مطالعهٔ تجربی فشارمبنا در اجسام دو بعدی و تقارن محوری و ارزیابی روشهای نظری توسط آن

محمود مانی* ، محمدرضا سلطانی* و عبدالعلی حقیری**
دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر
دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف
مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه امام حسین

(دریافت مقاله: ۸۱/۵/۱- دریافت نسخه نهایی: ۸۲/۱۱/۲۵)

چکیده- آزمایشهای تجربی متعددی روی اجسام دو بعدی و تقارن محوری در یک تونل باد برای بررسی و تحلیل نتایج حاصله در راستای اندازه‌گیری فشار مبنا و مقایسه با روابط نظری موجود انجام گرفته است. این آزمایشها برای دستیابی به روش صحیحی برای پردازش نتایج حاصله از آزمون موشک و یا هواپیما برای محاسبهٔ نیروی پسا در سرعتهای مافوق صوت انجام گرفته است. روشهای نیمه تجربی زیادی برای جریانهای دو بعدی وتقارن محوری مطرح می‌باشد که با استفاده از آنها فشار مبنا برای اجسام مذکور محاسبه شده و نتایج آن با نتایج تجربی مقایسه شده است. نتایج حاصله حاکی از آن است که افزایش ضریب فشار مبنا برای مدل دو بعدی با مبنای پله با عدد ماخ به مراتب بیشتر از مدل با مبناهای تقارن محوری است. از بین روابط نیمه تجربی موجود روش تانر سازگاری خوبی با نتایج تجربی حاصل از این تحقیقات دارد.

واژگان کلیدی: تونل باد، جریان مافوق صوت، فشار مبنا، مدل دو بعدی، مدل تقارن محوری

Experimental Study of Base Pressure of Two- Dimensional and Axisymmetric Bodies and Evalution of The Theoretical Methods

M. Mani[1], M. R. Sultani[2] and A. Haghiri[3]
Associate Professor Faculty of Aerospace, Amirkabir University of Technology
Associate Professor Faculty of Amirkabir University of Technology
Ghadr Aerodynamics Research Center, Imam Hossein University

Abstract: ***Several experiments involving two-dimensional and axisymmetric bodies have been carried out in a Trisonic wind tunnel at supersonic speeds to investigate and analyse the measured values of base pressure and to compare them with those from the theoretical methods. The objective of the experiments was to obtain an appropriate method for processing the results of wind tunnel tests on rockets or aircraft having base area, hence, base drag. Among numerous semi-empirical methods available for two-dimensional and axisymmetric geometry, the methods presented by Chapman, Korst and Tanner have been utilized to calculate values of base pressure for comparison with the experimental findings for the same model. The results indicate that the pressure increase for the 2-D model with a steplike base is greater that of the axisymmetric model with the same conditions. The experimental results for all cases considered in this investigation compare well with those from existing the theoretical method developed by Tanner***

Keywords: ***Wind tunnel, Supersonic flow, Base flow, Base pressure, Two dimension al model, Axisymmetric model***

---

*ـ دانشیار **ـ کارشناس ارشد هوا فضا (آیرودینامیک)

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

فهرست علائم

C_{Ds} ضریب نیروی پسا ی گوه و دماغه	M_D عدد ماخ روی خط جریان تقسیمی
Cp_B ضریب فشار مبنا	M_∞ عدد ماخ در جریان غیر مغشوش
d (m) ضخامت بدنه در شروع دم قایقی	P (Pa) فشار استاتیک
d1 (m) ضخامت مبنا	P_B (Pa) فشار مبنا
D1 (m) قطر استوانه	P_{D0} (Pa) فشارکل روی خط جریان تقسیمی
FH (m^2) مساحت مبنا	u/u_∞ توزیع سرعت در لایه برشی
F (m^2) مساحت استوانه	ΔS (J/Kg.K) افزایش آنتروپی
H^*/H نسبت ضخامت لایه برشی به ارتفاع مبداء موج ضربه‌ای	β (deg) زاویه موج ضربه‌ای مایل
	γ نسبت گرمایی ویژه
M_4 عدد ماخ پشت موج ضربه‌ای مایل در پایین دست نقطه اتصال مجدد[3]	$\delta 2$ (m) ضخامت لایه مرزی
	ρ (Kg/m^3) جرم حجمی محلی
M_2 عدد ماخ در لبه بیرونی ناحیه ترکیبی	ρ_∞ (Kg/m^3) جرم حجمی جریان غیر مغشوش
	Φ_D سرعت بی بعد در جریان تقسیمی

۱- مقدمه

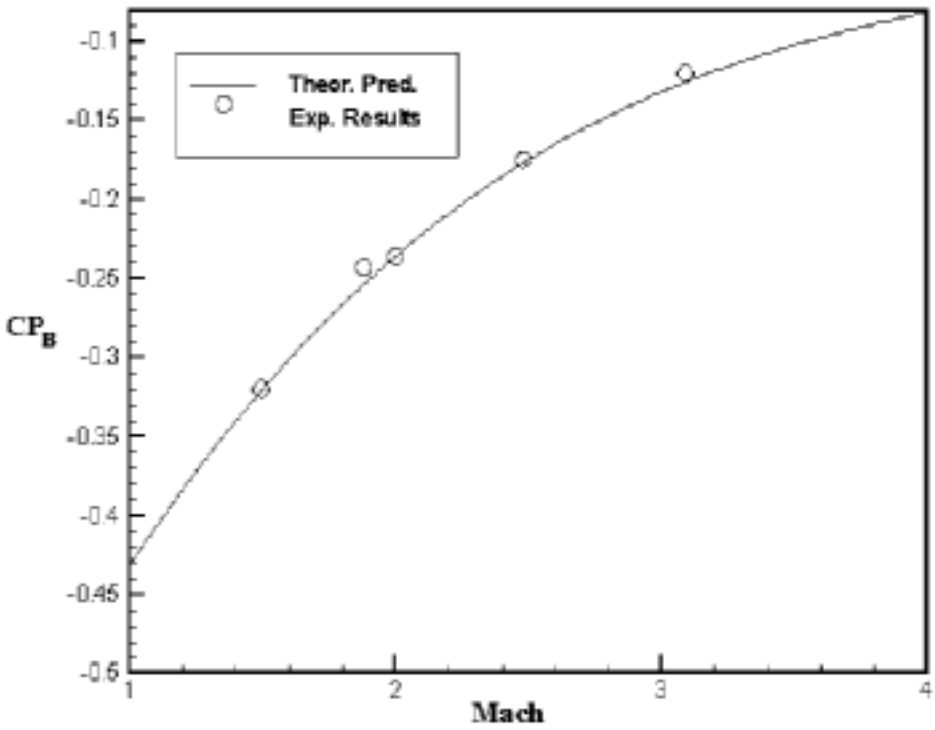
میدان جریان در پایین دست وسایل پرنده از قبیل پرتابه‌ها یا موشکها نتیجه واکنشهای پیچیده‌ای است که روشهای موجود قادر به پیش بینی دقیق آنها نیستند. در این راستا پژوهشهای زیادی از طریق روشهای تجربی و روابط نظریه انجام گرفته است که هرکدام مشکلات خاص خودشان را دارند [۱-۱۰].

روشهای محاسباتی موجود هنوز قادر به حل دقیق جریان در این نواحی نیستند و برای حل کامل آنها به علت پیچیدگی جریان از قبیل لزجت، جدایش، مدلسازی آشفتگی و غیره نیاز به رایانه با حافظه و سرعت بالاست. گرچه اخیراً پیشرفتهای شگفت‌انگیزی در این زمینه شده‌است ولی هنوز هم برای رسیدن به جواب خصوصاً در حالتهای مختلف نیاز به زمان نسبتاً طولانی و مدلسازی دقیق آشفتگی است. بنابراین ضرورت ارائه یک روش نیمه تجربی با حجم کمی از محا سبات ولی با دقت قابل قبول برای پیش بینی سریع نیروی حاصله از فشار مبنا، نیروی پسا، در شرایط آزمایش آشکار است. روشهای نیمه تجربی زیادی برای محاسبهٔ فشار مبنا وجود داردکه مسئله را برای اجسام ساده حل کرده‌اند. دقیقترین آنها روش چاپمن-کراست و تانر[۱-۳] هستند. روش کراست [۲] بر اساس نقطهٔ جدایش و چسبیدگی دوباره جریان در پایین دست است. فرض می‌شود که در خارج از ناحیه هوای مرده خط جریانی وجود دارد که در آن انرژی مکانیکی به انرژی جنبشی بعد از موج ضربه‌ای تبدیل می‌شود. بنابراین با برابر قرار دادن فشار کل روی خط جریان مذکور، P_{D0}، با فشار استاتیک پشت موج ضربه‌ای مایل، P4، فشار مبنا محاسبه می‌شود.

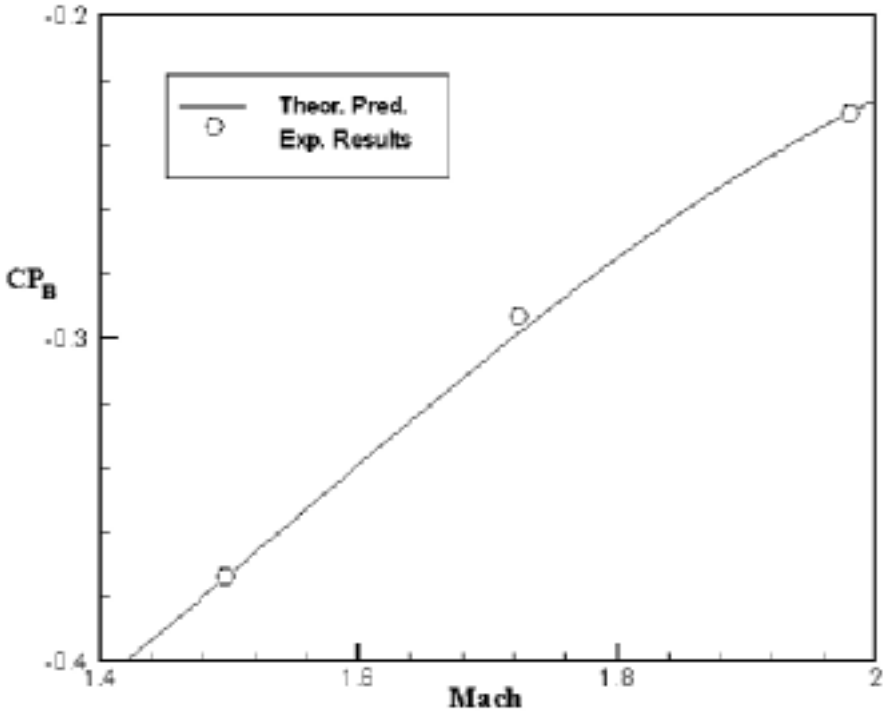
جدیدترین روش موجود موسوم به روش تانر[۱] است که تمام نواحی جریان را تحلیل می‌کند. این روش برای اجسام دو بعدی و متقارن نظیر پله، سیلندر و غیره جوابهای نسبتا" خوبی ارائه می‌کند ولی برای اجسام پیچیده مثل موشک و هوا پیما و غیره جواب دقیقی ارائه نمی‌کند.

برای به‌دست آوردن نیروی پسای یک مدل که در جریان مافوق صوت در تونل باد مورد آزمایش قرار می‌گیرد، نتایج حاصله از بالانس، وسیله اندازه‌گیری بارهای وارده بر مدل که از سطح انتهایی به مدل متصل شده وباعث حذف دنباله پشت مدل می‌شود، به تنهایی قابل قبول نیست. این بدین دلیل است که فشار مبنا سهم به‌سزایی روی این نیرو، نیروی پسا، دارد و اثرات آن را نمی‌توان نادیده گرفت. نکتهٔ دیگر اینکه اثرات عدد ماخ بر روی فشار مبنا نیز قابل ملاحظه است. در شکلهای (۱) و(۲)

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]



شکل۱- تغییرات ضریب فشار مبنا برحسب عدد ماخ، M_∞، پشت یک پله [۲]



شکل۲- تغییرات ضریب فشارمبنا نسبت به عدد ماخ، M_∞، پشت گوه با زاویهٔ ۸ درجه [۱]

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

اثـرات عـدد ماخ بر روی ضریب فشار مبنا، C_{PB}، برای یک پله ساده و یک گوه به‌ترتیب نشان داده شده است. نتایج تجربی با نتایج نظری نیز مقایسه شده است.

همـان طـوری کـه در این شکل دیده می‌شود با ازدیاد عدد مـاخ فشـار مبنا کاهش یافته که این کاهش باعث افزایش نیروی پسـا می‌شود. حتی در عدد ماخ یک ضریب فشار برای پله برابر C_{PB}=-0.431 است که این کاهش فشار باعث می‌شود که نیروی محـوری انـدازه‌گیـری شـده توسـط بـالانس از دقـت خوبـی بـرخوردار نـبوده و نیاز به اصلاح داشته باشد. روش اصلاح در تـونلهای بـاد مافـوق صوت عمدتا" بدین گونه است که در یک نقطـه مبـنای مـدل فشـار استاتیک اندازه‌گیری می‌شود، با فرض ثابـت بـودن ایـن فشار در تمام سطح انتهایی مدل فشار به‌دست آمـده در سـطح مبـنا ضـرب شـده و نیـروی حاصـله با نیروی انـدازه‌گیـری شده توسط بالانس جمع جبری می‌شود و به‌عنوان نیـروی پسـای مدل ارائه می‌شود. دلیل اینکه فشار در یک نقطه انتهائـی مـدل انـدازه‌گیـری مـی‌شود این است که مدلهای مورد اسـتفاده در تـونلهای بـاد مافـوق صـوت بسـیار کـوچک‌انـد و انـدازه‌گیـری نیروها با بالانسهای داخلی انجام می‌گیرد. بنابراین فضـای زیادی برای اندازه‌گیری بیش از یک نقطه فشار استاتیک در انـتهای مـدل موجود نیست. دلیل عمدهٔ این پژوهش مقایسه نـتایج نظری واثبات این است که اندازه‌گیری فشار در یک نقطه سـطح انتهایـی مـدل کافـی است. همچنین مقایسهٔ نتایج تجربی حاصـله بـا روشهای موجود نیمه تجربی در شرایط یکسان برای استفاده از دقیقترین آنها در آزمونهای آتی است. در این پژوهش بـا اسـتفاده از روشـهای نظری و نظری - تجربی موجود توزیع فشـار روی دو بدنه دو بعدی و تقارن محوری و همچنین مبنای آنهـا محاسـبه شـده است. نتایج به‌دست آمده با نتایج حاصله از آزمـایش همـان مـدلها در تـونل بـاد سـه منظوره در اعداد ماخ $۲ \le M_\infty \le ۱/۵$ مقایسه شده است.

۲- روشهای نظری

روشـهای نظری که در این پژوهش استفاده شدند، روشهای کراسـت و تانـر [۱ و ۲] هسـتند. در روش کراسـت [۲] فرض مـی‌شودکه یک جریان با ضخامت لایه مرزی ناچیزی در انتهای بدنـه جـدا شده و سپس درنقطه‌ای درپایین دست آن می‌چسبد. در نقطه اتصال مجدد موج ضربه‌ای مایلی تشکیل شده که باعث برگـرداندن جریان به جهت جریان اصلی می‌شود، شکل (۳-الف). با فـرض آیزنتـروپیک بودن جریان روی خط جریان تقسیمی، D، فشـار کـل روی ایـن خـط ثابت بوده و معادلهٔ آیزنتروپیک زیر صادق است.

$$P_{D_0} = P_B\left[1+\frac{\gamma-1}{2}M_D^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \qquad (۱)$$

کراسـت[۲] بـا اسـتفاده از نتایج تجربی قبلی خود فرض کردکه فشـار کـل روی خـط جـریان D، بـا فشار استاتیک پشت موج ضـربه‌ای مایـل برابر بوده و با یک روش سعی و خطا فشار مبنا را بـرای یـک پله ساده بدون در نظر گرفتن ضخامت لایه مرزی محاسبه کرد.

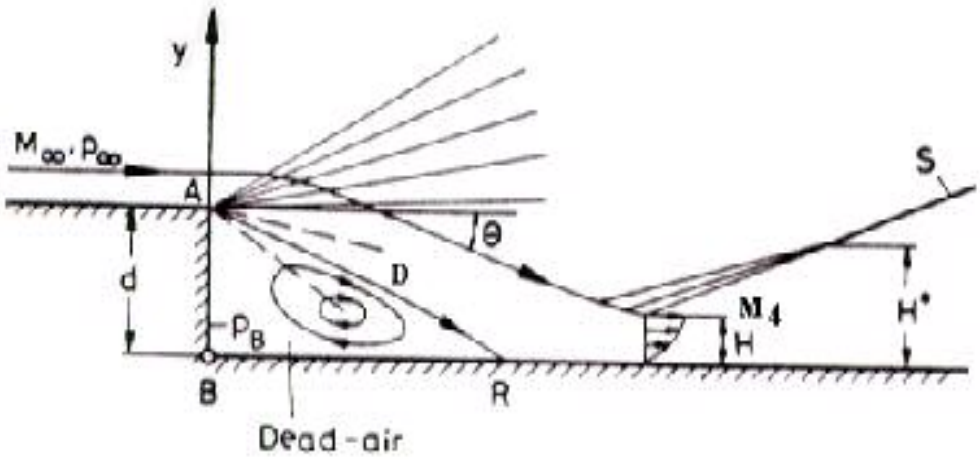
$$\frac{P_B}{P} = \left[\frac{1+\frac{\gamma-1}{2}M_4^2}{1+\frac{\gamma-1}{2}\frac{M_4}{1-\phi_D{}^2}}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \qquad (۲)$$

روش کراسـت بـرای بدنه کامل شامل گوه- بدنه و دم قایقی به روش معـادل سـازی با یک پله اعمال شده و نتایج درمنحنیهای مربوطه آورده شده است.

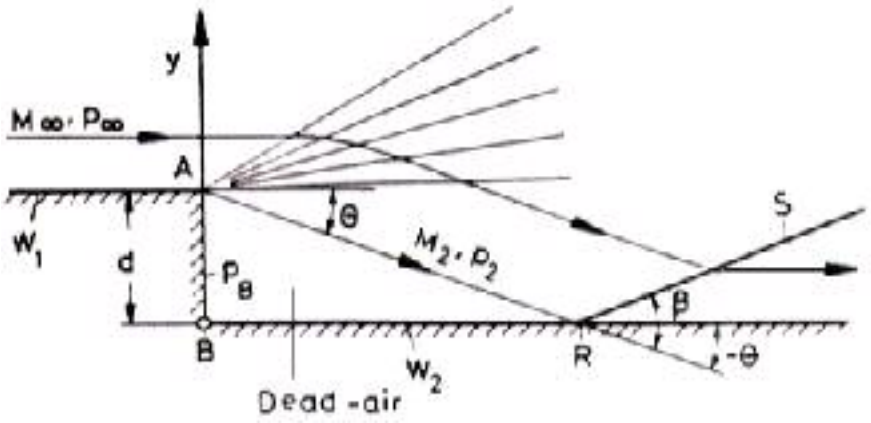
روش تانـر[۱] نیـز بـرای حالـت دوبعدی و تقارن محوری مطـرح شـده است. در شکل (۳- ب) جریان مافوق صوت غیر لـزج در حال عبور از پله، نقطه A، نشان داده شده است. جریان در نقطه A جدا شده و در نقطه R دوباره به بدنه می‌چسبد. خط جـریان، AR، بـا جـریان آزاد زاویه θ می‌سازد. بر اساس نظریهٔ اسـواتیتش[۷] افـزایش آنتروپـی ایـن جـریان متناسـب با پسای حاصـله از جدایش جریان در مبنا (پشت پله) است. این افزایش آنتروپی در نقطهٔ چسبندگی، R، باعث ایجاد موج ضربه‌ای مایل، S، می‌شود.

جـریان مبـنای مافوق صوت لزج در شکل (۳-الف) نشان داده شده است. در این شـکل فرض می‌شود که ضخامت لایه مرزی

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]



شکل۳- الف - جریان لزج



شکل۳- ب - جریان غیر لزج

شکل۳ - جریان مافوق صوت (دو بعدی)درحال عبور از یک پله

بسیار نازک باشد. این جریان بعد از جدایی، نقطه A، باعث ایجاد یک ناحیه چرخشی و نتیجتاً لایه برشی می‌شود. گام افزایش انتروپی دراین جریان برابر است با :

$$\Delta S = \Delta S_1 + \Delta S_2 \qquad (۳)$$

که ΔS_2 افزایش آنتروپی در مقطع موج ضربه‌ای مایل و ΔS_1 افزایش آنتروپی ناشی از لایه مرزی برشی است. با فرض نازک بودن ضخامت لایه مرزی اثر اصطکاک پوسته‌ای ناچیز است. بنابراین با دقت مناسبی می‌توان نیروی پسای مبنا و نتیجتاً فشار مبنا را در دو حالت لزج و غیر لزج یکسان در نظر گرفت [۱].

در این صورت براساس معادلهٔ اسواتیتش[۷] افزایش آنتروپی در دو حالت یکسان می‌شود. درنتیجه شارآنتروپی درلایه مرزی برشی با آنتروپی تولید شده درمقطع موج ضربه‌ای برابر می‌شوند. با مساوی قرار دادن این دو مقدار درلایه برشی و موج ضربه‌ای مایل معادلهٔ زیر به‌دست می‌آید [۱].

$$K\left(M_\infty\right)\frac{\gamma}{2}M_\infty^2 = \ln\left\{\frac{\left[1+\frac{2\gamma}{\gamma+1}\left(M_2^2\sin^2\beta-1\right)\right]^{\frac{1}{\gamma-1}}}{\left[\frac{(\gamma+1)\left(M_2^2\sin^2\beta\right)}{(\gamma-1)\left(M_2^2\sin^2\beta+2\right)}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}\right\}\times\frac{H^*}{H} \qquad (٤)$$

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

معادلهٔ ٤ بـرای جریانی که از یک پله ساده مطابق شکل(۳–ب) عـبور می‌کند با فرض نازک بودن لایه مرزی است، و برای یک بدنـه مفـروض در عدد ماخ متناسب ارضا می‌شود. با استفاده از ایـن فـرمول، معادلـهٔ ٤، و معادلات آیزنتروپیک می‌توان ضریب فشـار مبـنا را محاسـبه کـرد. مقـدار H*/ H= ۷/۳۷ است که از طـریق تجربه [۱] به‌دست آمده است. تابع $K(M_\infty)$ به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$K(M_\infty) = 2\int_0^1 \frac{\rho}{\rho_\infty} * \frac{u}{u_\infty} * (1-\frac{u}{u_\infty})\frac{dY}{H} \qquad (۵)$$

در توسـعه این روش برای یک بدنه کامل اثرات هر کدام از قسـمتها و ضـخامت لایه مرزی بررسی شده و معادلهٔ کلی برای بدنه‌های مختلف به صورت زیر به‌دست می‌آید[۱].

$$\frac{C_{P_B}}{C_{P_B} - 2\frac{\delta_2}{d_1} + 0.006} \times \frac{C_{P_B} - C_{D_S}}{C_{P_B}} \times \frac{dl}{d} \times$$

$$K\left(M_\infty\right)\frac{\gamma}{2}M_\infty^2 = F\left(M_2,\beta\right)\times\frac{H^*}{H} \qquad (٦)$$

که عبارتهای موجود در سمت چپ معادله اثر ضخامت لایه مرزی، وجود گوه و دم قایقی است. روش تانر[۱] در حالت تقارن محوری، عبور جریان از استوانه ساده با ضخامت لایه مرزی ناچیز، بدین صورت است که مطابق شکل (٤) جریان ازانتهای بدنه جدا شده و سپس در راستای خط مرکزی استوانه در نقطه اتصال مجدد با ایجاد یک موج ضربه‌ای هم‌جهت با جریان آزاد می‌شود. با توجه به دلایل ارائه شده در حالت دو بعدی معادله‌ای مشابه معادلهٔ ٤ برای بدنهٔ تقارن محوری به‌دست می‌آید با این تفاوت که نسبت $\frac{H^*}{H}$ به‌صورت $(\frac{H^*}{H})^2$ تغییر کرده و مقدار آن به همراه پارامتر $K_R(M_\infty)$در ذیل آورده شده است.

$$K_R(M_\infty) = 4\int_0^1 \frac{\rho}{\rho_\infty}\times\frac{u}{u_\infty}\times(1-\frac{u}{u_\infty})\times\frac{Y}{H}\frac{dY}{H} \qquad (۷)$$

$$(\frac{H^*}{H})^2 = 2\left[1 + \frac{1}{0.00387\ M_2^{3.2}}\right] \qquad (۸)$$

بـرای یک بدنه کامل، اثرات هر کدام از قسمتها و ضخامت لایه مـرزی بررسـی شده و معادلهٔ کلی با وجود لایهٔ مرزی، دماغه و دم قایقی به‌صورت زیر به‌دست می‌آید .

(۹)

$$\frac{C_{P_B}}{C_{P_B} - 8\frac{\delta_2}{D_1} + 0.008} \times \frac{C_{P_B} - C_{D_S}}{C_{P_B}} \times \frac{F_H}{F} \times$$

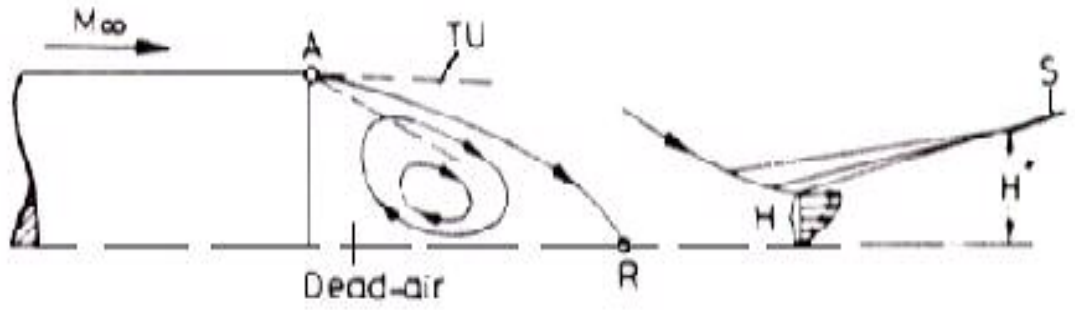
$$K_R\left(M_\infty\right)\frac{\gamma}{2}M_\infty^2 = F\left(M_2,\beta\right)(\frac{H^*}{H})^2$$

کـه عـبارتهـای سمت چپ مـعادله اثرات ضخـامت لایه مرزی، وجـود دماغه و دم قایقی می‌باشد. با پیدا کردن مقدار مناسب β از روش سـعی و خطـا و ارضـای معادلـهٔ ٤، ضریب فشار M_2, مبـنا در حالـت تقـارن محوری به‌دست می‌آید. نکته قابل توجه درجـریان تقارن محوری این است که برای محاسبه فشار مبنا از تشابه بین جریان مخروطی و جریان دنباله استفاده می‌شود که به روش کـوپال معروف است، شکل۵ [۱]. چون هدف اصلی این پژوهش بررسی روشهای موجود و مقایسه آنها با نتایج تونل باد اسـت، نظـریه‌هـای به کار رفته به اختصار بیان شده است. برای اطلاعـات بیشـتر در مـورد روشـهای نـیمه تجربـی موجـود بـه مـرجع [۱۰] رجـوع شود. با استفاده از معادلات فوق یک برنامه رایانـه‌ای بـرای محاسـبهٔ فشـار مبنا در اعداد ماخ مختلف نوشته شـده کـه نتایج آن با نتایج حاصل از تونل باد مقایسه شده و در ادامه مورد بحث قرار خواهد گرفت.

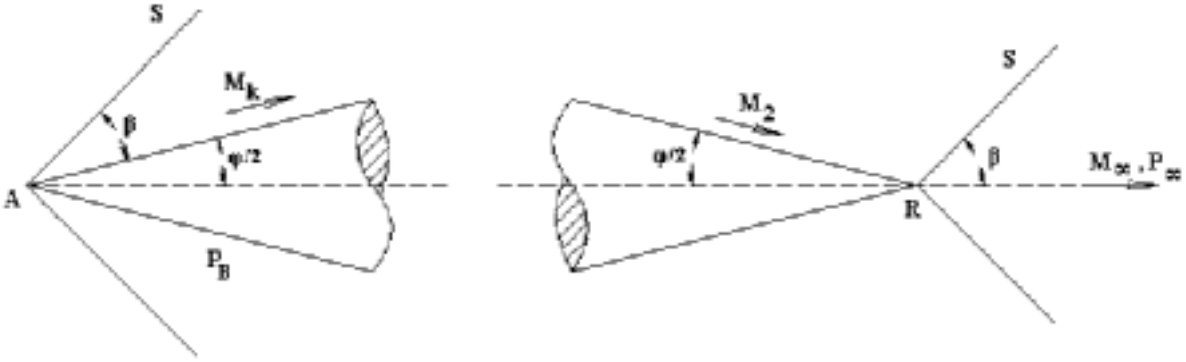
۳– تونل باد

در شـکل (٦) تونل باد سه منظوره‌ای که در این آزمایشها از آن استفاده شده نشان داده شده است. این تونل باد از نوع مکنده بـوده و در محـدوده مـاخ ۲/۲ ≤ M_∞ ≤ ۰/٤ کار می‌کند که در طـرح بهیـنه سـازی قرار است تا عددماخ M_∞ = ٤ ارتقاء یابد. اجـزای تشـکیل دهنده این تونل بادشامل ورودی، لانه زنبوری، محفظـهٔ آرامـش، شیپوره همگرا–واگرا، مقطع آزمایش، دیفیوزر اول، اژکـتور، دیفیوزر دوم، موتورجت وهادی گازهای خروجی است.

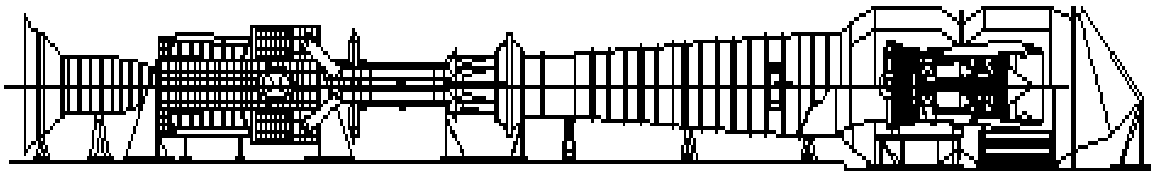
[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]



شکل٤- جریان مافوق صوت تقارن محوری لزج



شکل٥- تشابه سازی جریان مخروطی بادنباله



شکل٦- شماتیکی از تونل باد سه منظوره (Trisonic) دانشگاه امام حسین (ع)

مقطع آزمایش دارای ابعاد ١٤٠×٦٠×٦٠ سانتی‌متر است. دیواره‌های بالا وپایین این مقطع برای حذف اثرات لایه مرزی و جلوگیری از انعکاس موج ضربه‌ای متخلخل ساخته شده است . نسبت سطح تخلخل به سطح کل، متناسب با رژیم جریان، قابل تغییراست. در دو دیواره جانبی مقطع آزمایش، دریچه‌های متحرک و شفاف برای نصب مدل در داخل تونل ومشاهده مدل ویا جریان روی مدل با استفاده از تجهیزات آشکارسازی جریان تعبیه شده است. در داخل مقطع آزمایش، سیستم تغییرات زاویه حمله که به وسیله رایانه قابل کنترل است، قادر است مدل را در حال حاضر در زوایای حمله $-٦^\circ \le \alpha \le ١٨^\circ$ تغییر دهد. البته با یک آلفامکانیزم ویژه محدوده زاویه حمله مدل دراین تونل، بسته به نوع واندازه مدل می‌تواند تا٩٠ درجه باشد. در این تونل انواع آزمایشها شامل اندازه‌گیری توزیع فشار، توزیع دما و بارهای وارده روی مدل در حالت استاتیکی و دینامیکی قابل

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

انجام است. همچنین ابزار آلات ویژه‌ای برای اندازه‌گیری گشتاور لولایی، چرخش آزاد مدل، شبیه‌سازی گازخروجی موتورهای موشک و هواپیما مهیاست. در شکل(۷) تصویر مقطع آزمایش تونل به همراه مدلهای دو بعدی و تقارن محوری نشان داده شده است. از این تونل باد تابه حال برای آزمایش مدلهای مختلف موشک، هواپیما و غیره استفاده شده ونتایج با داده‌های موجود اعم از محاسباتی و تجربی مقایسه شده و رضایتبخش بوده است.

٤- وسایل اندازه‌گیری

تونل باد سه منظوره موجود در حال حاضر مجهز به بالانسهای داخلی سه وشش مولفه در محدوده‌های مختلف، بارومتر، مانومتر جیوه‌ای بسیار دقیق، مانومتر چند شاخه‌ای، سنسورهای الکتریکی فشار و سیستم اخذ و پردازش اطلاعات است. با استفاده از بالانسها، می‌توان نیروها و گشتاورهای وارده بر مدل را در سرعتها و زوایای حمله مختلف به‌دست آورد. مانومتر جیوه‌ای و سنسورهای الکتریکی به منظور اندازه‌گیری عدد ماخ در مقطع آزمایش و فشار در نقاط مورد نظر مدل و تونل به کار گرفته می‌شود.

٥- مدل مورد آزمایش

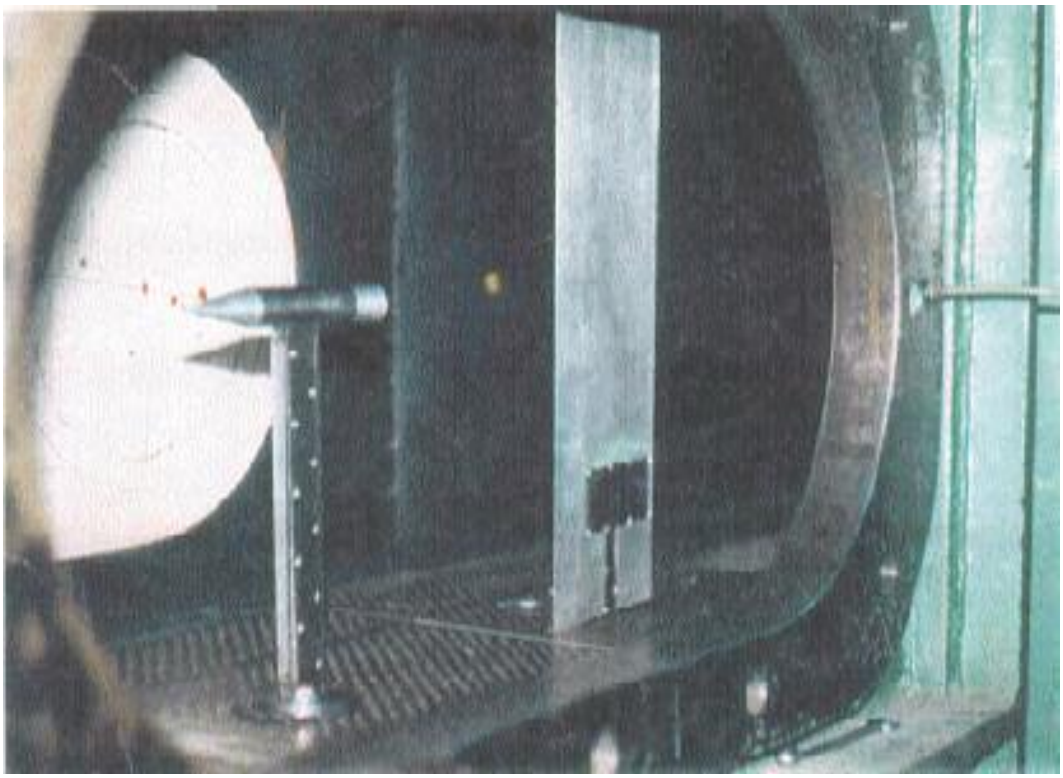
همان‌طور که قبلاً ذکر شد، دو مدل برای انجام آزمایشهای دو بعدی و تقارن محوری ساخته شده است. هدف اصلی از انجام این آزمایشها اندازه‌گیری فشار در سطوح مختلف و مبنای هر مدل است. در شکل (۸) شماتیک مدلهای دو بعدی و تقارن محوری که شامل گوه یا مخروط و دم قایقی است به همراه سوراخهای فشار که روی آن تعبیه شده نشان داده شده است. مدل دو بعدی، شکل ۸-الف از جنس آلومینیم بوده وطول بدنه آنها٦٠ سانتی متر می‌باشد. سوراخهای فشاری به قطر ۰/۵ میلیمتر در نقاط مختلف مدل، گوه، بدنه، دم قایقی و مبنا تعبیه شده است. برای بررسی توزیع فشار در سطح انتهایی مدل دو بعدی در دو ردیف سه تایی سوراخهای فشار، تعبیه شده است.

مدل تقارن محوری (برای آزمایش سه بعدی) که شامل دماغه، استوانه و دم قایقی است به همراه سوراخهای فشار در شکل(۸- ب) نشان داده شده است. مدل از جنس فولادبوده و اندازهٔ آن با توجه به امواج برگشتی در تونل محاسبه شده است. سوراخهای فشاری در نقاط مختلف مدل و مبنای آن تعبیه شده است.

٦- تحلیل نتایج

کلیه آزمایشات در تونل باد سه منظوره در عددهای ماخ $۲ \leq M_{\infty} \leq ۱/۵$ انجام گرفته است. در شکل (۹) توزیع فشار روی مدلهای دو بعدی و تقارن محوری در عدد ماخ $M_{\infty} = ۲$ نشان داده شده است. نتایج تجربی و نظری نیز با یکدیگر مقایسه شده است. شماتیک مدل به همراه نقاط اندازه‌گیری فشار نیز در همین شکل آورده شده است. در حالت دو بعدی نتایج فشار حاصله از تونل در دماغه مدل، پشت شوک مایل، و همچنین روی بدنه، بعد از موجهای انبساطی، با نتایج نظریه‌های موجود کاملاً مطابقت دارد. در صورتی‌که در پشت مدل پس از انبساط دوم نتایج نظری و تجربی کاملاً تطابق ندارند ونتایج حاصله از محاسبات ضریب فشار کمتری نسبت به نتیجه حاصله از تونل باد ارائه می‌دهد. علت این پدیده می‌تواند به خاطر اثرات لزجت و آشفتگی جریان در مقطع کاری این تونل باشد. در حالت تقارن محوری نتایج تجربی و نظری، در پشت شوک مخروطی شکل نیز مقایسه شده که تطابق نسبتاً خوبی بین نتایج وجود دارد. البته در انتهای مدل روابط نظری موجود (قابل دسترس) قادر به پیش بینی دقیق فشار نیست بنابراین فقط نتیجه آزمایش نشان داده شده است. همان طوری که از این شکل پیداست، فشار پشت موج ضربه‌ای (روی سطح مخروط) افزایش می‌یابد. ولی روی استوانه متصل به مخروط، به دلیل وجود موج انبساطی کاهش فشار مشهود است. نکته دیگر اینکه کاهش فشار روی مدل تقارن محوری به دلیل درجه آزادی بیشتر، کمتر از کاهش فشار روی مدل دوبعدی است.

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

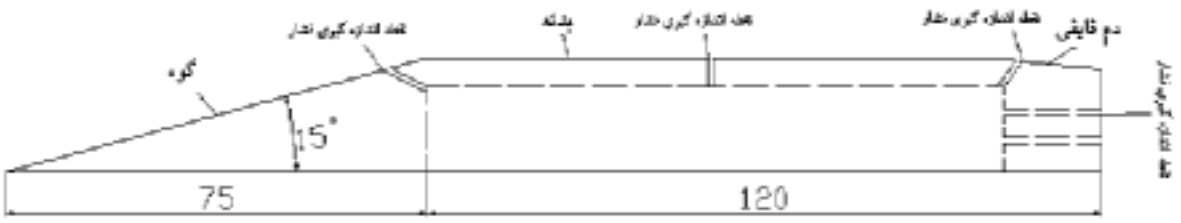


شکل۷ – مقطع کاری تونل باد به همراه مدلهای دو بعدی وتقارن محوری

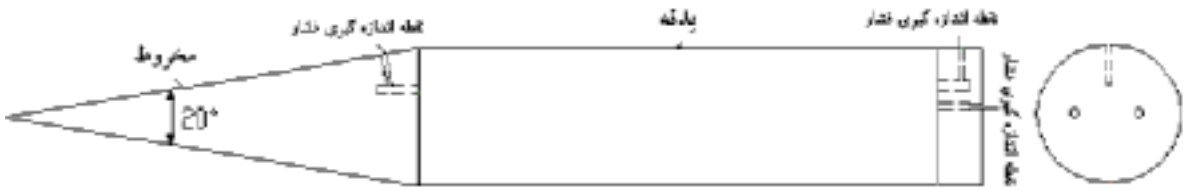
در شکل (۱۰) توزیع فشار روی دو مدل تقارن محوری و دو بعدی هر دو با دم قایقی، برای عدد ماخ $M_\infty = ۱/۵$ نشان داده شده است. همان طوری که از شکل پیداست در ناحیه دم قایقی مدل تقارن محوری، فشار ابتدا به دلیل موج انبساطی بلافاصله پس از سیلندر کاهش یافته، $C_P = -۰/۱$، ولی در انتهای دم قایقی قبل از مبنا، فشار دوباره افزایش می‌یابد، $C_P \approx ۰/۰۴۹$. این افزایش فشار احتمالا به دلیل زاویه بیش از حد دم قایقی، ۱۱/۳ درجه، (معمولا در موشکها این زاویه نباید بیش از حدود ۷ درجه باشد) است که باعث جدایش سریع جریان در این ناحیه شده است. پس از انبساط دوم در انتهای بوت تیل، مبنا، به نظر می‌رسد که C_P تقریبا" مساوی صفر خواهد شد، گرچه به دلیل وجود لزجت C_P هرگز دقیقا" صفر نمی‌شود. اثرات سه بعدی بودن جریان روی مدل تقارن محوری با در نظر گرفتن ضریب فشار پشت موج ضربه‌ای مایل کاملا" واضح است. در پشت موج ضربه‌ای فشار روی گوه به مراتب بیشتر از فشار روی مخروط است$C_{P_{2-D}} \cong ۰/۷$ ولی $C_{PAxi} = ۰/۱۵$. روی مدل دو بعدی، قبل از دم قایقی فشار به دلیل موج انبساطی که در محل تقاطع گوه و بدنه دو بعدی به وجود می‌آید به سرعت کاهش یافته و مقدار C_P برای ماخ مورد آزمایش مساوی $C_P \cong ۰/۱$ می‌شود. برای مدل تقارن محوری، قبل از دم قایقی و روی سیلندر $C_P = ۰/۰۶$ است که این کاهش فشار به مراتب کمتر از کاهش فشار روی جسم دو بعدی است. همان طوری که ازاین شکل پیداست تغییرات فشار روی مدل دو بعدی به دلیل درجه آزادی کمتر به مراتب بیشتر از تغییرات فشار روی مدل تقارن محوری است، شکل(۱۰).

در شکل (۱۱-الف) و (ب) ضریب فشار مبنا، C_{P_B}، برای دو مدل مورد آزمایش در نقاط اندازه‌گیری شده برای عددهای ماخ مختلف، نشان داده شده است. همان گونه که از شکل پیداست در هر عدد ماخ ضریب فشار برای هر دو مدل متفاوت است، فشار مبنا برای مدل تقارن محوری کمتر از فشار مبنا برای مدل دو بعدی است. نکته مهم دیگر اینکه در نظریه‌های موجود فرض بر این است که فشار مبنا ثابت است و به همین دلیل در

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

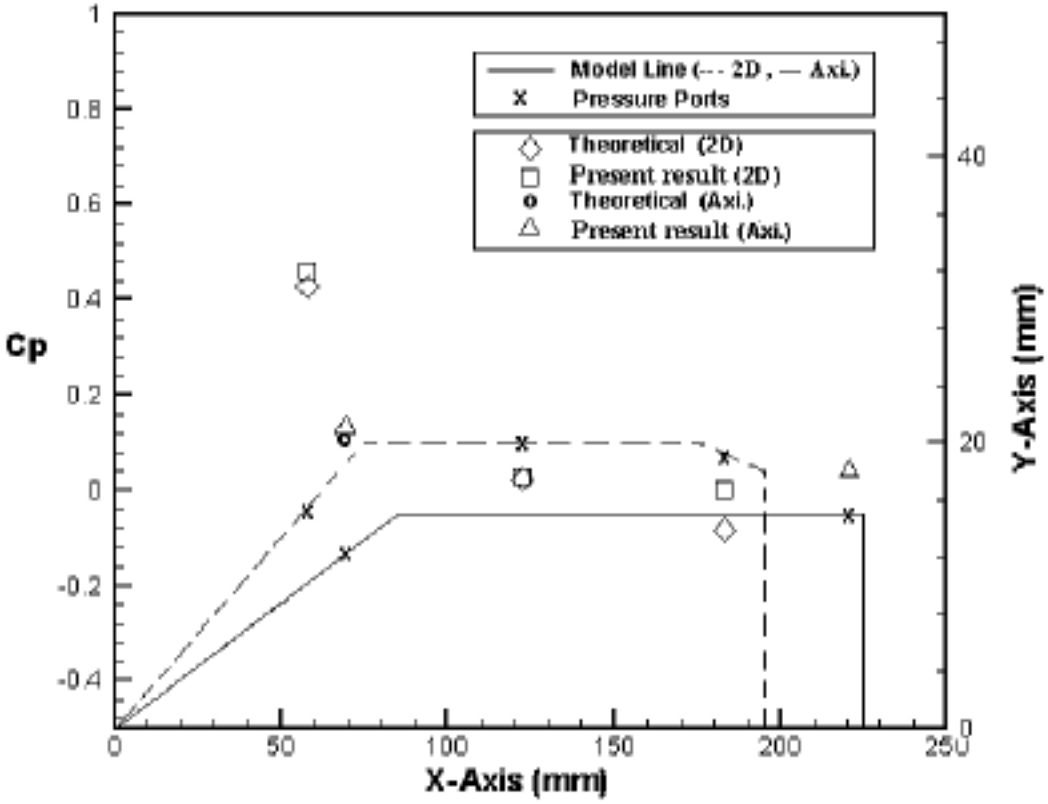


شکل۸ ـ الف) مدل دو بعدی



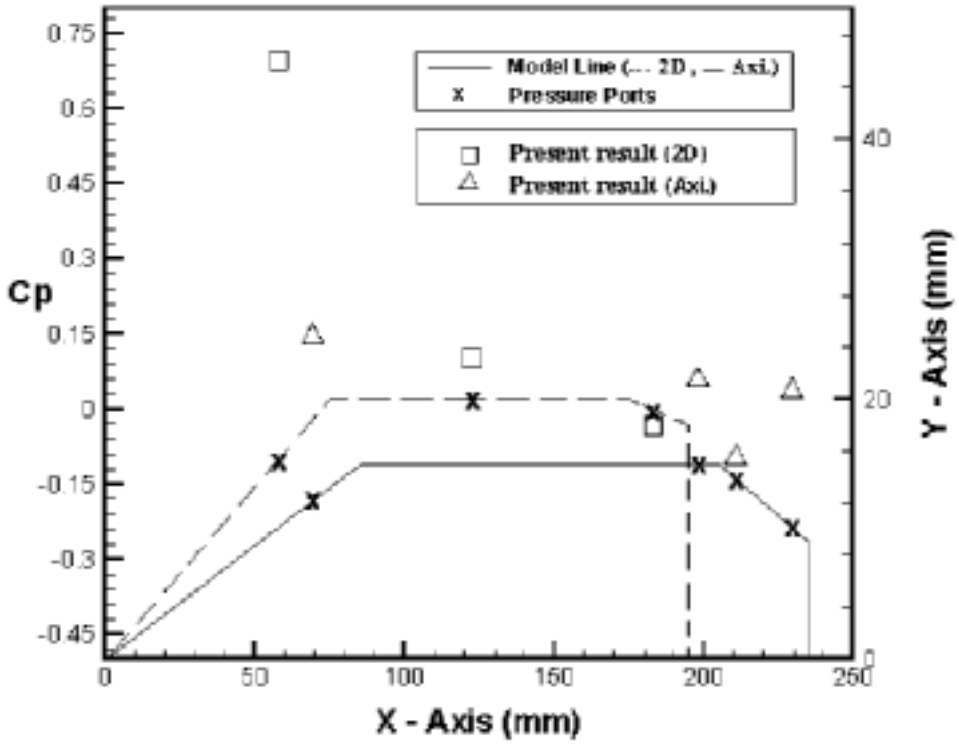
شکل۸ ـ ب) مدل تقارن محوری

شکل ۸ - شماتیک مدل‌های استفاده شده



شکل۹ - توزیع ضریب فشار روی مدل تقارن محوری و مدل دوبعدی، M_∞ = ۲/۰

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]



شکل۱۰ - توزیع ضریب فشار روی مدل تقارن محوری و دو بعدی، M_∞ = ۱/۵

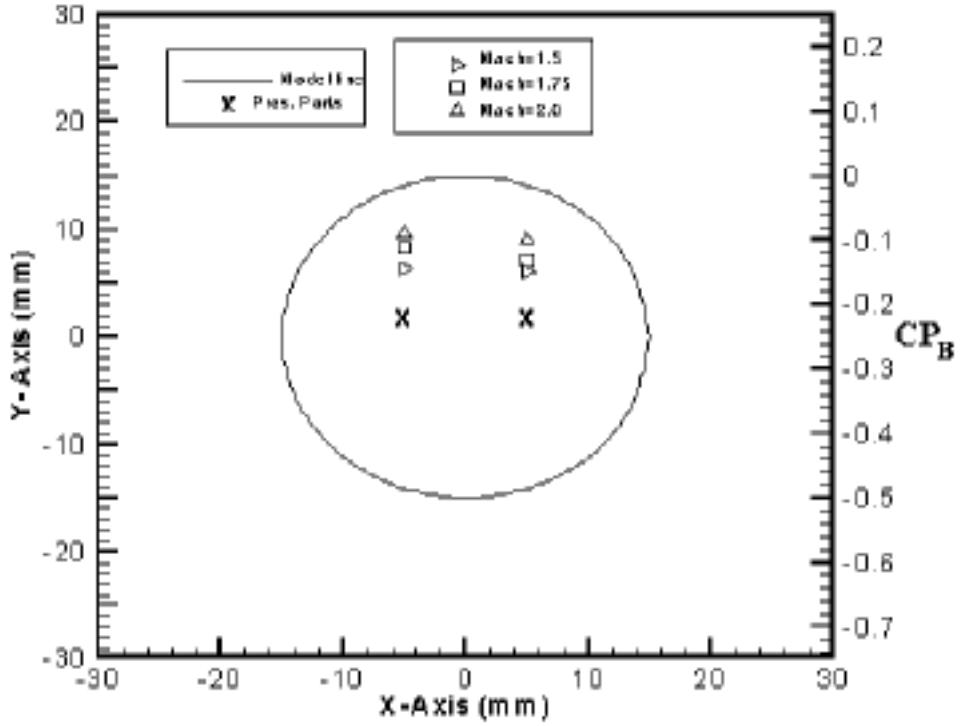
بیشتر آزمایشات برای به‌دست آوردن فشار مبنا فقط فشار در یک نقطه اندازه‌گیری می‌شود (البته دلیل دیگر اندازه مدل است که امکان اندازه‌گیری بیش از یک نقطه وجود ندارد). با مشاهده شکلهای (۱۱-الف) و (ب) مشخص می‌شود که فشار مبنا برای هر دو مدل در هر مقطع دارای توزیع ثابتی است که گواه صحت نتایج نظری است.

در شکل (۱۲) اثرات عدد ماخ روی ضریب فشار مبنا یک جسم ساده، پله که شماتیک آن در شکل (۳-ب) نشان داده شده است. نتایج حاصله از تونل باد با آخرین نظریه‌های موجود [۲و۱] مقایسه شده است. با افزایش عدد ماخ ضریب فشار مبنا، c_{P_B}، افزایش می‌یابد. در مقایسه با نظریه‌های موجود، نتایج نظریهٔ تانر [۱] از دقت بیشتری برخوردار است. در صورتی‌که به نظر می‌رسد نتایج حاصله از نظریهٔ کراست [۲] در عددهای ماخ بالا بهبود می‌یابد.

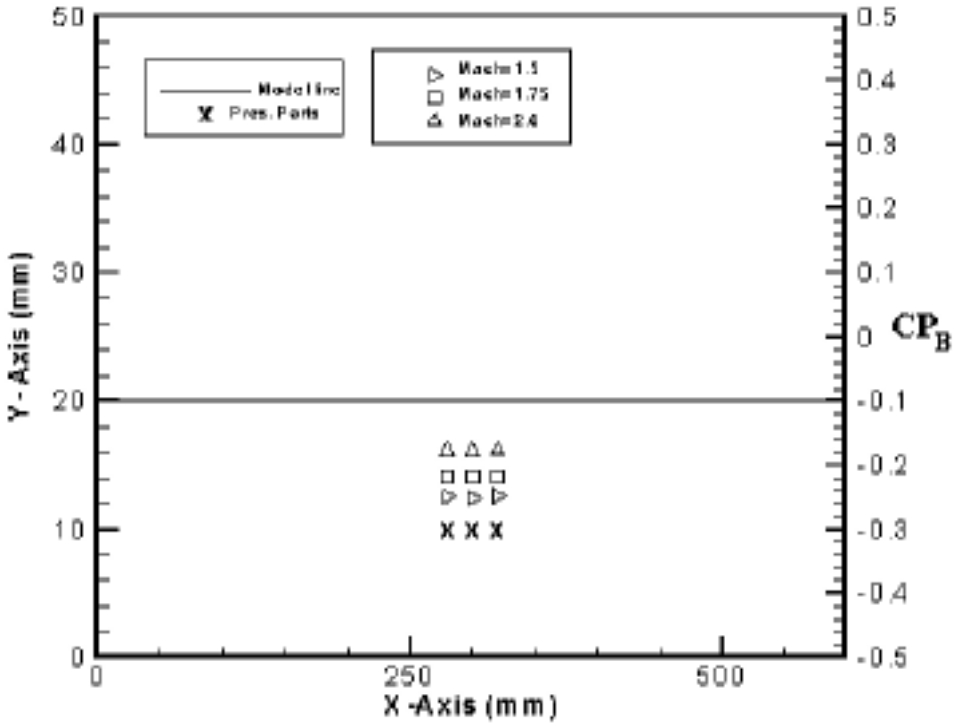
اثرات عدد ماخ روی ضریب فشار مبنا یک استوانه ساده در شکل(۱۳) با نتایج نظریه‌های موجود [۱] مقایسه شده است. شماتیک این استوانه در شکل(٤) آورده شده است. همانند شکل (۱۲) با ازدیاد عدد ماخ c_{P_B} افزایش می‌یابد ولی گام افزایش به مراتب کمتر از حالت مشابه برای جسم دو بعدی است. این به دلیل درجه آزادی بیشتر جریان روی اجسام تقارن محوری است. در مقایسه این دو شکل، (۱۲و۱۳)، دیده می‌شود که در عددهای ماخ آزمایش شده $|c_{P_B}|$ برای مدل دو بعدی به مراتب بیشتر از $|c_{P_B}|$ برای مدل تقارن محوری است. مقایسه نتایج نظری با نتایج آزمایش نشانگر آن است که برای اجسام تقارن محوری نظریهٔ تانر [۱] از دقت بیشتری برخوردار است.

در شکل (١٤) اثرات عدد ماخ روی ضریب فشار مبنای یک مدل دو بعدی که شماتیک آن در شکل (۸-الف) نشان داده شده است، با نتایج نظری مقایسه شده است. این جسم از ترکیب گوه، بدنه و دم قایقی تشکیل شده و فشار مبنا در انتهای دم

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]



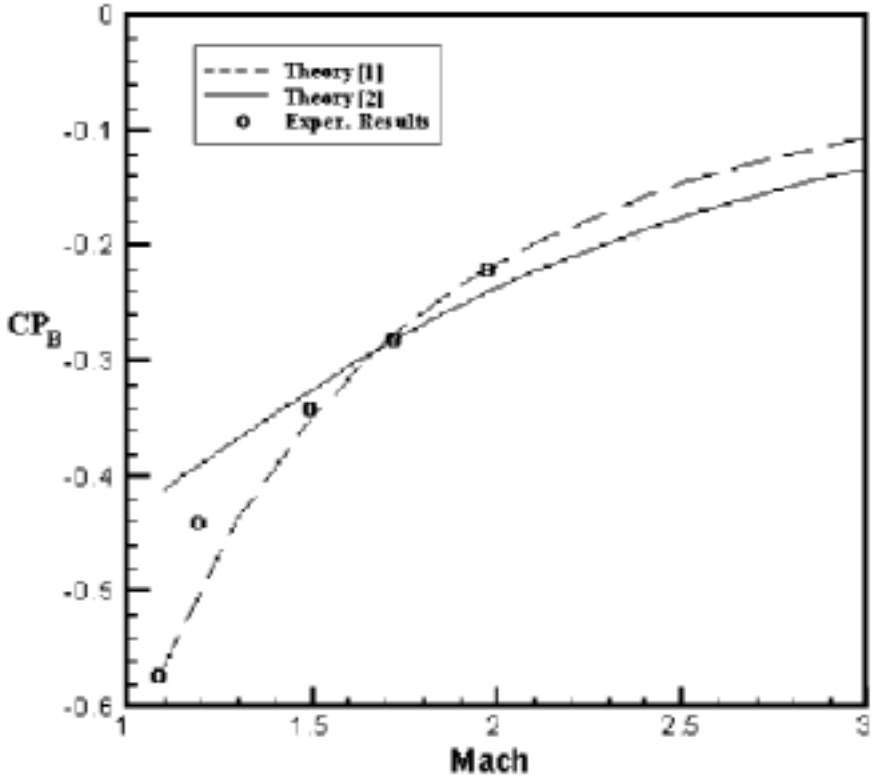
شکل ۱۱- الف) مدل دو بعدی



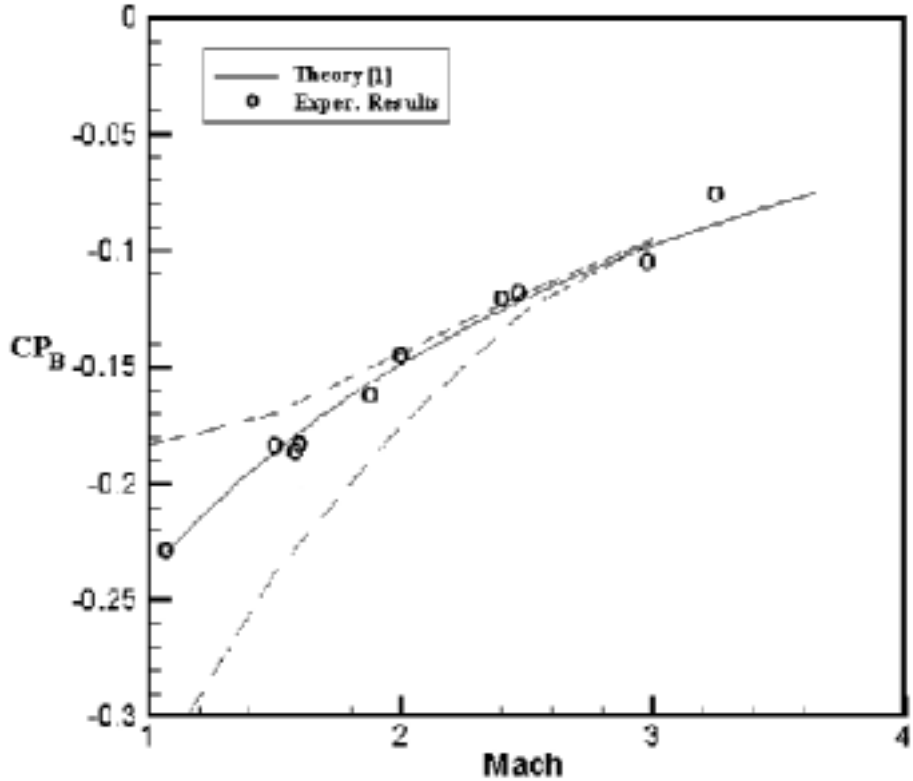
شکل ۱۱- ب) مدل استوانه‌ای (تقارن محوری)

شکل ۱۱- توزیع فشار مبنا پشت مدلها

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

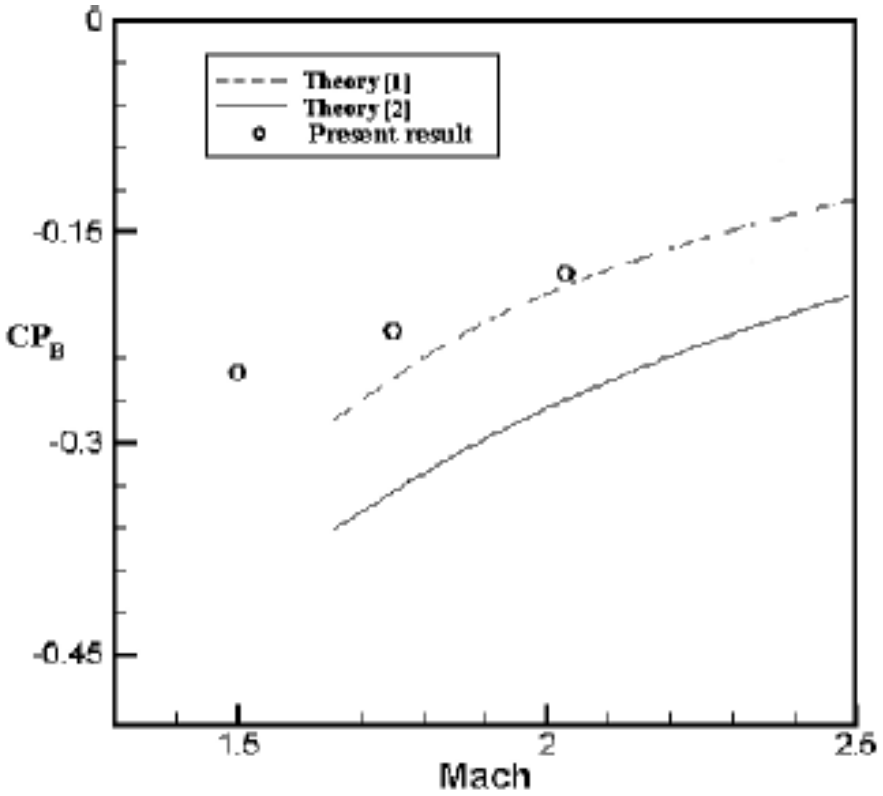


شکل۱۲- توزیع ضریب فشار مبنا نسبت به عدد ماخ (پله) [۱]

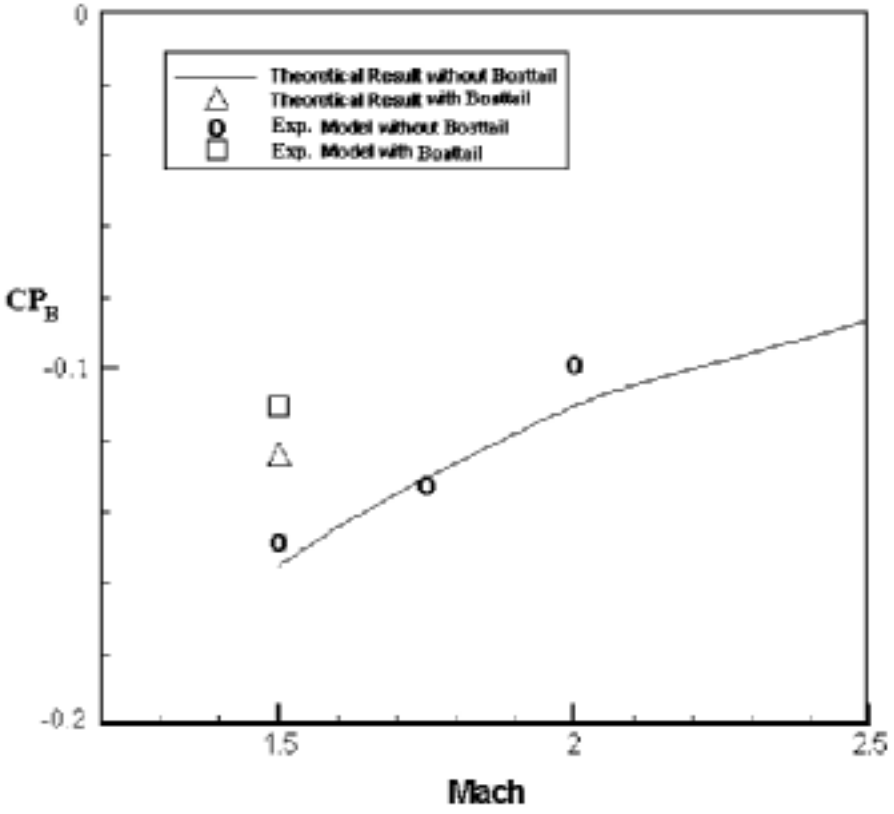


شکل۱۳- توزیع ضریب فشار مبنا نسبت به عدد ماخ (استوانه) [۱]

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]



شکل۱٤- توزیع ضریب فشار مبنا نسبت به عدد ماخ (دوبعدی)



شکل۱۵ - توزیع ضریب فشار مبنا نسبت به عدد ماخ (تقارن محوری ، روش تانر)

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

قایقی در دو نقطه اندازه‌گیری شده است. نتایج حاصله از تونل با نظریهٔ موجود [۱] مقایسه شده است. همان طوری که از شکل پیداست، در عددهای ماخ کوچکتر از $M_\infty = ۱/۵$ نتایج نظری از دقت خوبی برخوردار نیستند ولی به نظر می‌رسد در ماخ $M_\infty > ۲$ اختلافات کاهش می‌یابد. این پدیده به دلیل جدا شدن موج ضربه‌ای در عدد ماخ $M_\infty = ۱/۵$ از نوک گوه است. در مقایسه شکلهای(۱٤) و(۱۲) مشاهده می‌شود که در تمامی اعداد ماخ آزمایش شده $|c_{P_B}|$ پله بیشتر از $|c_{P_B}|$ جسم دو بعدی، شکل (۱۵)، است و همچنین با افزایش عدد ماخ گام کاهش $|c_{P_B}|$ پله از گام کاهش $|c_{P_B}|$ جسم دو بعدی به مراتب بیشتر است.

اثرات عدد ماخ روی ضریب فشار مبنا مدل تقارن محوری که شماتیک آن در شکل (۸-ب) آورده شده است در شکل(۱۵) نشان داده شده وبا نتایج نظریهٔ موجود [۱] مقایسه شده است. به نظر می‌رسد که در عددهای ماخ آزمایش شده برای این جسم، اختلاف نتایج نظری و تجربی به مراتب کمتر از نتایج جسم دو بعدی، شکل (۱٤)، است. در مقایسه این شکل با شکل (۱٤) باز هم اثرات سه بعدی بودن جریان که همان کاهش $|c_{P_B}|$ در کلیه عددهای ماخ است، مشاهده می‌شود. ضریب فشار مبنا، $|c_{P_B}|$، در مقایسه با نتایج مشابه شکل (۱٤) در اعداد ماخ آزمایش شده کمتر است. برای جسم تقارن محوری با دم قایقی فشار مبنا درعدد ماخ، $M_\infty = ۱/۵$، اندازه‌گیری شده در شکل (۱۵) آورده شده است. در مقایسه با نتایج نظری، به نظر می‌رسد که نظریهٔ مرجع [۱] قادر به پیش بینی دقیق c_{P_B} برای این اجسام، تقارن محوری با دم قایقی، نیست. برای صحت این نظریه لازم به انجام آزمایشات متعددی در عددهای ماخ مختلف وشکلهای متفاوتی است.

۷- نتیجه‌گیری

آزمایشهای متعددی روی مدلهای دو بعدی و تقارن محوری در سرعتهای مافوق صوت برای بررسی توزیع فشار و همچنین فشار مبنا در تونل باد سه منظوره انجام گرفته ونتایج به‌دست آمده با نظریه‌های موجود مقایسه شده است. نتایج حاصله حاکی ازآن است که دربیشتر شرایط نظریهٔ مرجع[۱] از دقت مناسبی برخوردار بوده و از این نظریه می‌توان برای محاسبهٔ فشار مبنا و نتیجتاً نیروی پسای حاصله برای محاسبه پسای کل مدلهایی که دارای سطح مبنا هستند و در این تونل آزمایش می‌شوند، استفاده کرد. لازم به ذکر است که در آزمایشهای اندازه گیری نیرو، بالانسهای داخلی قادر به اندازه‌گیری نیروی پسای مبنا نیستند لذا این آزمایشها برای بررسی دقت نظریه‌های موجود و نحوهٔ استفاده از آنها انجام گرفت.

قدردانی

نگارندگان از مسئولان محترم مرکز تحقیقات ایرودینامیک قدر دانشگاه امام حسین (ع) به دلیل در اختیار گذاشتن تونل باد سه منظوره آن مرکز و حمایتهای بی دریغ در انجام تحقیق فوق سپاسگزاری می‌کنند. همچنین از کارشناسان فنی مرکز که ما را در انجام آزمایشهای مربوطه یاری کردند، صمیمانه قدرانی و سپاسگزاری می‌شود.

واژه‌نامه

1. reattachment point

مراجع

1. Tanner, M., " Steady Base Flow, " *Journal of Aerospase Science* Vol.2, PP. 81-157, 1984.
2. Krost, H. H., "A Theory for Base Pressures in Transonic and Supersonic Flow," *Journal of Applied Mechanics*, PP. 593-600, 1956.
3. Chapman, D. R., "An Analysis of Base Pressure at Supersonic Flow," NACA Report 1051, 1951.
4. Zcurow M. J., and Hoffman J. D., *Gas Dynamic*, Vol. 2, Kriegor Publishing Company, 1985.

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]

5. Pope, A., and Goin K. L., *High Speed Wind Tunnel Testing*, Kriegor Publishing Company, 1978.
6. Claude, B., "Supersonic Base Flow Investigation Over Axisymmetric After Bodies", SPIE Vol. 2052, *Laser Anemometry Advances and Applications*, PP. 249-256,1993.
7. Oswatitsch, K., "Der Luftwiderstand Als Tintegral Des Entropiestromes," *Nachr. Akad Wiss Gottiugen, Math.-Phys.kl*., pp.88-90, 1945.
8. Nnetsvetailov, E. M., "A Study of the Base Pressure Behind Circular Steps," *TSAGI*, Uchenye Zapiski, Vol. 21, No. 5, pp. 124 – 127, 1990.
9. Lamb, J. parker, "A Review and Development of Correlations for Base Pressure and Base Heating in Supersonic Flow," Sandia National Labs, Albuquerque, NM, 1993.

۱۰. حقیری، ع.، " تعیین ضریب فشار قاعده به روش محاسباتی و تجربی در حالت دو بعدی و تقارن محوری، " پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیر کبیر، ۱۳۷۹.

[DOR: 20.1001.1.2251600.1383.23.1.10.6]