

بینه سازی نازل و دیفیوزر در تونل باد مافوق صوت

ابراهیم دامنگیر
مربی

نادر منتظرین
استادیار

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

چکیده

تونل باد مافوق صوت دانشگاه صنعتی امیرکبیر با فشار سکون بالا دست ۴۰۰ کیلو پاسکال و در زمان کارکرد حداکثر ۱۰ ثانیه برای سطح مقطع آزمایش ۱۰ × ۲۰ سانتیمتر، به جریان با عدد ماخ ۱/۴ دست یافته بود. در این تحقیق سه نازل برای اعداد ماخ ۱/۷۷ و ۲/۳۲ و ۳/۱۴ با در نظر گرفتن جریان دو بعدی و اثر لایه مرزی طراحی، ساخته و آزمایش شدند. نتایج آزمایش‌هایی که در اعداد ماخ کمتر صورت گرفت، مطابقت بیشتری با تئوری مربوطه داشتند. در بخش بعدی برای بالا بردن راندمان دیفیوزر، استفاده از دیفیوزر موج ضربه قائم پیشنهاد شده است. دو تصحیح فوق به همراه اعمال مکش لایه مرزی در محل وقوع موج ضربه، فشار سکون مورد نیاز تونل را برای دستیابی به عدد ماخ ۱/۷ تا ۱۴۱ کیلو پاسکال کاهش، و زمان عملکرد را تا ۴ برابر افزایش داده‌اند.

The Supersonic Wind Tunnel Nozzle and Diffuser Optimization

N. Montazerin
Assist. Prof.

A. Damangir
Lecturer

School of Mechanical Engineering Amirkabir
University of Technology

Abstract

The supersonic wind tunnel at AmirKabir University of Technology has shown $M=1.4$ for an upstream stagnation pressure of 400 kPa during a 10s runtime and in a $10 \times 20 \text{ cm}^2$ test section. In the present investigation, three nozzles for $M=1.77, 2.32$ and 3.12 are designed, constructed and tested. Two dimensional flow at the throat, and boundary layer thickness are taken into consideration. Lower Mach Number tests in the above range demonstrated a closer agreement between theory and practice. A normal shock wave diffuser is suggested to improve diffusion efficiency. The two modifications accompanied with boundary layer suction in the vicinity of the shock wave, reduce the tunnel upstream stagnation pressure to 141 kPa, and multiply runtime by 4 at a Mach Number of 1.7.

۱- مقدمه

امروزه در بسیاری از دستگاه‌های مهندسی، جریان مافوق صوت به صورت مقطعی یا عمومی صورت می‌گیرد. علاوه بر هواپیماهای مافوق صوت، می‌توان از توربین‌ها، توربوکمپرسورها و اژکتورها در این زمینه نام برد. معادلات جریان در این شرایط از هذلولی برای حالت مادون صوت، به سهموی تغییر شکل یافته و رفتار سیال کاملاً دگرگون می‌شود. حضور امواج ضربه‌ای و انبساطی و تداخل آنها با لایه مرزی از پیچیدگی‌های شناخته شده این جریان‌ها می‌باشند.

تونل باد مافوق صوت دانشگاه صنعتی امیرکبیر در [۱] گزارش شده است. حجم مخزن تونل ۵ مترمکعب بوده که هوای فشرده تا ۱۳ اتمسفر، در آن ذخیره می‌گردد. در این گزارش سطح مقطع محل آزمایش 5×10 سانتیمتر مربع می‌باشد و نازل تونل باد با استفاده از متد مشخصه‌ها و با فرض جریان یک بعدی در گلوگاه و بدون در نظر گرفتن اثر لایه مرزی، برای دستیابی به عدد ماخ ۲ طراحی شده است. دیفیوزر تونل باد از دو گوشه مقعر تشکیل شده تا بازیابی فشار با تشکیل امواج ضربه‌های مایل و موج ضربه قائم نهایی، صورت پذیرد [۲]. در [۱] تشکیل امواج ضربه قبل از منطقه آزمایش، زمان کوتاه عملکرد (حداکثر ۱۰ ثانیه)، و فشار سکون نسبی لازم به میزان حداقل ۴ اتمسفر گزارش شده است.

[۳] و [۴] آزمایش‌های مقدماتی جهت تعیین دقیق جریان حاکم در نازل و دیفیوزر را انجام داده‌اند. برای این آزمایش‌ها دیواره‌های نازل و دیفیوزر با پلکسی گلاس تعویض شدند و عکسبرداری از جریان، توسط سیستم شیلیرن [۵] صورت گرفت. شکل (۱) که از نتایج این آزمایش‌ها اخذ شده حاکی از تشکیل امواج ضربه قبل از منطقه آزمایش می‌باشد.

تصاویر شیلیرن از بخش نازل نشان می‌دهند که علت تشکیل موج قبل از قسمت آزمایش تونل، وجود یک ناپیوستگی انحناء، در منحنی نازل است. در محل این ناپیوستگی یک موج ضربه مایل تشکیل شده و پس از برخورد به دیواره‌های مقابل به سمت پایین دست انعکاس پیدا می‌کند. این امر نه تنها از دستیابی به عدد ماخ طراحی جلوگیری می‌نماید، بلکه باعث افزایش آنتروپی و کاهش فشار سکون در نازل می‌گردد.

تصاویر شیلیرن از بخش دیفیوزر نشان می‌دهند که علیرغم افزایش فشار سکون تا ۵ اتمسفر، موج ضربه

قائم هنوز بلعیده نشده و در دهانه ورودی باقیمانده است. در طراحی این دیفیوزر، اثر لایه مرزی در نظر گرفته نشده بود و چنانچه مشاهده می‌شود در اثر ضخامت جابجائی لایه مرزی، گلوگاه واقعی آن کوچکتر از حد پیش‌بینی شده برای بلعیدن موج ضربه می‌باشد. در این مقاله نازل و دیفیوزر تونل باد به طور جداگانه مورد بررسی قرار گرفته و برای هر کدام یک طرح جدید ساخته و آزمایش شده است.

۲- طراحی و تست نازل

۲-۱- طراحی نازل مافوق صوت

یک بسته نرم‌افزاری جهت طراحی کلی نازل‌ها تهیه شده است که در آن متد مشخصه‌ها برای طراحی نازل با یک متد انتگرالی برای در نظر گرفتن اثر لایه مرزی ترکیب شده‌اند [۴]. جزئیات کامل متد مشخصه‌ها در [۶] آمده است. شرایط اولیه در گلوگاه نازل شامل منحنی صوتی و منحنی $\tilde{v}=0$ می‌باشد، که از متد sauer به دست آمده‌اند.

تغییرات سطح نازل برای انبساط اولیه، با استفاده از یک منحنی درجه چهارم برای دیواره حاصل می‌شود. حل این منطقه، به نقطه‌ای روی محور منتهی می‌گردد که عدد ماخ آن همان عدد طراحی نازل است. شکل باقی مانده دیواره نازل با اعمال معادله پیوستگی و کنترل شرط بقاء جرم روی خطوط ماخ چپ‌رو به راحتی حاصل می‌آید. پس از محاسبه هندسه نازل به روش فوق، لازم است به خاطر اثر چسبندگی و کند شدن جریان در نزدیک دیواره‌ها، عرض نازل از هر طرف به اندازه ضخامت جابجائی لایه مرزی افزایش یابد. در این مورد معادله انتگرالی لایه مرزی به روش رانگ - کوتا از محل گلوگاه نازل با اقتباس از [۷] حل گردید، تا ضخامت جابجایی در هر محل از نازل به دست آید، سپس مقادیر محاسبه شده به کنتر نازل اضافه گردید.

با استفاده از نرم‌افزار فوق، در ابتدا دو بررسی برای فهم تأثیر انحناء گلوگاه بر تغییرات عدد ماخ روی دیوار یا بر طرح نازل و همچنین میزان اثر لایه مرزی بر طرح نازل صورت گرفت.

شکل بخش واگرای نازل، اثر عمده‌ائی روی نحوه تغییرات عدد ماخ دارد و شعاع انحناء گلوگاه نیز با تأثیر گذاردن بر روی شکل منحنی صوتی، همین تغییرات را تشدید می‌نماید. شکل (۲) که برای نازل‌هایی با عدد ماخ طراحی $2/23$ ولی با شعاع انحناء مختلف در بخش

مادون صوت رسم شده، نشان می‌دهد که در نازل‌های مسطح شیب تغییرات عدد ماخ روی دیواره در نقطه تقعر دچار شکست می‌شود. در برخی شعاع‌های انحناء گلوگاه، بعد از نقطه تقعر کاهش عدد ماخ رخ می‌دهد. در نسبت شعاع ۲ این کاهش ملایم بوده و به همین دلیل، بدون اطلاع از مزیت احتمالی آن، از این نسبت برای طراحی نازل‌های تونل استفاده شده است.

در نسبت شعاع انحناء بزرگ تر از ۲ کاهش عدد ماخ دیده نمی‌شود، اما در این موارد نقطه میان‌یابی روی خط حل نهایی در فرآیند نقطه معکوس دیواره، بین دو نقطه مجاور نبوده و از نقاط پایین‌تر برای میان‌یابی استفاده می‌شود و به نظر می‌رسد که استفاده از شعاع انحناء زیاد، به از دست رفتن نقاط حل در نزدیکی دیواره و نتیجتاً به کاهش دقت حل می‌انجامد. ناپیوستگی عدد ماخ در نواحی حل متد مشخصه‌ها از نظر ریاضی بلامانع می‌باشد. مشابه این ناپیوستگی عدد ماخ برای شعاع‌های انحناء گوناگون روی محور نازل هم دیده می‌شود (شکل ۳). مسأله ناپیوستگی شیب سرعت روی دیواره، در مورد نازل‌های با تقارن محوری، شدت کمتری داشته و حتی با انتخاب انحناء مناسب می‌توان آن را از بین برد [۴]. برای ملاحظه اثر لایه مرزی، ضخامت لایه مرزی محاسبه شده برای سه نازل مختلف در جدول (۱) مقایسه شده است و دیده می‌شود که این مقدار در عدد ماخ ۳/۱۲، ۳، ۳٪ ارتفاع خروجی از نازل است. اگر چه این ضخامت با افزایش طول نازل و افزایش عدد ماخ بیشتر می‌شود، اما محاسبات کلاسیک [۶] نشان می‌دهد که با افزایش عدد ماخ حساسیت آن نسبت به تغییرات سطح مقطع کمتر می‌شود. بنابراین میزان تغییرات عدد ماخ در اثر نادیده گرفتن تأثیر لایه مرزی کمتر از یک درصد تخمین زده می‌شود.

تعیین تأثیر رشد لایه مرزی روی دیواره‌های جانبی و همچنین تأثیر گوشه‌ها روی جریان اصلی مشکل بوده و نمی‌توان معیار دقیقی برای در نظر گرفتن این تصحیح به صورت افزایش ارتفاع کنتور نازل تعیین کرد. اما بدیهی است که رشد لایه مرزی روی دیواره‌های جانبی قابل مقایسه با رشد لایه مرزی روی کنتور نازل است.

۲-۲- آزمایش‌های نازل

سه نازل برای اعداد ماخ ۱/۷۷ و ۲/۳۲ و ۳/۱۲ به ترتیب با ارتفاع گلوگاه ۲۱ و ۱۳ و ۶ میلی‌متر ساخته شدند. سطح مقطع محل آزمایش ۳×۳ سانتیمتر برای

تمام نازل‌ها انتخاب شد. ساخت و آزمایش نازل‌های با تقارن محوری پیچیده تر از نازل‌های مسطح بوده و برای این تحقیق اولیه مناسب تشخیص داده نشدند. ابعاد انتخابی نیز که کوچکتر از تونل باد [۱] است، ضمن افزایش زمان کار تونل، از تأثیر تیرانس‌های ساخت و نصب قطعات روی عملکرد نازل مبرا می‌باشند.

برای سادگی در ساخت، نازل‌های ساخته شده تنها دارای یک سطح خمیده بوده و سطح‌های دیگر آنها تخت است. ضخامت لایه مرزی روی سطح مسطح، با استفاده از توزیع سرعت روی محور در حل جریان توسط روش مشخصه‌ها، محاسبه شده است.

مشاهده جریان در آزمایش‌ها توسط سیستم شیلینر و اندازه‌گیری فشار توسط مانومتر جیوه‌ای صورت پذیرفته است. عدد ماخ در خروجی از نازل با اندازه‌گیری فشار سکون ورودی و فشار استاتیک خروجی نازل و به کمک $(A/A^*)/(p/P_0)$ که تابعی از عدد ماخ است، به دست می‌آید. برای اندازه‌گیری توزیع فشار استاتیکی در طول نازل، سوراخ‌هایی به قطر ۰/۷ میلی‌متر تعبیه شدند که به یک بانک مانومتر جیوه‌ای متصل بودند.

نتایج اندازه‌گیری انجام شده روی نازل طراحی شده برای عدد ماخ ۱/۷۷ در شکل (۴) آمده است. افزایش فشار سکون در ورودی موجب انبساط بیشتر جریان می‌گردد، چرا که این امر ضخامت لایه مرزی را کاهش داده و سطح مقطع حقیقی جریان خروجی بزرگتر می‌شود. در بالاترین حالت فشار سکون که امواج ضربه از نازل کاملاً خارج شده‌اند، عدد ماخ به میزان ۱/۶۹ اندازه‌گیری شد که ۴/۵٪ از میزان طراحی، انحراف نشان می‌دهد.

یک سری آزمایش دیگر این نازل، با مکش لایه مرزی در دیفیوزر انجام شده و تنها نسبت فشار در خروجی از نازل اندازه‌گیری شده است (شکل ۵)، که در این مورد عدد ماخ اندازه‌گیری شده همان ۱/۷۷ می‌باشد. اثر افزایش فشار سکون به همراه تأثیر مکش مشترکاً نشانگر این امر هستند که محاسبات لایه مرزی ضخامتی کمتر از مقدار واقعی به دست می‌دهند و جهت دستیابی به عدد ماخ طراحی، تصحیح در این زمینه ضروری می‌باشد.

توزیع فشار استاتیک اندازه‌گیری شده برای نازل با عدد ماخ ۲/۳ در شکل (۶) ارائه شده است که در این مورد عدد ماخ برای کمترین فشار سکون ورودی

اندازه‌گیری شده، $0.4/2$ می باشد که تا میزان طراحی 12% فاصله دارد. آخرین مورد، توزیع فشار برای نازلی که برای عدد ماخ $3/12$ طراحی شده می باشد که در شکل (۷) آمده است. در این مورد نیز عدد ماخ اندازه‌گیری شده $2/49$ است که 20% تا میزان طراحی فاصله دارد.

چنانچه مشاهده می شود با بالا رفتن عدد ماخ، نتایج آزمایش‌ها از طراحی بیشتر فاصله می‌گیرند. اگر چه اثر مکش لایه مرزی تنها برای نازل $M = 1/77$ نشان داده شد، اما چون با افزایش عدد ماخ، حساسیت آن نسبت به تغییرات سطح مقطع کمتر می‌شود، اثر ضخیم تر شدن لایه مرزی نیز می‌باید با افزایش عدد ماخ کاهش می‌یافت.

فرض‌های صحیح در مورد گلوگاه، عملاً به طراحی نازل، کمک بسزائی می‌نماید. نه تنها پروفیل سرعت در گلوگاه به دلیل شکل بخش همگرا و محاسبه متد Sauer نیاز به بررسی مجدد دارند، بلکه ضخامت فرض شده برای لایه مرزی در گلوگاه نیز کاملاً تقریبی می‌باشد. فرض دو بعدی بودن جریان نیز قابل بررسی بیشتر است. اثر جریان در گوشه‌های کانال اگر به بلوکه شدن بخشی از کانال بیانجامد، اعداد ماخ کمتر از میزان طراحی غیر قابل پیش بینی نمی‌باشند.

نحوه اندازه‌گیری عدد ماخ در مقطع آزمایش، نیاز به بازنگری دارد چرا که متد استفاده شده از یک تئوری ساده تک بعدی و با فرض پروفیل سرعت یکنواخت در گلوگاه و مقطع آزمایش به دست آمده است.

۳- طراحی و تست دیفیوزر

۳-۱- طراحی دیفیوزر مافوق صوت

تئوری دیفیوزر مافوق صوت تونل باد، روش انتخاب ابعاد گلوگاه ثانویه و نحوه قرار دادن موج ضربه در بخش واگرا در اغلب مراجع تشریح شده است [۶]. مشکل اساسی این نوع دیفیوزر، راه‌اندازی آنست، چرا که برای دیفیوزر با گلوگاه ثابت، با بالا رفتن عدد ماخ، بلعیدن موج مشکل شده و طراحی و ساخت دیفیوزر با گلوگاه متغیر نیز از پیچیدگی خاص خود برخوردار است. در هر صورت وجود لایه مرزی باعث وقوع قطار امواج ضربه خواهد بود.

در دیفیوزر موج ضربه مایل، افت فشار ظاهراً کمتر است، اما استفاده از این مدل حداقل برای اعداد ماخ پایین (کمتر از ۲) توجیه پذیر نیست. اولاً امواج ضربه مایل در

اعداد ماخ پایین اشکال پیچیده‌ائی در نزدیکی دیواره به خود می‌گیرند که بر طراحی هندسه کانال بعد از اولین موج تأثیر می‌گذارد و ثانیاً وقوع موج ضربه عمودی و اثر لایه مرزی اجتناب ناپذیرند.

ساده‌ترین نوع دیفیوزن مافوق صوت، استفاده از موج ضربه عمودی در انتهای مقطع آزمایش می‌باشد [۱۱]. بدیهی است وقوع یک موج به تنهایی فقط با مکش لایه مرزی ممکن بوده و در غیر این صورت همواره قطار امواج تشکیل می‌گردد. در [۸] نشان داده شده که بلافاصله بعد از اولین موج ضربه قائم، بازیابی فشار به مراتب کمتر از مقدار پیش بینی شده از تئوری تک بعدی است. با افزودن طول کانال به تدریج فشار بازیابی شده افزایش یافته و این روند تا طول خاصی که عمدتاً تابعی از عدد ماخ و ارتفاع کانال است، ادامه می‌یابد. بیش از اندازه بودن طول کانال با توجه به روابط خط فانو، باعث کاهش فشار در اثر وجود اصطکاک می‌گردد. این سیستم هر چند در تئوری دارای راندمان بالائی در مقایسه با سایر روش‌ها نیست، ولی دارای مزیت‌هایی از قبیل سادگی در ساخت و سهولت در استفاده است. به علاوه، اطمینان از وقوع موج ضربه قائم و حذف قطار موج ضربه، می‌تواند با استفاده از مکش لایه مرزی صورت گیرد. در [۹] تأثیر مکش لایه مرزی بر روی نحوه برخورد موج ضربه با دیواره نشان داده شده است. در نبود مکش، موج انعکاسی ترکیبی از تراکمی و انبساطی بوده و خود باعث کاهش بازیابی فشار از طریق جدایی جریان از سطح می‌گردد. با ایجاد مکش کافی بر روی دیواره در محل برخورد موج ضربه با لایه مرزی، انعکاس کاملاً ایده‌آل خواهد بود. در [۱۰] نشان داده شده است که با مکش حتی کمتر از یک درصد از جریان اصلی، می‌توان طول منطقه موج ضربه را کنترل نمود و بازیابی فشار را تا حد موج ضربه عمودی نزدیک کرد.

جریان مافوق صوت تولیدی در نازل در بخش ۲ مستقیماً به دیفیوزر هدایت می‌شود و بنابراین سطح مقطع آزمایش 3×3 سانتیمتر و محدوده عدد ماخ دیفیوزر بین $2/49 - 1/69 = M$ خواهد بود. مطابق با تئوری یک بعدی، راندمان یک دیفیوزر موج ضربه قائم که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\eta = \frac{(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2) (\frac{P_{t2}}{P_{t1}})^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\frac{\gamma-1}{2} M_1^2}$$

در این محدوده از عدد ماخ بین $88/4$ الی $67/8$ درصد می باشد. با توجه به نکاتی که بیان شد، دیفیوزر موج ضربه قائم که تنها از یک کانال ساده تشکیل می گردد، به عنوان دیفیوزر جدید انتخاب می شود. [۱۱] طول بازیابی فشار را ۸ الی ۱۲ برابر ارتفاع، با توجه به عدد ماخ طراحی، پیشنهاد نموده است که ۲۸ سانتیمتر انتخاب شده در این مورد $9/33$ برابر ارتفاع می باشد.

برای مکش لایه مرزی، لازم بود تا سطوح فوقانی و تحتانی دیفیوزر، قابلیت عبور جرم را به نحوی داشته باشند که هیچ گونه تأثیر جنبی مخرب روی جریان اصلی حاصل نشود. بنابراین متجاوز از هزار سوراخ با مت $0/8$ میلیمتر بر روی سطح دیفیوزر ایجاد شد. به منظور اندازه گیری فشار و کنترل مکش در هر سطح دیفیوزر، سوراخ کاریها در چهار موقعیت انجام شدند، تا فضای لازم جهت عبور لوله فشارسنج وجود داشته باشد [۳].
مکنده مورد استفاده همان کمپرسور اصلی خواهد بود که پس از پر نمودن مخزن، ورودی آن تغییر داده می شود.

۲-۲- آزمایش های دیفیوزر و تحلیل نتایج

در استفاده از دیفیوزر موج ضربه قائم، وقوع پدیده خط فانو همواره امکان پذیر است. این پدیده باعث می شود موج ضربه تشکیل شده در نازل، بلعده نشده و عملاً کنترل تونل غیر ممکن شود. تجربیات اولیه نشان دادند، دقت در پرداخت سطوح دیفیوزر می تواند از وقوع این پدیده جلوگیری نماید. آزمایش های دیفیوزر با سه نازل ساخته شده برای اعداد ماخ $1/77$ ، $2/26$ و $3/12$ انجام شده اند. چنانچه در بخش نازل اشاره شد این نازل ها به ترتیب به اعداد ماخ $1/69$ ، $2/04$ و $2/49$ دست می یابند. در هر مورد آزمایش ها ابتدا بدون مکش لایه مرزی انجام گرفت و سپس با اعمال مکش، تأثیر این کنترل بر عملکرد تونل نشان داده شده است.

الف- دیفیوزر برای $M = 1/69$

تصاویر شکل (۸) نشان دهنده عملکرد این دیفیوزر می باشد، که قطار موج ضربه از ابتدای دیفیوزر (نقطه ۰) شروع شده است. شکل (۹) بازیابی فشار در این دیفیوزر را نشان می دهد که در طولی معادل ۴ برابر ارتفاع کانال صورت می گیرد. در پایین دست نقطه ماکزیمم بازیابی، افت فشار اصطکاکی با شیب ملایم صورت می پذیرد که به نوبه خود موجب کاهش راندمان

کلی تونل می شود. راندمان دیفیوزر برابر 76% است که با ماکزیمم راندمان ممکن از وقوع تک موج ضربه، یعنی $88/3\%$ مقایسه می شود. در شکل (۱۰) نشان داده شده که افزایش فشار سکون بالا دست، که باعث حرکت قطار موج ضربه به درون دیفیوزر می شود (شکل ۸)، به کاهش راندمان منجر می گردد. طول بازیابی نیز تا ۵ برابر ارتفاع کانال اضافه خواهد شد که این اثر در شکل (۱۱) به طور مجزا نشان داده شده است.

چنانچه قبلاً گفته شد انتظار می رود اعمال مکش حتی به میزان کمتر از یک درصد اثر قابل توجهی روی عملکرد دیفیوزر داشته باشد. در سیستم فعلی از ورودی کمپرسور برای مکش لایه مرزی استفاده شد، اما به دلیل محدودیت مکش دستگاه و مقطعی بودن آزمایش، اندازه گیری دبی با دقت کافی ممکن نگشت و فقط به نتایج کیفی بسنده شد.

در شکل (۱۲) تغییرات فشار در طول بازیابی در دو حالت یکی با اعمال مکش و دیگری بدون آن با هم مقایسه شده است. مکش به طور پیوسته و در تمام طول بازیابی اعمال شده است. در هر دو حالت قطار موج ضربه در ابتدای دیفیوزر شروع می شود. دو مزیت مشخص برای اعمال مکش، یکی کاهش فشار سکون ورودی مورد نیاز به میزان 15% ، تا $141/3$ کیلو پاسکال، و دیگری افزایش راندمان تا 82% می باشد. طول بهینه بازیابی، تغییرات عمده اشی نداشته است.

شکل (۱۳) اثر نحوه اعمال مکش را مشخص می کند. در فشارهای سکون 150 کیلو پاسکال، و $141/3$ کیلو پاسکال مکش به ترتیب در زیر موج ضربه اول به صورت متمرکز و یا در زیر امواج ضربه به صورت گسترده اعمال شده که نتایج مشابهی به همراه داشته است. در فشار سکون 196 کیلو پاسکال مکش در بالا دست اولین موج، به منظور کاهش ضخامت لایه قبل از وقوع موج، اعمال شده که اثر مخرب آن دیده می شود.

ب- دیفیوزر برای $M = 2/04$ و $M = 2/49$

شکل های (۱۴) و (۱۵) عملکرد دیفیوزر موج ضربه قائم را برای دو عدد ماخ فوق نشان می دهند. در هر مورد قطار موج ضربه در ابتداء دیفیوزر شروع شده است. طول دیفیوزر مشابه حالت قبل 28 سانتیمتر می باشد. این طول که برای حالت قبل بلند انتخاب شده بود در این دو حالت انتظار می رفت به ترتیب مساوی و یا کمتر از طول بازیابی لازم باشد.

با بهبود جزئی روبرو خواهد بود. در عدد ماخ $2/49$ طول بازیابی می باید به مقدار قابل توجهی افزایش یابد تا ضریب عملکرد به مقادیر بالاتری برسد.

۴- نتیجه گیری

بهینه سازی نازل و دیفیوزر، تونل باد مافوق صوت را تا یک نمونه آزمایشگاهی مناسب ارتقاء داده است. دستیابی به یک منطقه جریان مافوق صوت یکنواخت اکنون کاملاً قطعی می باشد. ضخامت لایه مرزی بیش از حد پیش بینی شده، بوده و این به اثر گوشه ها و یا دیواره های کناری نسبت داده می شود. تغییرات درجه حرارت سکون در یک نمونه کاری، با افزایش حجم هوای ذخیره شده قابل حذف می باشد.

تعیین مقدار دقیق عدد ماخ در تونل نیز نیازمند بررسی های دقیق تری می باشد که نتیجه آنها باید با اندازه گیری سرعت جریان در کانال کنترل شود.

۵- قدردانی

تحقیقات انجام شده با حمایت معاونت پژوهشی دانشگاه صنعتی امیرکبیر به صورت دو پروژه کارشناسی ارشد آقایان محمد شهبازی و کیان مهرآوران بوده است که از آنان سپاسگزاری می شود.

H	ارتفاع کانال
To	درجه حرارت سکون
L	طول نازل
η	راندمان دیفیوزر

در شکل (۱۴) بازیابی فشار در تمام طول دیفیوزر صورت گرفته است. به نظر می رسد با افزایش طول دیفیوزر بازیابی بیشتری ممکن می بود چرا که راندمان حاصل در این مورد $6/69\%$ است که با $8/78\%$ حداکثر راندمان مقایسه می شود. عملکرد دیفیوزر $M = 2/49$ نیز که در شکل (۱۵) نشان داده شده، تشابه بسیار به حالت قبل دارد و $2/48\%$ راندمان حاصل با $8/67\%$ حداکثر راندمان ممکن مقایسه می شود.

مکش لایه مرزی در هر دو مورد بدون حاصل بود، چرا که اتصال خروجی کمپرسور به مخزن فشار بالا میزان مکش آنرا کاهش داده بود. اما به نظر رسید کمبود توان کمپرسور برای اعمال مکش لازم دلیل اصلی عدم بهبود راندمان باشد.

سه آزمایشی که با اعداد ماخ مختلف انجام شدند، نشان می دهند که بازیابی فشار می باید با آنچه از یک موج ضربه عمودی انتظار می رود سنجیده شود. برای بهتر نشان دادن این امر پارامتر جدیدی به نام ضریب عملکرد تعریف می شود که نسبت راندمان دیفیوزر به راندمان مورد انتظار از موج ضربه عمودی در همان عدد ماخ است. در شکل (۱۶) ضرایب عملکرد سه دیفیوزر نسبت به عدد ماخ مقایسه شده اند. عملکرد مشابه دو دیفیوزر $1/69$ و $2/04$ با کمی تغییرات در طول بازیابی

علائم و اختصارات

Po	فشار سکون
P	فشار استاتیک
M	عدد ماخ
d	ضخامت لایه مرزی

مراجع

- [۱] منتظرین، نادر «پروژه تونل باد مافوق صوت در دانشگاه صنعتی امیرکبیر»، اولین کنفرانس سالانه انجمن مهندسين مکانیک ایران، ۱۳۷۱.
- [2] Anderson, J.D. "Compressible Fluid Flow, A Historical Perspective" 2nd edition, McGraw Hill, 1992.
- [۳] شهبازی، محمد «بهینه سازی دیفیوزر تونل باد مافوق صوت»، پروژه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی مکانیک، ۱۳۷۲.
- [۴] مهرآوران، کیان «طراحی، ساخت و آزمایش نازل تونل باد مافوق صوت با در نظر گرفتن اثر لایه مرزی»، پروژه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی مکانیک، ۱۳۷۲.
- [5] پورتراب، مهرداد «بهبود تونل باد مافوق صوت، طراحی و ساخت دستگاه شیلیرن و خشک کن هوا»، پروژه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی مکانیک، ۱۳۷۱.
- [6] Zucrow M.J., Hoffmann J.D. "Gas Dynamics" Vol. 1, John Wiley & Sons, New York, 1976.
- [7] Sasman P.K., Cresci R.J., "Compressible Turbu-

lent Boundary - Layer with Pressure Gradient and Heat Transfer". Journal of the American Institute of Aeronautics and Astronautics, vol. 4, No. 1, Jan 1966, PP 19-25.

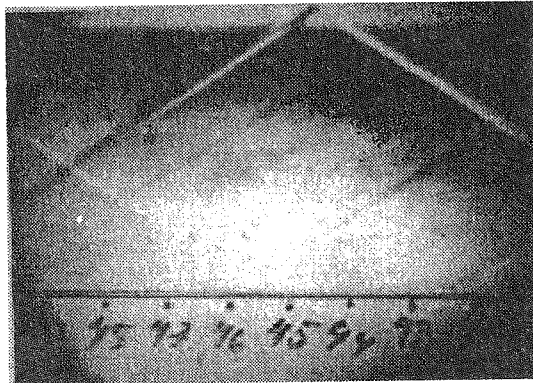
[8] Merkli P.E. "Pressure recovery in rectangular constant area supersonic diffusers" AIAA Journal vol. 14, No. 2, 1976.

[9] Lee D.B., Leblanc R. "Oblique shock wave - turbulent boundary layer interaction with suc-

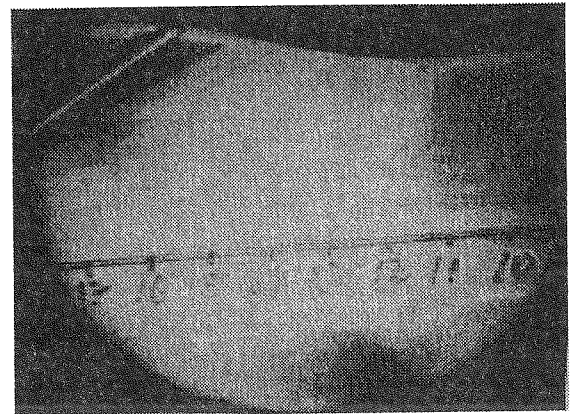
tion."Aeronautical Journal, 1984.

[10] Cohen C.B., Valerino A.S., "Investigation of operating pressure ratio of a supersonic wind tunnel utilizing distributed boundary layer suction in test section" NACA RME 50 H 04.

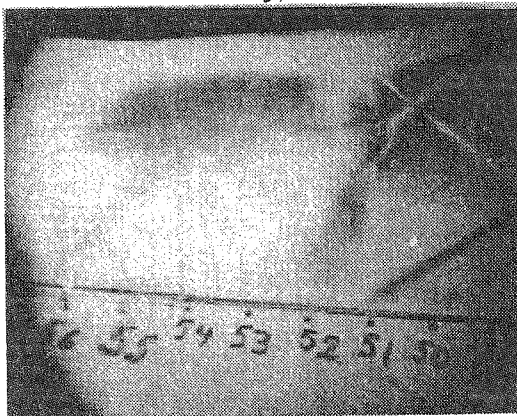
[11] Neumann E.P., Lustwerk F. "Supersonic Diffusers for wind tunnels", Journal of Applied Mechanics, June 1949, PP 195-202.



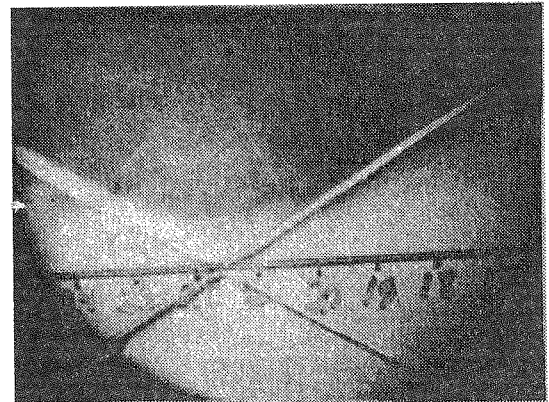
د ا



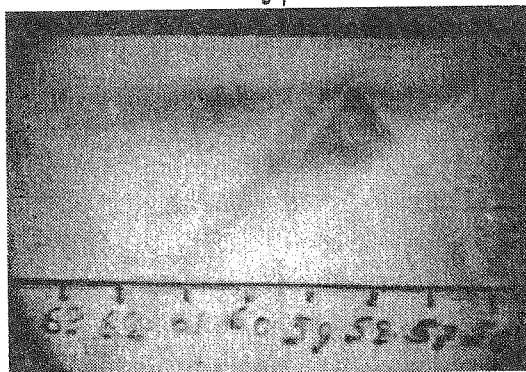
الف ۱



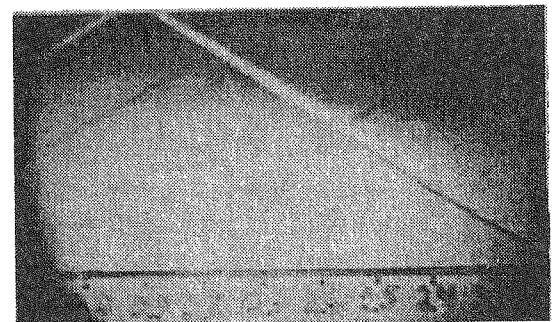
ه ا



ب ا

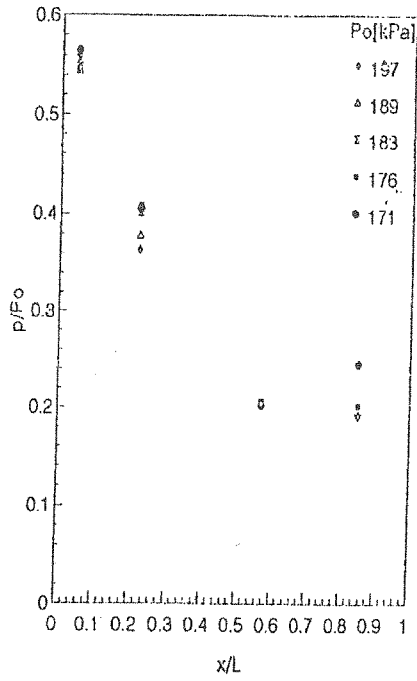


و ا

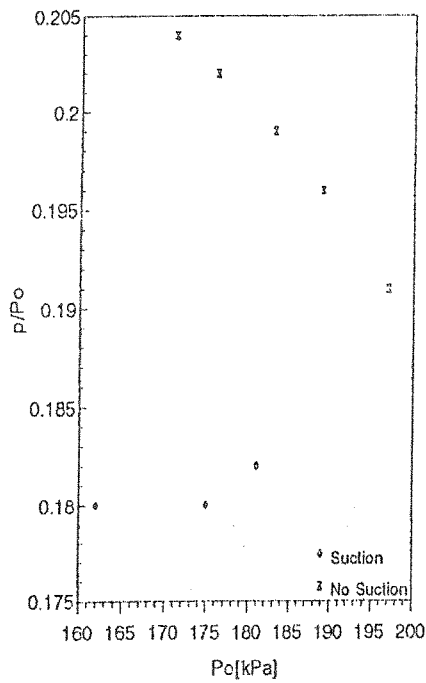


ج ا

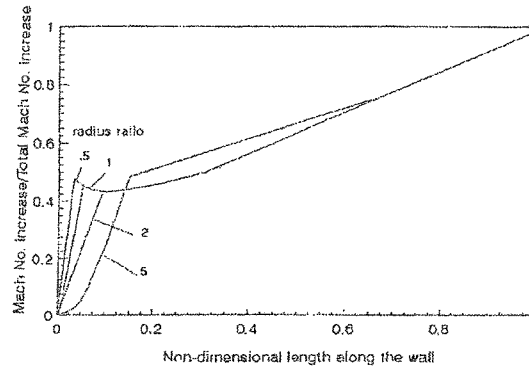
شکل (۱) تصاویر شلیمرین از جریان سیال در نازل و دیفیوزر توئل باد ساخته شده در [۱]. الف تا ج: نازل، د تا و: دیفیوزر



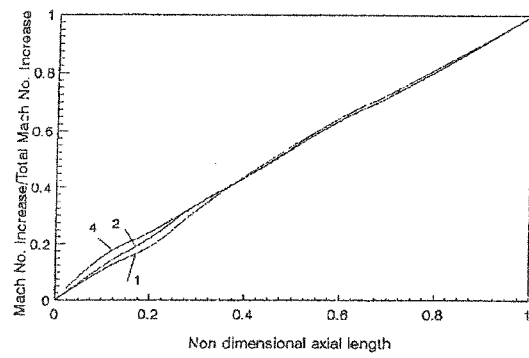
شکل (۴) توزیع فشار به دست آمده از آزمایشات نازل برای فشار سکون های گوناگون ($M = 1/77$)



شکل (۵) اثر تغییرات فشار بالادست و مکش روی نسبت فشار برای نازل $M = 1/77$



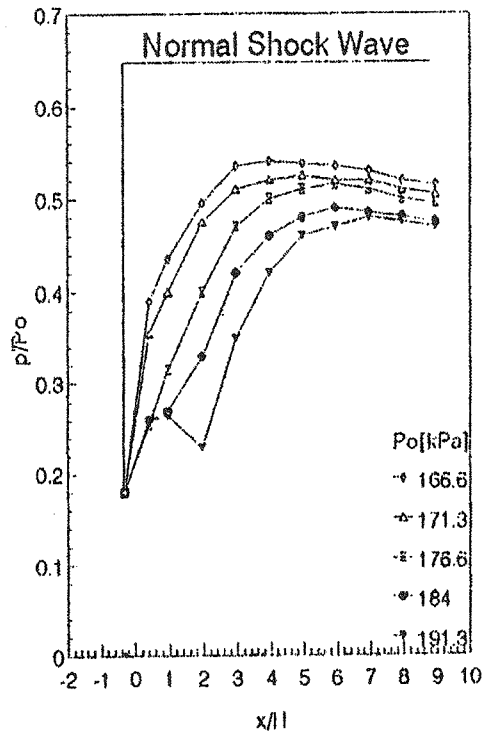
شکل (۶) نحوه افزایش عدد ماخ دیواره در نازل با تغییر نسبت شعاع گلوگاه $M = 2/23$



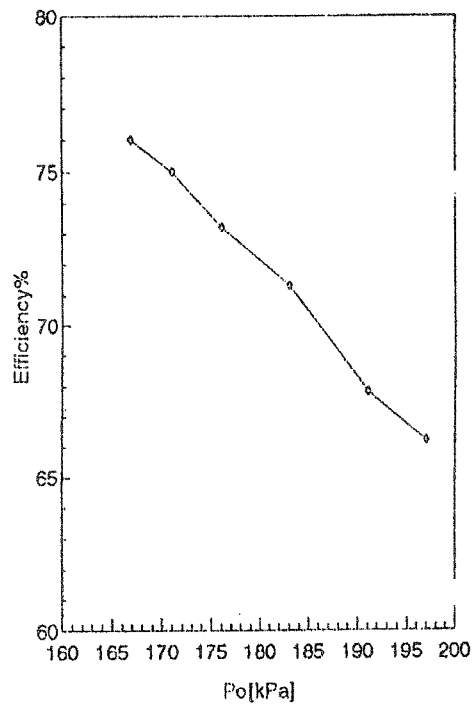
شکل (۷) افزایش عدد ماخ روی محور نازل با تغییر نسبت شعاع گلوگاه

جدول (۱) مقادیر مطلق و نسبی ضخامت لایه مرزی برای سه نازل طراحی شده

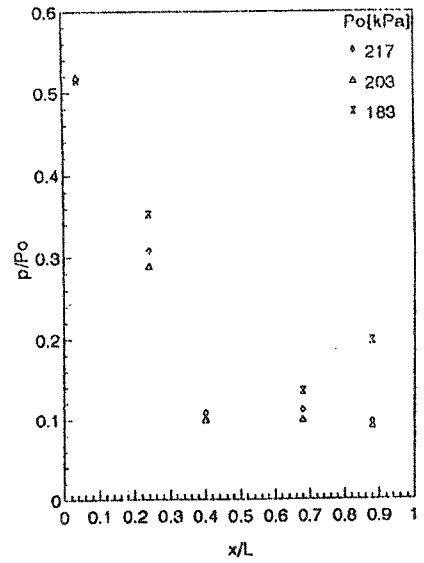
M	d(mm)	zd/H (%)	l(mm)	P _o (MPa)	To(K)
1.77	0.33	1.1	81.9	0.12	300
2.32	0.56	1.9	105.2	0.23	300
3.12	0.9	3.0	121.02	0.49	300



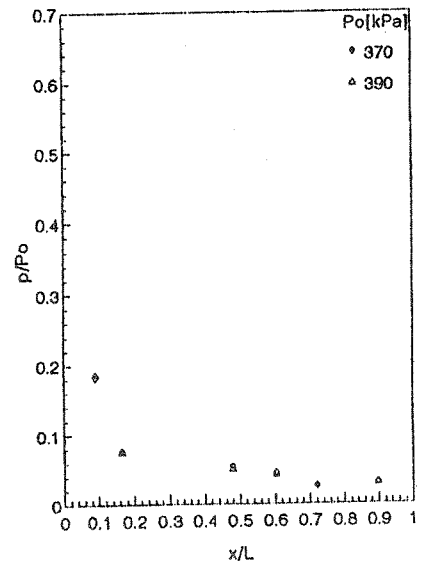
شکل (۹) بازیابی فشار در دیفیوزر موج ضربه قائم بدون اعمال مکش
($M = 1/69$)



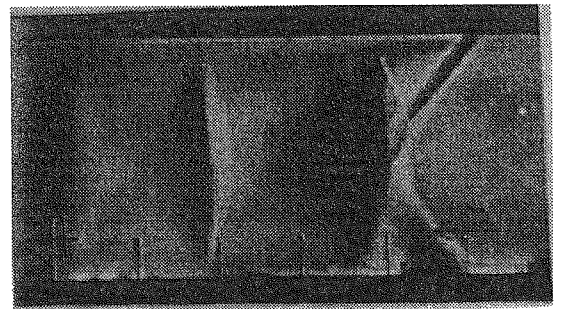
شکل (۱۰) منحنی تغییرات راندمان دیفیوزر با افزایش فشار سکون
($M = 1/69$)



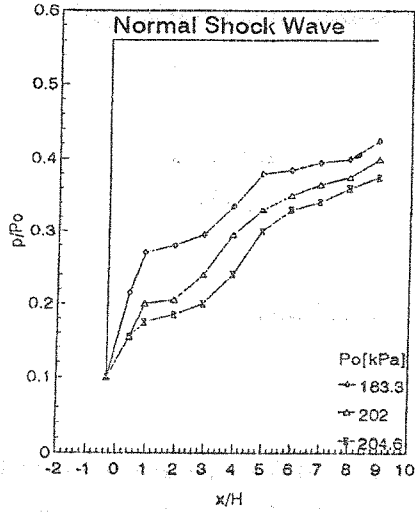
شکل (۶) توزیع فشار به دست آمده از آزمایشات نازل ($M = 2/3$)



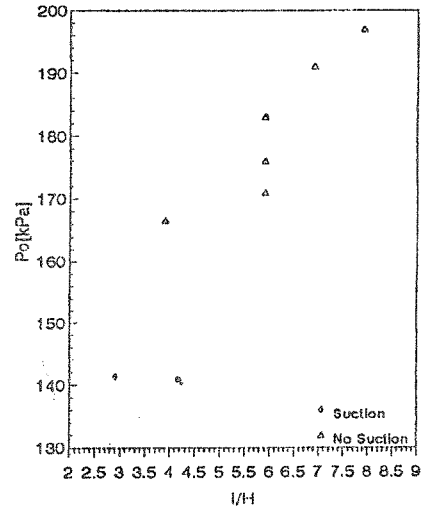
شکل (۷) توزیع فشار به دست آمده از آزمایشات نازل ($M = 3/12$)



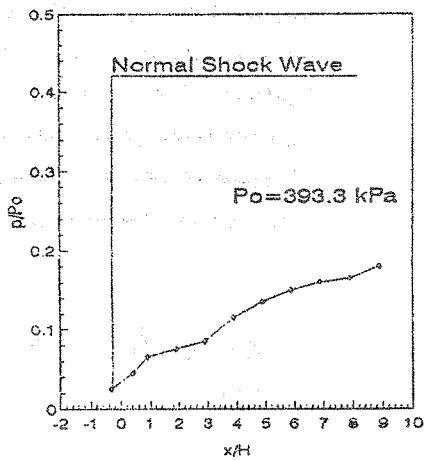
شکل (۸) قطار موج ضربه تشکیل شده در ابتدای دیفیوزر ($M = 1/69$)



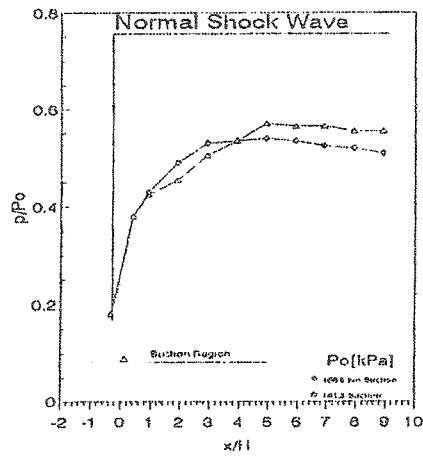
شکل (۱۴) اثر تغییرات فشار سکون ورودی بر پروفیل فشار در طول دیفیوزر
($M = 2/0.4$)



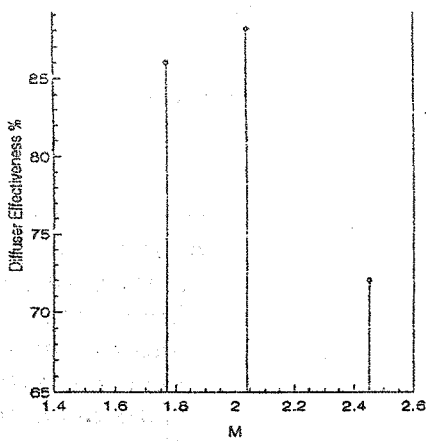
شکل (۱۱) تغییرات طول یازبایی با فشار سکون یا لا دست ($M = 1/6.9$)



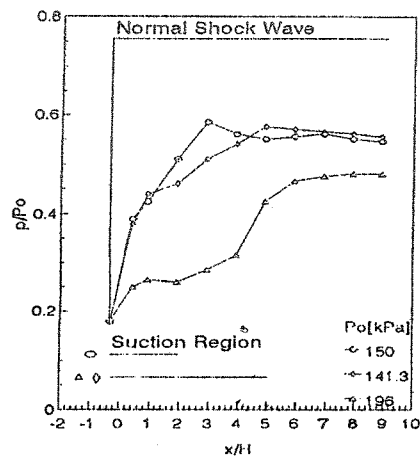
شکل (۱۵) پروفیل فشار در طول دیفیوزر ($M = 2/2.9$)



شکل (۱۴) اثر اعمال مکش بر توزیع فشار در دیفیوزر ($M = 1/6.9$)



شکل (۱۶) ضریب عملکرد سه دیفیوزر با طول ثابت بر حسب عدد ماخ ورودی



شکل (۱۳) اثر نوع مکش بر پروفیل فشار در طول دیفیوزر ($M = 1/6.9$)