aerodynamic characteristics of standard models HB-1 and HB-2. Arnold engineering development center.
- [26] STANDARD B (2011) General requirements for the competence of testing and calibration laboratories.
- [۲۷] سانجی دهقانی م ا (۱۳۸۹) شبیه‌سازی عددی در نرم افزار Fluent 6.3. انتشارات ناقوس ایران - تهران.
- [12] Wood C.J (1962) Hypersonic flow over spiked cones. *J Fluid Mech* 12(4): 614-624.
- [13] Motoyama N, Mihara K, Miyajima R, Watanuki T & Kubota H (2001) Thermal protection and drag reduction with use of spike in hypersonic flow. In 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (p. 1828).
- [14] Yamauchi M, Fujii K, Higashino F (1995) Numerical investigation of supersonic flows around a spiked blunt body. *J Spacecraft Rockets* 32(1): 32-42.
- [15] Muhammad A, Durrani N, Saeed H (2015) Design of spiked hemispherical body in hypersonic flow. In 12th international bhurban conference on applied sciences and technology. pp453-459.
- [۱۶] یعقوب نژاد م (۱۳۹۳) بررسی عددی تأثیر آیرودیسک روی ضریب پسای آیرودینامیکی یک بدنه پخ در میدان جریان ماوراءصوت. چهاردهمین کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران.
- [17] Gerdroodbary MB, Hosseinalipour SM (2010) Numerical simulation of hypersonic flow over highly blunted cones with spike. *Acta Astronaut* 67(1-2): 180-193.
- [18] Kalimuthu R, Mehta RC, Rathakrishnan E (2008) Experimental investigation on spiked body in hypersonic flow. *Aeronauti J* 112(1136): 593-598.
- [19] Mehta RC (2009) flow field computations over conical, disc and flat spiked body at mach 6.