



## طراحی یک بعدی اجکتور یک، دو و سه مرحله‌ای تونل باد فراصوتی

مهدی نیلی احمد آبادی<sup>۱\*</sup>، محمد رضا روشنی<sup>۲</sup>، علیرضا ربیعی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

<sup>۲</sup> کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

<sup>۳</sup> دانشجوی دکتری، مرکز آبرودینامیک قدر

### چکیده

یکی از روش‌های بسیار متداول در تونل‌های باد فراصوتی استفاده از سیستم اجکتور می‌باشد. در این سیستم با دم‌ش هوای پر سرعت در مقطع مشخصی از تونل باد می‌توان عدد ماخ مورد نیاز محفظه آزمون را ایجاد کرد. در تحقیق حاضر با در نظر گرفتن ابعاد، عدد ماخ، دمای استاتیک و فشار سکون محفظه آزمون پارامترهای مورد نیاز اجکتور تک مرحله‌ای، دو مرحله‌ای و سه مرحله‌ای تونل باد شامل دبی، سرعت و فشار سکون محاسبه شده است. در طراحی صورت گرفته دو فرض اساسی برای حل معادلات حاکم استفاده شده است. اول اینکه فشار سکون برای هر سه اجکتور برابر باشد و دومین فرض اینکه عدد ماخ هر سه اجکتور برابر باشد. برای ارزیابی صحت نتایج کد محاسباتی توسعه داده شده، از نتایج آزمایشگاهی تونل باد با عدد ماخ محفظه آزمون برابر ۲ استفاده شده است که نتایج اختلاف بین ۵ تا ۷ درصد را نشان می‌دهد. ابتدا نتایج طراحی اجکتور تک مرحله‌ای متأثر از تغییر عدد ماخ محفظه آزمون ارائه گردیده و سپس اثر کاهش فشار استاتیک خروجی به عنوان ابزار ایجاد خلأ در خروجی تونل باد برای اجکتور تک مرحله‌ای مورد مطالعه قرار گرفته است. همچنین نتایج طراحی اجکتور دو مرحله‌ای با دو فرض برابری عدد ماخ و نیز برابری فشار سکون اجکتورها ارائه شده است و در نهایت طراحی اجکتور سه مرحله‌ای به عنوان آخرین بخش تحقیق مورد مطالعه قرار گرفته است.

**کلمات کلیدی:** تونل باد فراصوتی؛ سیستم اجکتور چند مرحله‌ای؛ عدد ماخ؛ آبرودینامیک.

### ۱- مقدمه

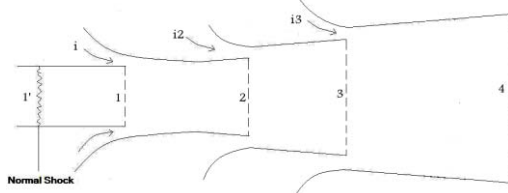
سیال در محفظه آزمون تونل باد است. برای نمونه می‌توان به اجکتورهای تونل‌های باد ماوراء صوت T-116 و T-117-TsAGI [۱] اشاره کرد. اجزاء اجکتور عبارت است از: نازل تزریق، نازل خلأ، محفظه اختلاط و دیفیوزر. تزریق جریان اولیه از طریق نازل تزریق به درون محفظه اختلاط،

تونل باد، یکی از پرکاربردترین وسایل در آبرودینامیک تجربی است. به منظور ایجاد جریان در مقطع آزمون تونل باد، روش‌های مختلفی وجود دارد. یکی از این روش‌ها استفاده از اجکتور به منظور ایجاد خلأ و به حرکت درآوردن جریان

فشار کارکرد موثرتری داشته‌باشد، و از این نظر با SED مقایسه می‌شود [۶]. هوانگ<sup>۳</sup> و همکاران [۷] تحلیل یک بعدی عملکرد اجکتور را در حالت بحرانی مورد مطالعه قرار داد و از فرض فشار ثابت در ناحیه اختلاط با سطح مقطع ثابت استفاده کرد. امروزه با توجه به توسعه روش‌های عددی و سخت افزارهای محاسباتی، شبیه‌سازی عددی جریان از جایگاه ویژه‌ای برخوردار می‌باشد. در کار حاضر، با استفاده از حل هم‌زمان معادلات بقای جرم، ممنتوم، انرژی و حالت برای اجکتور تک مرحله‌ای، مقادیر عدد ماخ، دبی جرمی و فشار سکون مورد نیاز اجکتور برای ایجاد یک عدد ماخ معین در محفظه آزمون تونل باد فراصوتی محاسبه می‌شود. در ادامه با توسعه کد محاسباتی روند طراحی یک بعدی برای اجکتور دو و سه مرحله‌ای صورت می‌پذیرد.

## ۲- معادلات حاکم

معادلات اصلی در نظر گرفته شده در این طراحی شامل معادلات اندازه حرکت، انرژی، بقای جرم و حالت هستند. در شکل ۱ نمای شماتیک از یک اجکتور سه مرحله‌ای نشان داده شده‌است و مقاطع آن زیر شماره گذاری شده‌اند، از این نامگذاری جهت ارائه نتایج کد محاسباتی استفاده شده‌است. لازم به ذکر است که محل اولین اجکتور بعد از دیفیوزر فراصوتی قرار دارد. همچنین در این طراحی فرض شده‌است که موج ضربه‌ای قائم در ناحیه انتهایی دیفیوزر فراصوتی رخ می‌دهد.



شکل ۱- نمای شماتیک اجکتور

حال با توجه به ابعاد معلوم محفظه آزمون و عدد ماخ آن، میزان دبی جرمی عبوری از محفظه آزمون از معادله (۱) بدست می‌آید. شایان ذکر است که شرایط ورودی تونل باد، شرایط استاندارد در نظر گرفته شده‌است.

موجب کاهش فشار در نازل خلأ شده و به این ترتیب سیال درون تونل باد و محفظه آزمون به حرکت درمی‌آید. یکی دیگر از سیستم‌هایی که در آن از اجکتور استفاده می‌شود تستر خلأ می‌باشد که از آن برای شبیه‌سازی خلأ در ارتفاع استفاده می‌شود. در این تسترها، جریان خروجی نازل فراصوتی در لوله‌ای با قطری بزرگ‌تر از نازل خروجی تخلیه می‌شود. این لوله، نازل خروجی را بگونه‌ای احاطه کرده‌است که ابتدای آن کاملاً مسدود و انتهای آن به اتمسفر متصل می‌شود. در گذشته فعالیت‌های تجربی، عددی و تحلیلی زیادی در زمینه بررسی جریان فراصوتی انجام گرفته‌است که می‌توان به موارد زیر اشاره نمود. جانسون<sup>۱</sup> و همکارانش [۲] به بررسی جریان تراکم‌پذیر در یک اجکتور پرداختند. کینن<sup>۲</sup> و همکارانش [۳] یک روش یک بعدی آنالیز جریان درون اجکتورها معرفی کردند. در ناسا عملکرد سیستم نازل-دیفیوزر فراصوتی به صورت تجربی مطالعه شد [۴]. در مهم-ترین تحقیق اخیر در زمینه تجهیزات تست خلأ، در دانشگاه پوردو یک وسیله تست خلأ در ابعاد آزمایشگاهی ساخته شد که برای تست یک موتور راکت هیبریدی مورد استفاده قرار گرفت. این تستر خلأ آزمایشگاهی توسط اجکتور هوا کار می‌کند و یک درب تخلیه جهت ایجاد پس فشار اولیه پایین روی آن نصب شده‌است [۵]. مکانیزم عبور جریان یک سیال تراکم‌پذیر در یک مجرای تحت فشار و محبوس (محدود شده) تحت تاثیر یک گرادیان فشار مخالف جهت حرکت، کاربردهای مهمی در طراحی و عملیاتی کردن دیفیوزرهای تونل باد و سیستم مکش در موتورهای هواتنفسی و دیفیوزرهای خارج کننده گازهای احتراق در تجهیزات HAT دارد. در تسترهای ارتفاع معمولاً از دو نوع دیفیوزر استوانه‌ای مستقیم یا SED و گلوگاه ثانویه STED استفاده می‌شود [۴]. عموماً دیفیوزرهای استوانه‌ای مستقیم به یک فشار محفظه موتور زیاد برای جلوگیری از جدایش جریان در نازل و ایجاد سطح خلأ مورد نیاز در طول محفظه تست، نیازمند است. بازیابی فشار برای رسیدن به فشار محیط در طول دیفیوزر به واسطه یک سیستم شوک توسعه یافته انجام می‌شود، در حالی که STED می‌تواند در بسیاری از محفظه‌های موتور کم

<sup>۱</sup> Johannesen

<sup>۲</sup> Keenan

<sup>۳</sup> Huang

همچنین از معادله اندازه حرکت می‌توان نوشت:

$$V_2 = \frac{m_1 V_1 + \rho_i A_i V_i^2 + P_1 A_1 + P_i A_i - P_2 A_2}{m_1 + \rho_i A_i V_i} + \left\{ \frac{\left[ \frac{P_1 + P_i + P_2}{2} \right]}{m_1 + \rho_i A_i V_i} \right\} \times [A_2 - (A_1 + A_i)] \quad (5)$$

پارامترهای زیر جهت حل معادله تعریف شده اند:

$$Q = m_1 V_1 + \rho_i A_i V_i^2 + P_1 A_1 + P_i A_i - P_2 A_2 + \left\{ \frac{\left[ \frac{P_1 + P_i + P_2}{2} \right]}{2} \right\} \times [A_2 - (A_1 + A_i)] \quad (6)$$

$$Q_1 = Q - \rho_i A_i V_i^2 \quad (7)$$

$$M = m_1 + \rho_i A_i V_i \quad (8)$$

$$S = \left[ m_1 \left( T_1 + \left( \frac{V_1^2}{2C_p} \right) \right) + \rho_i A_i V_i \left( T_i + \left( \frac{V_i^2}{2C_p} \right) \right) \right] \quad (9)$$

$$Q = \frac{R}{P_2 A_2} \left[ SM - \frac{Q^2}{2C_p} \right] \quad (10)$$

در این معادله فشار مقطع ۲ ( $P_2$ ) عبارتست از فشار خروجی تونل که همان فشار اتمسفر می‌باشد.

در نهایت معادله بر حسب سرعت خروجی اجکتور به صورت زیر بدست می‌آید.

$$a_3 V_i^3 + a_2 V_i^2 + a_1 V_i + a_0 = 0 \quad (11)$$

که در این رابطه ضرایب بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$a_3 = \frac{\rho_i A_i \dot{m}_1}{2C_p}$$

$$a_2 = (\rho_i A_i)^2 T_i - \frac{Q_1 \rho_i A_i}{C_p} - \frac{P_2 A_2}{R} \rho_i A_i \quad (12)$$

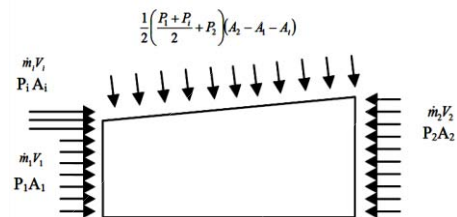
$$a_1 = \rho_i A_i \dot{m}_1 \left( T_1 + T_i + \frac{V_1^2}{2C_p} \right)$$

$$a_0 = \dot{m}_1^2 \left( T_1 + \frac{V_1^2}{2C_p} \right) - \frac{P_2 A_2}{R} Q_1 - \frac{Q_1^2}{2C_p}$$

پس از حل این معادله درجه سوم و بدست آوردن ریشه‌های آن مشاهده می‌شود که یکی از ریشه‌ها منفی بوده و دیگری مقدارش بسیار زیاد است و فقط یک ریشه قابل قبول از نظر فیزیکی دارد.

از معادلات آیزنروپیک و با توجه به عدد ماخ محفظه آزمون، دما، فشار و چگالی هوا قبل از شوک عمودی بدست می‌آید. با داشتن خواص جریان قبل از شوک به راحتی می‌توان خواص جریان بعد از شوک را بدست آورد.

$$\frac{\dot{m}_1}{A_{ts}} = \frac{P_0 \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT_0}} M_{ts} \left( \frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{ts}^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$



شکل ۲- حجم کنترل مربوط به بعد از اجکتور تا خروجی تونل باد

شکل ۲ حجم کنترل مربوط به مرحله اول اجکتورها را نشان می‌دهد که برای اجکتورهای بعدی نیز همین معادلات برقرار می‌باشد. البته باید متذکر شد که میزان فشار روی دیواره واگرای این حجم کنترل به صورت متوسط فشارهای ورودی و خروجی در نظر گرفته شده است. با توجه به معادله بقای جرم برای این حجم کنترل، میزان سرعت در خروجی به صورت معادله (۲) بدست می‌آید.

$$V_2 = \frac{R(m_1 + \rho_i A_i V_i) \left( T_{02} - \left( \frac{V_2^2}{2C_p} \right) \right)}{P_2 A_2} \quad (2)$$

از معادله انرژی برای این حجم کنترل می‌توان دمای سکون منطقه ۲ را بدست آورد.

$$T_{02} = \frac{\left[ m_1 \left( T_1 + \left( \frac{V_1^2}{2C_p} \right) \right) + \rho_i A_i V_i \left( T_i + \left( \frac{V_i^2}{2C_p} \right) \right) \right]}{m_1 + \rho_i A_i V_i} \quad (3)$$

حال با ترکیب معادلات (۲) و (۳) معادله زیر حاصل می‌شود:

$$V_2 = \frac{R(m_1 + \rho_i A_i V_i)}{P_2 A_2} \times \left\{ \frac{\left[ m_1 \left( T_1 + \left( \frac{V_1^2}{2C_p} \right) \right) + \rho_i A_i V_i \left( T_i + \left( \frac{V_i^2}{2C_p} \right) \right) \right]}{m_1 + \rho_i A_i V_i} - \frac{V_1^2}{2C_p} \right\} \quad (4)$$

نتایج محاسبه شده توسط برنامه کامپیوتری در جدول ۲ آورده شده است. نتایج مذکور در مقایسه با نتایج تجربی حاصل از اندازه‌گیریها در مقاطع مختلف تونل باد، خطای حدود ۱۲ درصد برای دبی اجکتور، ۴ درصد برای عدد ماخ اجکتور و ۹ درصد برای فشار سکون اجکتور را نشان می‌دهد.

جدول ۲- نتایج حاصل از کد محاسباتی برای اجکتور موجود به ازای عدد ماخ ۲ در محفظه آزمون

پارامترهای ورودی	پارامترهای محاسبه شده	درصد خطا
$M_{1s} = 2$	$m_1 = 223.3 \text{ kg/s}$	12%
$T_1 = 435 \text{ K}$	$M_1 = 0.96$	4%
$P_1 = 0.87 \text{ bar}$	$T_{01} = 515.2 \text{ K}$	1.3%
$P_{05} = 0.87 \text{ bar}$	$P_{01} = 1.58 \text{ bar}$	9%
$T_{05} = 386 \text{ K}$	$P_5 = 0.51 \text{ bar}$	-
	$m_5 = 138.4 \text{ kg/s}$	2.5%
	$M_5 = 0.58$	-
	$T_4 = 489.7 \text{ K}$	-
	$M_4 = 0.17$	-

#### ۴- اجکتور تک مرحله‌ای

پس از اطمینان نسبی از نتایج برنامه در عدد ماخ ۲ برای محفظه آزمون، در این بخش با تغییر عدد ماخ محفظه آزمون پارامترهای اجکتور تک مرحله‌ای شامل دبی، عدد ماخ و فشار سکون اجکتور محاسبه گردیده و تاثیر افزایش دمای هوای ورودی اجکتور  $T_0$  بررسی می‌گردد.

در طراحی اجکتور تک مرحله‌ای، مقدار  $P_i$  با توجه به مقدار  $P_1$  محاسبه می‌شود. به عبارت دیگر اگر  $P_i$  خیلی بزرگتر از  $P_1$  باشد، موج انبساطی در خروجی اجکتور می‌شود که در صورت قوی بودن این موج انبساطی جریان اصلی تونل باد بسته می‌شود و تونل باد عملاً از نقطه طراحی خارج می‌شود. اما در صورتی که  $P_i$  کوچکتر از  $P_1$  باشد، موج تراکمی مایل و یا حتی موج ضربه‌ای عمودی در خروجی اجکتور تشکیل می‌شود که عملاً عملکرد اجکتور را مختل می‌کند. به همین دلیل برای طراحی فرض می‌شود فشار استاتیک اجکتور با فشار مقطع اصلی جریان برابر باشد  $P_1 = P_i$ .

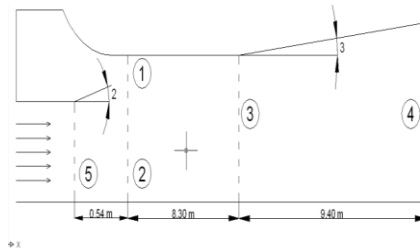
همچنین، از آنجا که با افزایش عدد ماخ محفظه آزمون دمای استاتیک کاهش می‌یابد، لازم است پیش گرمایش انجام گیرد. به همین علت در اینجا به جای ثابت نگه داشتن مقدار دمای سکون  $(T_0)$ ، مقدار دمای محفظه آزمون  $(T_{1s})$

لازم به ذکر است در این طراحی میزان سطح مقطع و دمای استاتیک، معلوم در نظر گرفته شده است. قطر مربوط به هر یک از اجکتور ها ۱۰ درصد بزرگتر از قطر مقطع تونل باد در آن محل در نظر گرفته شده است. البته در مرحله بدست آوردن نتایج اثر هر کدام از این پارامترها بررسی خواهد شد.

#### ۳- ارزیابی نتایج محاسبات با نتایج تجربی

ارزیابی نتایج حاصل از کد محاسباتی، با داده‌های اندازه‌گیری شده مربوط به یک تونل باد مافوق صوت مقایسه و ارزیابی شد است. مقایسه مورد نظر برای شرایط جریان فراصوتی تونل باد با عدد ماخ محفظه آزمون برابر ۲ انجام گرفته می‌شود. لازم به توضیح است که تونل باد مورد تست دارای سه مرحله اجکتور می‌باشد که اجکتور دوم و سوم مجهز به موتور راه اندازی می‌باشد. نتایج تست تونل باد نشان می‌دهد که با راه اندازی تنها اجکتور آخر، عدد ماخ محفظه آزمون به عدد ۲ می‌رسد. در شکل ۳، هندسه اجکتور آخر و مقاطع مربوطه آن در تونل باد مافوق صوت به همراه شماره‌گذاری مقاطع مختلف آورده شده است.

قطر مقاطع نشان داده شده در شکل ۳ به همراه دبی، دما و فشارهای اندازه‌گیری شده در آنها در جدول ۱ نشان داده شده است.

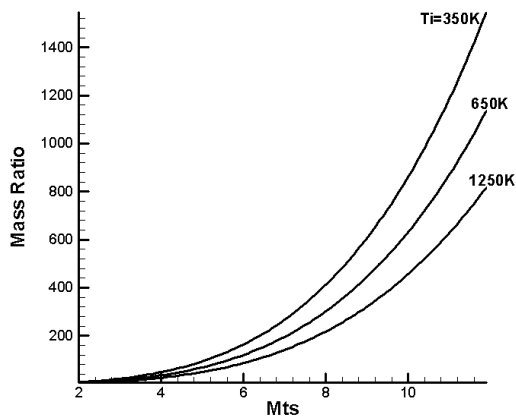


شکل ۳- هندسه اجکتور آخر به همراه محفظه اختلاط و دیفیوزر انتهایی

جدول ۱- نتایج اندازه‌گیری شده در اجکتور انتهایی برای عدد ماخ ۲ در محفظه آزمون

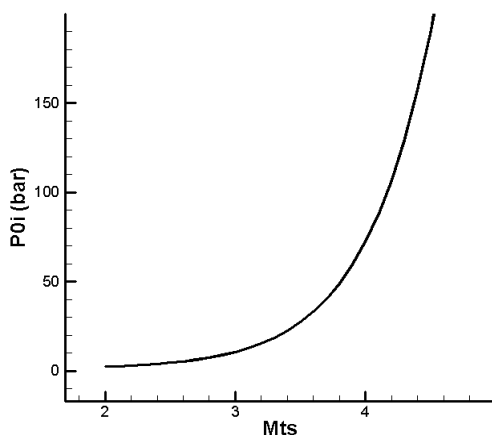
پارامترها	۱	۲	۳	۴	۵
<b>D(m)</b>	۱/۶۳	۱/۲۸۸	۱/۶۶	۲/۶۶	۱/۲۵
<b>P<sub>0</sub> (bar)</b>	۱/۴۴۵	۰/۶۳۱	۰/۹۲۳	۰/۸۶۶	-
<b>P (bar)</b>	-	۰/۵۰۶	۰/۶۳۶	۰/۸۵	-
<b>m (kg/s)</b>	۱۹۸	-	-	-	۱۳۵

افزایش دمای هوای ورودی اجکتور بر روی کاهش نسبت دبی در این شکل نمایش داده شده است.



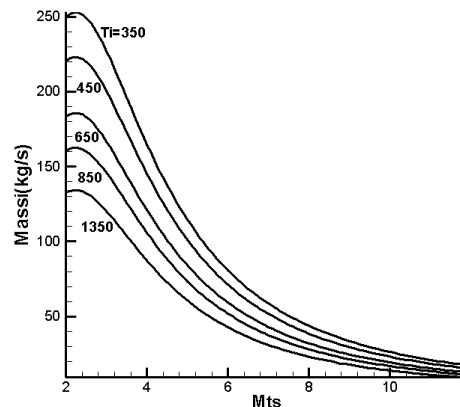
شکل ۵- تغییرات نسبت دبی اجکتور به دبی محفظه آزمون بر حسب عدد ماخ محفظه در دماهای مختلف اجکتور

شکل ۶ نشان‌دهنده نمودار تغییر فشار سکون اجکتور تک مرحله‌ای، به عنوان یکی از کلیدی ترین پارامترهای طراحی است. مطابق این نمودار، با افزایش عدد ماخ محفظه آزمون، فشار سکون اجکتور افزایش شدیدی می‌یابد به طوری که تغییر عدد ماخ محفظه آزمون تا حدود عدد ۵، افزایش فشار سکون اجکتور تا فراتر از ۲۰۰ اتمسفر را به دنبال دارد.



شکل ۶- تغییرات فشار سکون اجکتور بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون

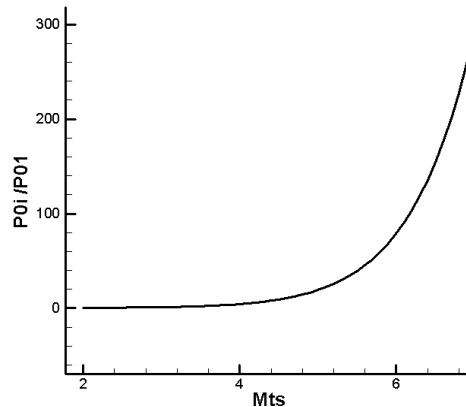
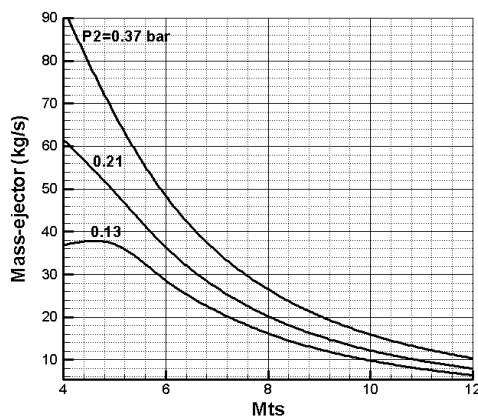
ثابت و برابر حد پایینی دما برای عدم یخ زدگی هوا در تونل باد، یعنی ۵۰ کلوین در نظر گرفته می‌شود. به این ترتیب دمای سکون ( $T_0$ ) بر اساس دمای محفظه آزمون ( $T_{ts}$ ) و عدد ماخ محفظه آزمون ( $M_{ts}$ ) بدست می‌آید. در اینجا مقدار عدد ماخ محفظه آزمون ( $M_{ts}$ ) از ۲ تا ۱۲ و دمای اجکتور اول ( $T_i$ ) از ۳۵۰ تا ۱۳۵۰ تغییر می‌کند. شکل ۴ تغییرات دبی جرمی مورد نیاز اجکتور بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون به ازای دماهای مختلف هوای ورودی اجکتور را نشان می‌دهد. قابل ذکر است در کلیه نمودارها، پارامترها بر اساس شکل ۱ نامگذاری شده‌اند.



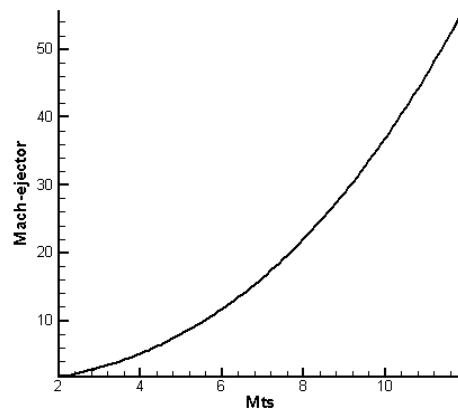
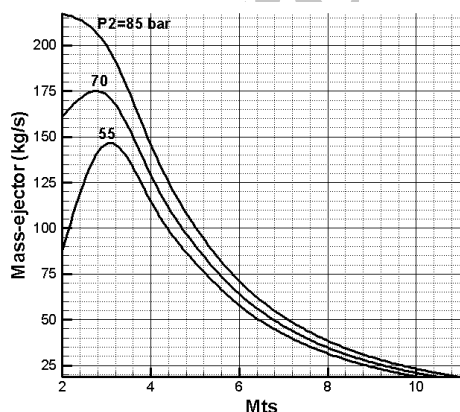
شکل ۴- تغییرات دبی اجکتور بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون در دماهای مختلف اجکتور

همانگونه که در شکل ۴ مشاهده می‌شود، با افزایش عدد ماخ محفظه آزمون دبی مورد نیاز کاهش می‌یابد. در واقع با افزایش عدد ماخ، دبی جرمی محفظه آزمون به شدت کاهش یافته در نتیجه دبی مورد نیاز اجکتور نیز کاهش می‌یابد. نکته دیگری که در این شکل مشاهده می‌شود این است که افزایش دمای هوای ورودی اجکتور تأثیر زیادی روی کاهش دبی جرمی مورد نیاز اجکتور دارد. این نتیجه به این علت حائز اهمیت است که در عمل با گرم کردن هوای ورودی از طریق پاشش سوخت قبل از اجکتور (after burner) یا استفاده از بویلرهای با دمای بالا می‌توان تا میزان قابل توجهی دبی اجکتور را کاهش داد. شکل ۵ نشان می‌دهد که با افزایش عدد ماخ محفظه آزمون نسبت دبی بصورت صعودی افزایش می‌یابد. در واقع علت این پدیده کاهش دبی جرمی محفظه آزمون با افزایش عدد ماخ محفظه می‌باشد. همچنین تأثیر

فشار استاتیک در خروجی مورد بررسی قرار می‌گیرد. شکل-های ۹ تا ۱۲ تأثیر فشار استاتیک خروجی روی دبی جرمی، نسبت دبی، عدد ماخ و فشار سکون اجکتور را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود به طور کلی ایجاد خلأ در خروجی تونل باد، تأثیر قابل توجهی روی کاهش پارامترهای اجکتور تک مرحله‌ای دارد. این کاهش در مورد دبی اجکتور و نسبت دبی به خصوص برای اعداد ماخ کوچک‌تر تا حدود ماخ ۵ در مقایسه با تأثیر پیش گرمایش و افزایش دمای ورودی اجکتور قابل توجه است. از طرفی این کاهش برای بیشینه عدد ماخ اجکتور تک مرحله‌ای مقدار حدود ۲۴ برای ایجاد عدد ماخ محفظه آزمون حدود ۱۲ در مقایسه با قسمت قبل با عدد اجکتور ۵۵ را نشان می‌دهد. همچنین نسبت فشار سکون نیز کاهش قابل توجهی را نشان می‌دهد.



شکل ۷- تغییرات نسبت فشار سکون اجکتور به فشار سکون جریان اصلی بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون



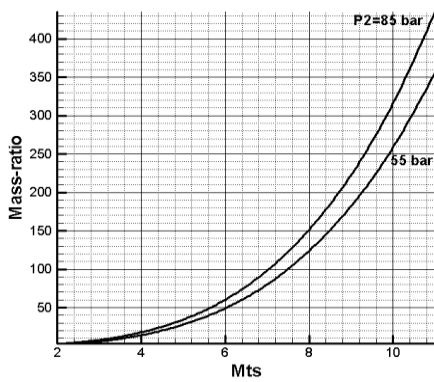
شکل ۸- تغییرات عدد ماخ اجکتور بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون

##### ۵- بررسی اثر کاهش فشار استاتیک خروجی

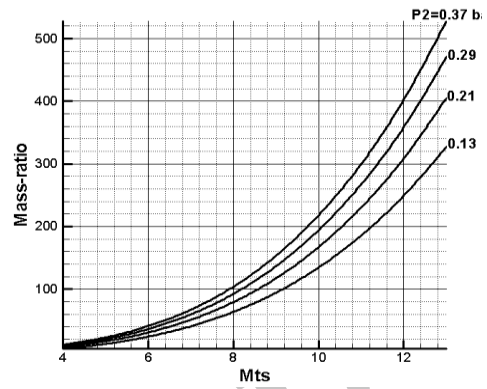
##### روی اجکتور تک مرحله‌ای

با توجه به این‌که ایجاد خلأ در خروجی تونل باد یکی از روش‌های مرسوم در تونل‌های باد فراصوتی است، در این قسمت، نقش ایجاد خلأ در خروجی تونل باد بصورت کاهش

شکل ۹- تأثیر فشار استاتیک خروجی تونل باد بر دبی جرمی اجکتور تک مرحله‌ای

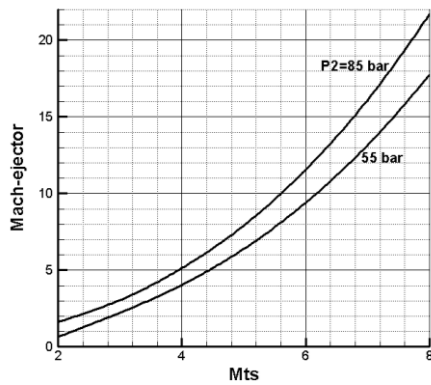


(ب)

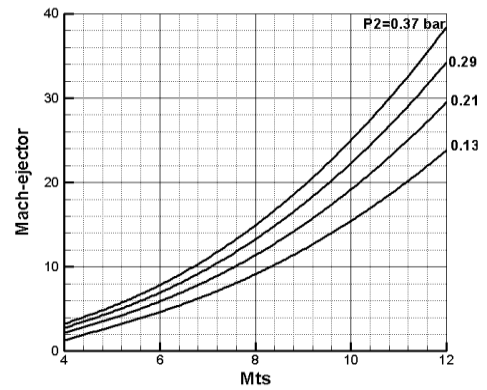


(الف)

شکل ۱۰- تأثیر فشار استاتیک خروجی تونل باد روی نسبت دبی جرمی اجکتور تک مرحله ای به دبی جریان اصلی

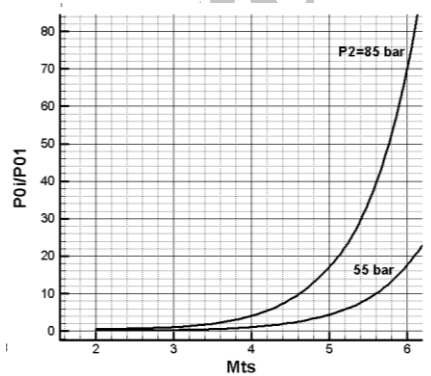


(ب)

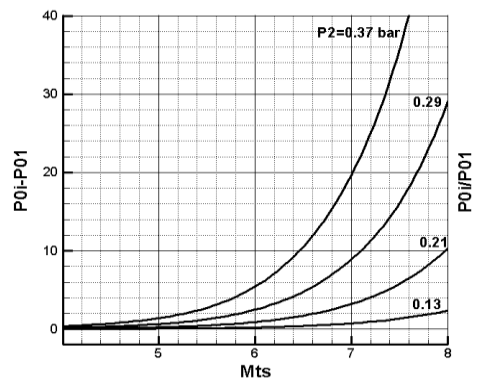


(الف)

شکل ۱۱- تأثیر فشار استاتیک خروجی تونل باد روی عدد ماخ اجکتور تک مرحله‌ای

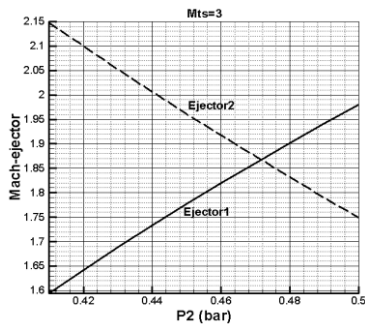


(ب)

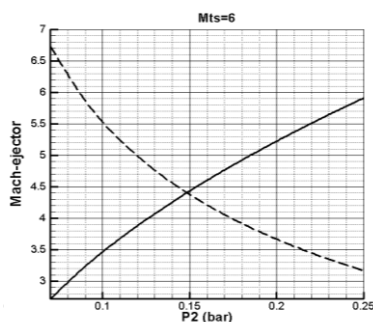


(الف)

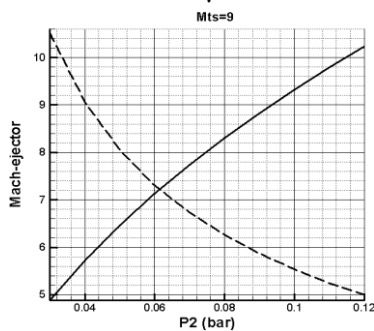
شکل ۱۲- تأثیر فشار استاتیک خروجی تونل باد روی نسبت فشار سکون اجکتور به فشار سکون جریان اصلی



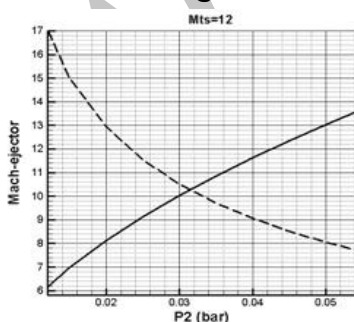
(الف)



(ب)



(ج)



(د)

شکل ۱۳- تغییرات عدد ماخ هر دو اجکتور بر حسب فشار خروجی اجکتور اول در چهار عدد ماخ محفظه آزمون

## ۶- اجکتور دو مرحله‌ای با عدد ماخ برابر

طراحی اجکتور دو مرحله‌ای با استفاده از معادلات قبلی انجام می‌گیرد با این تفاوت که در اینجا فشار خروجی اجکتور اول بصورت حدس اولیه انتخاب می‌شود. با معلوم بودن فشار خروجی اجکتور اول هر دو اجکتور بطور جداگانه قابل حل خواهند بود. لیکن مقدار این فشار به معیار طراحی اجکتور چند مرحله‌ای در نظر گرفته شده بستگی دارد. در تحقیق حاضر دو معیار طراحی مورد بررسی قرار گرفته است. معیار اول برابری عدد ماخ هر دو اجکتور و معیار دوم برابری فشار سکون اجکتورهاست.

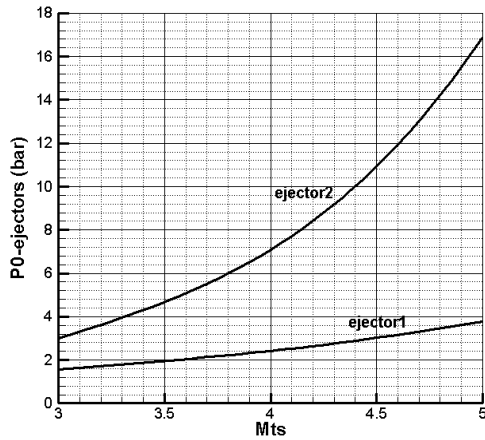
در مرحله اول مطابق با شکل ۱۳، به ازای هر عدد ماخ محفظه آزمون تا ماخ ۱۲، نمودار تغییرات عدد ماخ هر دو اجکتور اول و دوم بر حسب فشار خروجی اجکتور اول رسم شده و محل برخورد دو نمودار، در حقیقت عدد ماخ هر دو اجکتور و مقدار فشار متناظر، به ازای تغییر عدد ماخ محفظه آزمون را بدست می‌دهد.

در شکل ۱۴ نتیجه بدست آمده برای تغییر عدد ماخ دو اجکتور بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون را نشان می‌دهد.

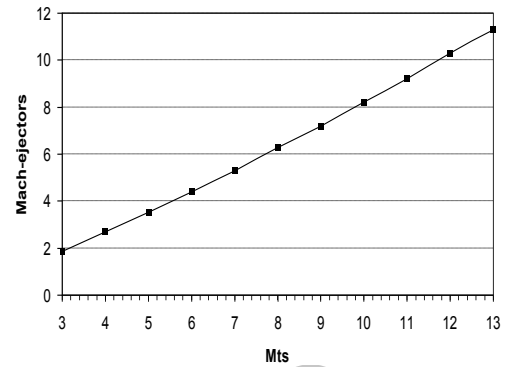
پس از بدست آوردن فشار متناظر با برابری اجکتورهای دو مرحله‌ای، پارامترهای کلیدی اجکتورها نظیر دبی جرمی، نسبت دبی، فشار سکون بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون محاسبه گردیده است که در شکل‌های ۱۵ تا ۱۷ نشان داده شده است.

مقایسه نتایج اجکتور دو مرحله‌ای با اجکتور تک مرحله‌ای نشان می‌دهد که مشابه اجکتور تک مرحله‌ای با افزایش عدد ماخ محفظه آزمون، دبی جرمی اجکتورها روند کاهشی دارد (شکل ۱۵) با این تفاوت که با اضافه شدن اجکتور دوم مقدار دبی اجکتور اول کاهش پیدا کرده است، این مورد در نمودار تغییر نسبت دبی‌ها (شکل ۱۶) به خوبی مشاهده می‌شود. یکی دیگر از نتایج قابل توجه در این قسمت، کاهش بسیار زیاد فشار سکون اجکتورها به خصوص اجکتور اول در مقایسه با اجکتور تک مرحله‌ای است لیکن با توجه به معیار طراحی اتخاذ شد، به ازای هر عدد ماخ محفظه آزمون، فشار سکون اجکتورها متفاوت می‌باشد.





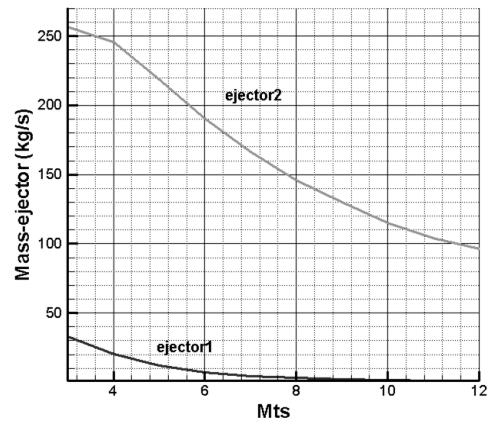
شکل ۱۷- تغییرات فشار سکون اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون



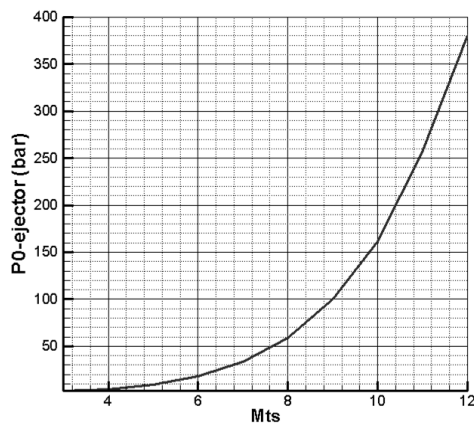
شکل ۱۴- تغییرات عدد ماخ اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون

### ۷- اجکتور دو مرحله‌ای با فشار سکون برابر

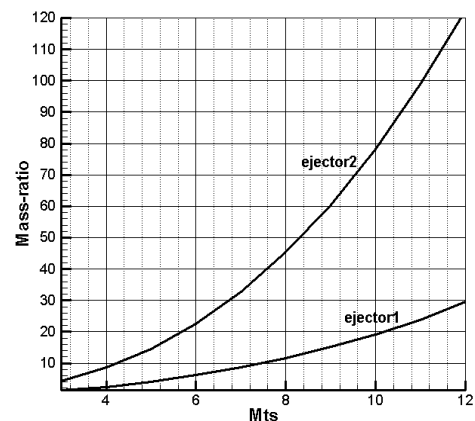
دومین روش طراحی اجکتورهای چند مرحله‌ای، بر اساس فرض برابری فشار سکون اجکتورها است که در این بخش مورد مطالعه قرار گرفته است. در این حالت نیز به ازای مقادیر مختلف ماخ محفظه آزمون مقدار فشار سکون برابر برای دو اجکتور بدست آمده است که در شکل ۱۸ نشان داده شده‌است. شکل‌های ۱۹ تا ۲۱ تغییرات پارامترهای کلیدی اجکتورها شامل دبی جرمی، نسبت دبی اجکتورها به دبی محفظه آزمون و عدد ماخ اجکتورها به ازای عدد ماخ محفظه آزمون را نمایان می‌سازد.



شکل ۱۵- تغییرات دبی اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون



شکل ۱۸- تغییرات فشار سکون اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون



شکل ۱۶- تغییرات نسبت دبی اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون

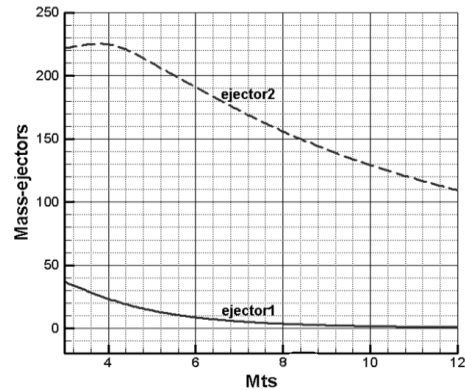
در این حالت نیز روند کاهش دبی اجکتورهای دو مرحله‌ای با افزایش عدد ماخ محفظه آزمون قابل رویت می‌باشد. همچنین در کلیه موارد دبی اجکتور اول کمتر از اجکتور دوم می‌باشد.

همانگونه که مشاهده می‌شود، برابری فشار سکون اجکتورها به عنوان معیار طراحی اجکتور دو مرحله‌ای، نسبت به برابری عدد ماخ، از این مزیت برخوردار است که نه تنها در عمل تامین فشار یکسان برای دو اجکتور آسان‌تر است، این فرض به مینیمم فشار سکون لازم برای تامین عدد ماخ محفظه آزمون منتج می‌گردد.

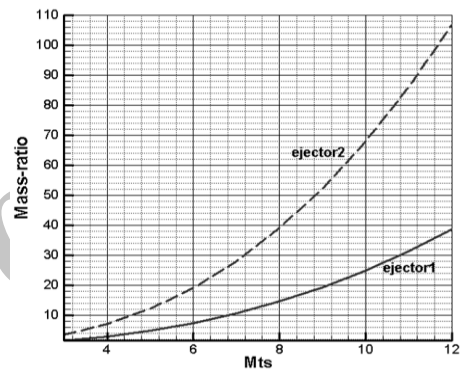
### ۸- اجکتور ۳ مرحله‌ای با فشار سکون برابر

در این بخش طراحی اجکتور سه مرحله‌ای بر اساس معیار طراحی برابری فشار سکون اجکتورها به عنوان معیار بهینه انجام گرفته است. طراحی مذکور بر اساس همان معادله قبلی انجام می‌گردد که در آن مقدار  $P_2$  برای اجکتور اول و  $P_3$  برای اجکتور دوم بصورت سعی و خطا بگونه‌ای محاسبه می‌شود که میزان فشار سکون هر سه اجکتور برابر باشد. این یک فرض طراحی است که بهینه‌ترین مقدار برای فشار سکون مورد نیاز را می‌دهد. مقدار  $P_4$  برابر فشار خروجی تونل باد است که برابر فشار اتمسفر می‌باشد. به طور مشابه به ازای اعداد مختلف ماخ محفظه آزمون تونل باد، فشار سکون برابر اجکتورها محاسبه شده، بر اساس آن پارامترهای اجکتورها بدست می‌آید (شکل ۲۲). همچنین تغییرات دبی جرمی، نسبت دبی و عدد ماخ هر یک از اجکتورها در شکل‌های ۲۳ تا ۲۵ به تصویر کشیده شده‌است.

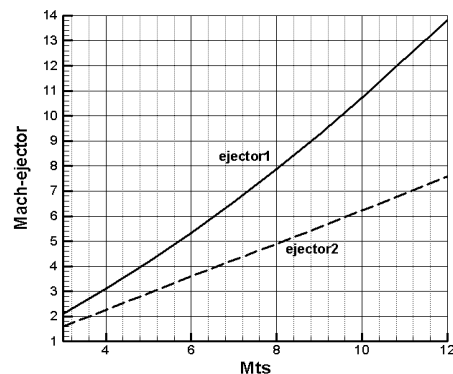
همانگونه که مشاهده می‌شود در مقایسه با اجکتور دو مرحله‌ای با اضافه شدن اجکتور سوم، فشار سکون بسیار کاهش یافته است. در این حالت نیز با افزایش عدد ماخ محفظه آزمون دبی اجکتورها روند کاهش داشته، اجکتور اول کمترین دبی، پس از آن اجکتور دوم و در نهایت اجکتور سوم بیشترین دبی را به خود اختصاص داده‌اند.



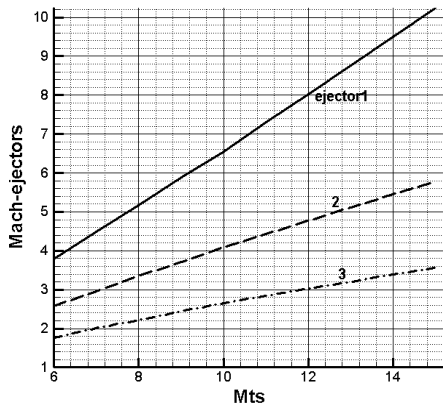
شکل ۱۹- تغییرات دبی اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون



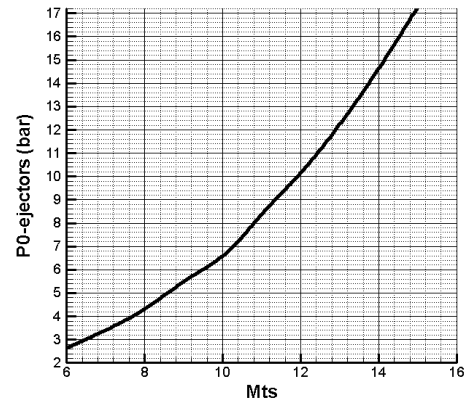
شکل ۲۰- تغییرات نسبت دبی اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون



شکل ۲۱- تغییرات عدد ماخ اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون



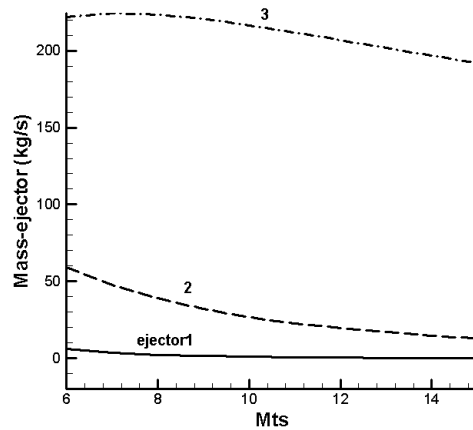
شکل ۲۵- عدد ماخ اجکتورها بازای عدد ماخ محفظه آزمون



شکل ۲۲- تغییرات فشار سکون اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون

### ۹- نتیجه گیری

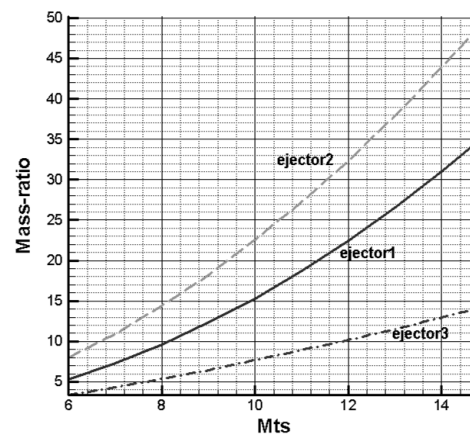
- ۱- مدل سازی انجام شده در مقایسه با نتایج تجربی تست تونل باد نتایج قابل قبولی دارد.
- ۲- در طراحی اجکتور چند مرحله‌ای فشار خروجی اجکتورهای میانی باید بگونه ای باشند که فشار سکون همه اجکتورها برابر شوند که این بهینه ترین حالت برای کمینه شدن فشار سکون است.
- ۳- افزایش تعداد اجکتور تأثیر قابل توجهی روی کاهش فشار سکون و عدد ماخ اجکتورها دارد.
- ۴- با نزدیک شدن از اجکتور آخر به اجکتور اول، دبی اجکتورها کاهش، عدد ماخ اجکتورها افزایش و نسبت فشار سکون اجکتورها افزایش می یابد.



شکل ۲۳- دبی جرمی اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون

### ۱۰- فهرست علائم

A	سطح مقطع جریان
$C_p$	گرمای ویژه
m	دبی جریان
$M_{ts}$	عدد ماخ محفظه آزمون
$P_0$	فشار سکون
P	فشار
$T_0$	دمای سکون
T	دمای
V	سرعت
$\rho$	دانسیته سیال
$\gamma$	نسبت گرمای ویژه



شکل ۲۴- نسبت دبی اجکتورها بر حسب عدد ماخ محفظه آزمون

## مراجع

- [4] Rochke EJ, Massier, FP, Gier, HL (1962) Experimental Investigation of Exhaust Diffuser for Rocket Engine, Technical Report: 32-210.
- [5] Honggye S, Sangkyu Y, Hyowon Y (2008) Study on Design- and Operation- Parameters of Supersonic Exhaust Diffusers. 46th AIAA, Nevada, USA, 2008-855.
- [6] Annamalai K, Visvanathan K, Sriramulu V, Bhaskaran KA (1998) Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down models. *Exp Therm. & Fluid Sci.* 17(3): 217-229.
- [7] Huang BJ, Chang JM, Wang CP, Petrenko VA (1999) A 1-D analysis of ejector performance. *Int. J. Ref.* 22: 354-364.
- [1] Vaganov D, Zadonskij S, Skuratov A, Pliashechnik V (2008) Experimental Investigations of Aerospace Vehicles in TsAGI's Wind Tunnels. European Ground Testing Instrumentation Symposium Munich.
- [2] Johannesen NH (1951) Ejector Theory and Experiments. *Trans. Danish Academy Tech. Sci. Copenhagen.*
- [3] Keenan LH, Neumann EP, Lustwerk F (1950) An Investigation of Ejector Design by Analysis and Experiment. *J. Appl. Mech. Trans. ASME* 72: 299-309.

Archive of SID