

## شبیه‌سازی و تحلیل عددی تست ارتفاعی یک موتور سوخت مایع مرحله‌ی دوم

اسماعیل ولی‌زاده<sup>۱</sup>، روح‌الله بدری مقدم<sup>۲</sup>، محمدجواد منتظری<sup>۳</sup>

سازمان صنایع هوافضا، تهران، صندوق پستی ۱۶۵۳۵-۳۸۱

Sm\_val@yahoo.com

### چکیده

در این مقاله، بر روی تست گرم انجام شده یک محفظه احتراق موتور سوخت مایع مرحله‌ی دوم در شرایط خلاء، شبیه‌سازی و تحلیل عددی صورت گرفته است. تحلیل‌ها و محاسبات انجام گرفته نشان می‌دهد که اختلاف بین مقادیر بدست آمده از این حالت خیلی نزدیک به مقادیر اندازه‌گیری شده در تست گرم محفظه احتراق در شرایط خلاء می‌باشد. لذا می‌توان برای مجموعه‌های مشابه که نیاز به تست گرم در شرایط خلاء دارند، بدون انجام تست گرم با دقت خوبی پارامترهای عملکردی محفظه را استخراج و در محاسبات دیگر از آن‌ها استفاده نمود. با شبیه‌سازی صورت گرفته می‌توان از هزینه‌های تست گرم محفظه در شرایط خلاء که بسیار بالا می‌باشد، صرف‌نظر نمود.

واژه‌های کلیدی: محفظه احتراق - شبیه‌سازی - تحلیل - خلاء - تست گرم.

### ۱- مقدمه

با توجه به آن که فشار انتهای نازل در موتورهای مراحل بالا بسیار کم‌تر از سطح دریاست، انجام تست در شرایط اتمسفریک به دو دلیل قابل انجام نیست، یکی ایجاد شوک‌های قوی و ناخواسته در انتهای نازل که موجب تخریب می‌شوند و دیگری نادرستی نیروی پیشران اندازه‌گیری شده در این حالت. «محفظه‌ی خلاء و لوله‌ی گازدینامیکی» با از بین بردن شوک‌ها، پارامترهای درست محفظه به ویژه نیروی پیشران - در شرایط ارتفاعی - را قابل اندازه‌گیری می‌نماید. اصولاً برای انجام تست موتورهای مرحله بالا سه راه وجود دارد:

الف. استفاده از لوله‌ی گازدینامیکی تنها، که در آن فقط شرایط پایای عملکردی محفظه، شبیه‌سازی می‌شود و پارامترهایی مانند نیروی پیشران و ضربه‌ی ویژه، قابل اندازه‌گیری نیست.

ب. استفاده از مجموعه‌ی «لوله‌ی گازدینامیکی و محفظه‌ی خلاء» که در آن شرایط استارت محفظه، مدل می‌شود و می‌توان پارامترهای اساسی محفظه را اندازه گرفت اما محدودیت آن در موتورهای پرپیشران (تراست بالا) آشکار می‌شود که دیگر لوله‌ی گازدینامیکی نمی‌تواند، وظیفه‌ی آگزوز را به طور کامل انجام دهد.

ج. استفاده از «استندهای تست موتورهای ارتفاعی با سامانه‌های تولید بخار پرانرژی» که در آن بخار کار مکش (اژکت) جریان خروجی را انجام می‌دهد و بازیافت محصولات خروجی محفظه، در آن امکان‌پذیر است. در این روش محدودیتی برای میزان تراست موتور وجود ندارد [۱].

برای رسیدن به این اهداف در تست موتور ارتفاعی در مجموعه‌ی موتور مرحله‌ی دوم مورد نظر با توجه به امکانات، از روش «ب» استفاده شده است [۲ و ۳ و ۴].

۱- کارشناس ارشد، سازمان صنایع هوافضا

۲- کارشناس ارشد، سازمان صنایع هوافضا

۳- کارشناس ارشد، سازمان صنایع هوافضا

پیش از آن که طرح «محفظه‌ی خلاء و لوله‌ی گازدینامیکی جهت تست موتور مرحله‌ی دوم» آغاز گردد، برای محفظه‌ی دو موتور خاص دیگر یک لوله‌ی گازدینامیکی جهت شبیه‌سازی ارتفاع نامی موتور، طراحی و ساخته شده بود. برخی تحلیل‌های عددی و سازه‌ای نیز بر روی این لوله انجام گرفت. این لوله‌ی گازدینامیکی در دو تست گرم محفظه مورد استفاده قرار گرفته بود.

با تجربیات قبلی، مجموعه‌ی «محفظه‌ی خلاء و لوله‌ی گازدینامیکی» جهت شبیه‌سازی شرایط کاری موتور مرحله‌ی دوم مورد نظر بر روی زمین، طراحی و ساخته شد [۲ و ۳]. سپس تست موتور با این مجموعه انجام گردید [۴]. با توجه به اینکه ساخت و تست چنین مجموعه‌ای بسیار هزینه‌بر می‌باشد، لذا تصمیم به شبیه‌سازی و تحلیل عددی این مجموعه و بدست آوردن پارامترهای عملکردی، بدون انجام تست شد. نتایج تحلیل و محاسبات رضایت‌بخش و نزدیک به نتایج تست بود که در ادامه به روند شبیه‌سازی و چگونگی محاسبات پرداخته می‌شود.

## ۲- مدل کردن و روند تحلیل

برای انجام تحلیل، از نرم‌افزارهای Astra و Fluent برای محاسبات احتراق و نحوه عملکرد جریان‌های داخلی و خارجی محفظه‌ی احتراق و بدست آوردن پروفیل جریان خروجی موتور استفاده گردید.

در ابتدا لازم بود که یک حل از نحوه عملکرد جریان یک بعدی درون محفظه و انجام احتراق آن داشته باشیم. حل این مسئله با استفاده از نرم‌افزار Astra صورت گرفت. این نرم‌افزار با استفاده از شرط آنتالپی - فشار ثابت و با ورودی‌های فشار محفظه احتراق، فرمول شیمیایی و آنتالپی سوخت و اکسیدکننده، نسبت اکسیدکننده به سوخت (O/F) و نسبت انبساط و با استفاده از روش کاهش انرژی آزاد گیبس و با تحلیل آیزنتروپیک یک بعدی جریان، ضمن تحلیل احتراق و بدست آوردن گازهای حاصل از احتراق، شرایط این گازها را در نقاط مختلف محفظه (محفظه احتراق، گلوگاه و خروجی نازل) محاسبه می‌کند [۵]. در جدول ۱ نتایج این تحلیل آورده شده است.

جدول ۱. نتایج تحلیل آیزنتروپیک نرم افزار

داده‌ها	ورودی	گلوگاه	خروجی
$P/P_e$	۷۰۰	۲۸۰	۱
$T/T_e$	۳/۵	۳/۲	۱
$V/V_e$	-	۰/۳۷۵	۱
$C_p$ (Kj/Kg.K)	۲	-	-
$K$ (W/m.K)	۰/۳۱	-	-
$\mu$ (N.Sec/m <sup>2</sup> )	۰/۰۰۰۰۸	-	-
$M$ (g/mol)	۲۰	-	-

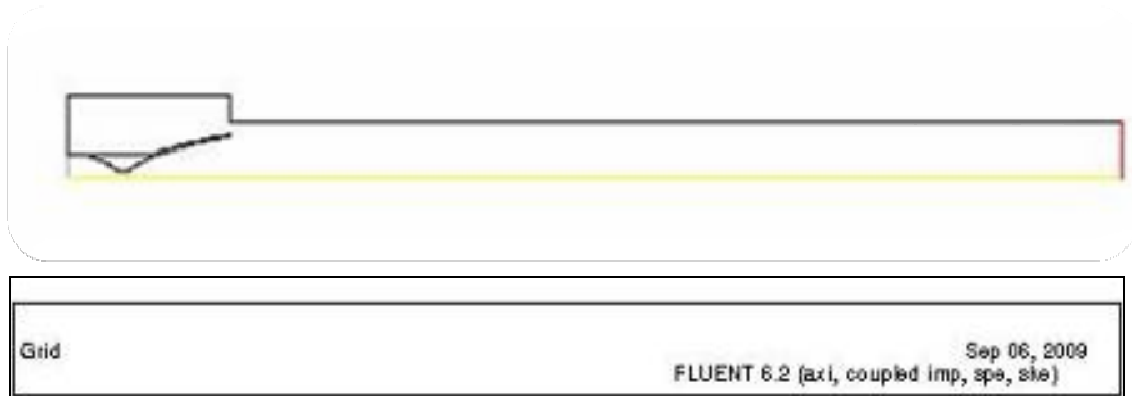
$P, T, V, C_p, K, \mu, M$  - فشار، دما، حجم، ظرفیت حرارتی، ثابت هدایت حرارتی، ویسکوزیته و جرم مولکولی در محفظه،

گلوگاه و خروجی از نازل

$P_e, T_e, V_e$  - فشار، دما و حجم خروجی از نازل

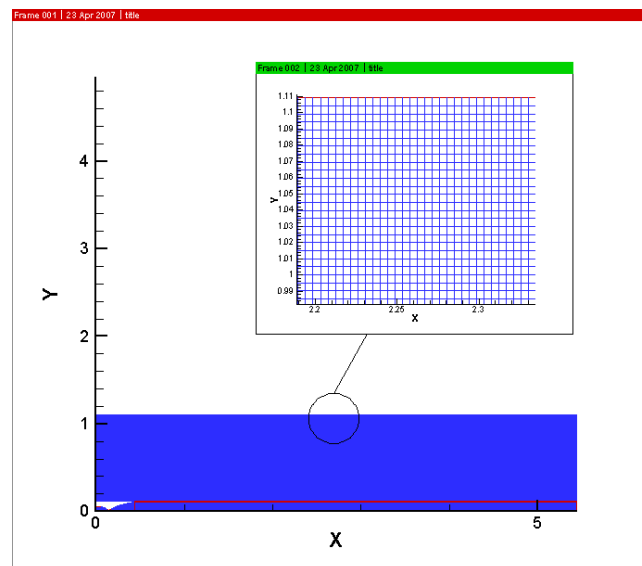
## ۱-۲- مدل کردن محفظه و محیط اطراف

برای مدل کردن محفظه و محیط اطراف آن از پیش‌پردازنده Gambit استفاده شده است. با در نظر گرفتن محیط اطراف که در این مسئله یک لوله گازدینامیکی است، فضای ۱۴۶ میلی‌متری بالا و ۲/۴ متری پشت خروجی نازل به عنوان لوله گازدینامیکی در نظر گرفته شده است.

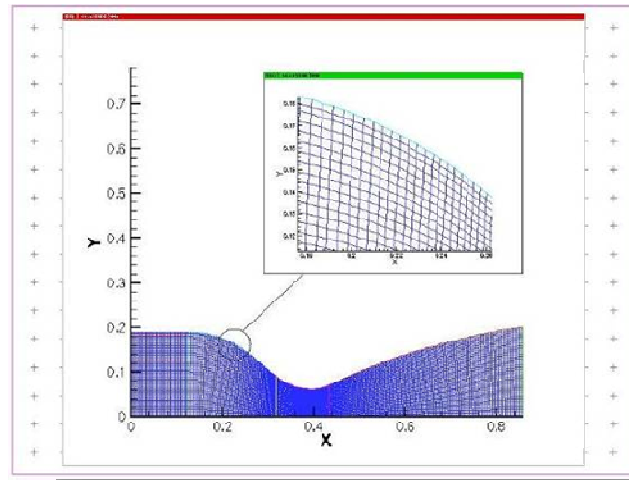


شکل ۱. مدل فلوئنتی محفظه، لوله گازدینامیکی و محفظه خلاء موتور مرحله‌ی دوم

برای همگرا شدن مسئله باید از شرایط مرزی متفاوت در نقاط مختلف محیط و محفظه استفاده کرد. برای این منظور محیط اطراف و محیط درون محفظه به مناطق مختلف تقسیم شده است. پس از انجام تقسیمات لازم، مدل طراحی شده را مش‌بندی کرده و تا حد امکان باید مش‌های تولیدی همسان و از نوع Map باشند تا مدل سریع‌تر همگرا شود.

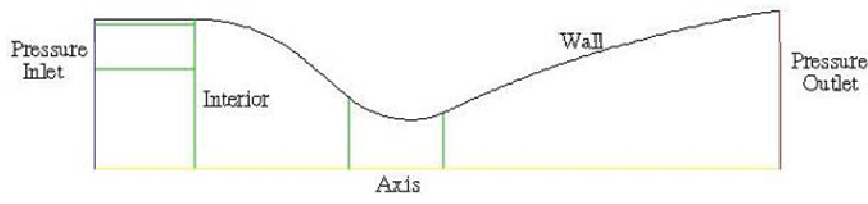


شکل ۲. مدل مش‌بندی شده محفظه و محیط



شکل ۳. مدل مش بندی شده محفظه

پس از مش بندی مدل، باید مرزها را تعریف کرد. با توجه به اطلاعاتی که از داده های ورودی مسئله موجود است، مرزها به قرار زیر تعریف می شوند.



شکل ۴. شرایط مرزی بکار رفته در مدل فلوئنتی

پس از پایان کار با این پیش پردازنده، از مدل طراحی شده، یک خروجی برای نرم افزار Fluent گرفته می شود.

### ۳- روند تحلیل با نرم افزار Fluent

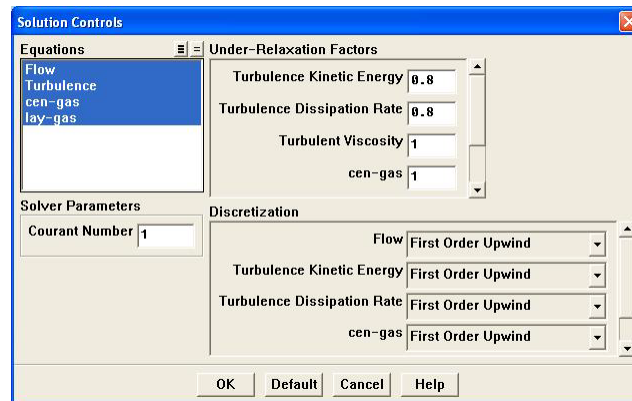
در این نرم افزار با استفاده از خروجی های نرم افزار Astra و مدل بدست آمده از Gambit، ورودی های لازم را تعریف کرده و پروفیل جریان در محیط تعریف شده و دما در مقاطع مختلف نمایش داده می شود. در ابتدای امر می بایست مدل های حاکم بر جریان (مدل حل، مدل اغتشاش و ...) را برای نرم افزار تعریف کرد. با استناد به پیش زمینه های نرم افزاری، مدل حل در این مسئله از نوع  $Coupled\_implicit\_Axisymmetric$  در نظر گرفته شده است. چون جریان از یک مقطع همگرا-واگرا در حال عبور است و عدد رینولدز آن بیش از  $10^5$  می باشد جریان داخل محفظه مغشوش بوده، پس بنابراین می توان از مدل اغتشاش  $k-\epsilon$  استاندارد استفاده کرد. به دلیل وجود تغییرات دما و احتمال رخ دادن شوک و برای نشان دادن تغییرات دمایی مدل انرژی فعال می گردد. در گزینه مواد نیز خواص گازهای تشکیل شده در محفظه وارد می شود. برای نشان دادن فشارها به صورت مطلق، بهتر است که مقدار فشار عملکرد صفر در نظر گرفته شود، اما می توان مقدار فشار محیط را وارد کرده و فشارها را بصورت نسبی نشان داد.

### ۱-۳- شرایط ورودی برای مدل

در این مسئله از شرایط ورودی زیر برای شروع کار استفاده شده است:  
در مرزهای Axis و Interior هیچ نوع داده ورودی نیاز نمی‌باشد. مرزهای دیواره (Wall) را با شرط آدیاباتیک و بدون انتقال حرارت در نظر می‌گیریم و ورودی محفظه احتراق از نوع Pressure inlet می‌باشند. خروجی جریان گاز نازل، از نوع Pressure outlet تعریف شده است. کلیه مرزهای هوای محیط از نوع فشار ورودی بوده و دما و فشار آن برای محیط مورد نظر تعریف می‌شود.

### ۲-۳. تنظیم کنترل کننده‌های حل

در این قسمت کلیه پارامترهای حل از جمله عدد کورانت، Relaxation factor و مرتبه معادلات (First or second order) تنظیم می‌شود. برای شروع حل بهتر است معادلات از نوع مرتبه اول بوده و عدد کورانت یک انتخاب شود تا مسئله به سوی همگرایی پیش رود.



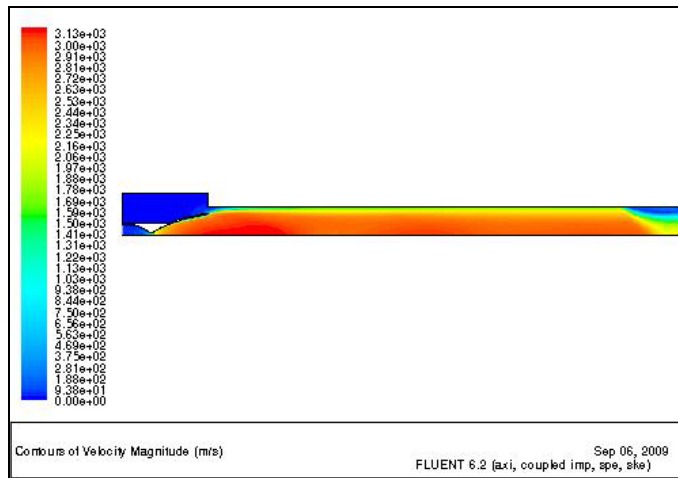
شکل ۵. نحوه تنظیم کنترل کننده‌های حل همانند عدد کورانت و مرتبه معادلات

### ۳-۳- مقدار اولیه برای حل

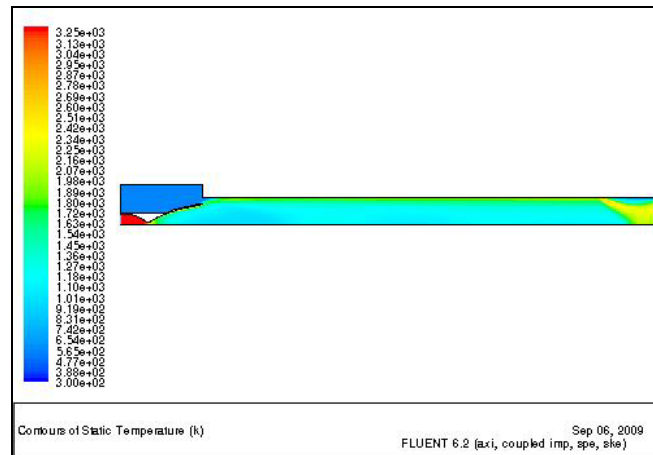
برای شروع حل لازم است که یک مقدار اولیه به میدان جریان داده تا حل بر اساس آن آغاز شود. بهترین مقدار برای شروع حل همان مقدار فشار ورودی به محفظه احتراق می‌باشد. البته برای همگرایی بهتر و سریع‌تر، مقادیر اولیه برای نواحی مختلف بر اساس مقادیر محتمل در آن ناحیه از طریق Patch کردن به هر ناحیه داده می‌شود. معمولاً مسئله در مقادیر تکرار ۲۰۰۰۰ تا ۳۰۰۰۰ همگرا می‌شود. نتایج این همگرایی‌ها به همراه نمودارهای مورد نیاز در قسمت نتایج آورده شده‌اند.

### ۴-۳. نتایج تحلیل فلونت

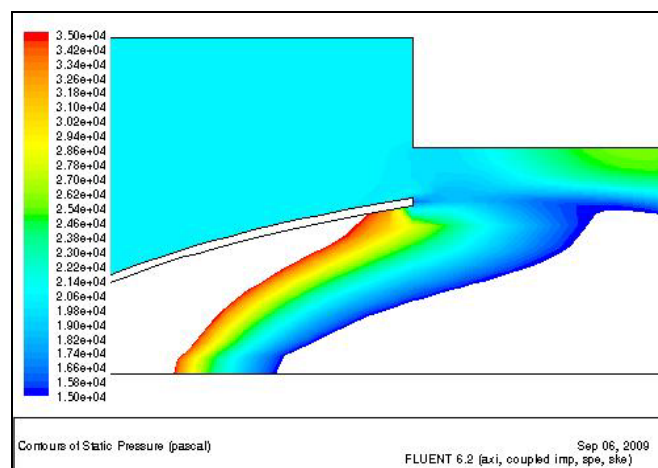
کلیه گراف‌ها در خروجی نازل، از سمت محور مرکزی نازل به سمت دیواره (شعاع نازل) گرفته شده‌اند، بنابراین نقطه صفر تمامی آن‌ها روی محور نازل می‌باشد. نمودارهای پروفیل سرعت، دمای پلوم جریان و پروفیل فشار برای این موتور به صورت زیر می‌باشند.



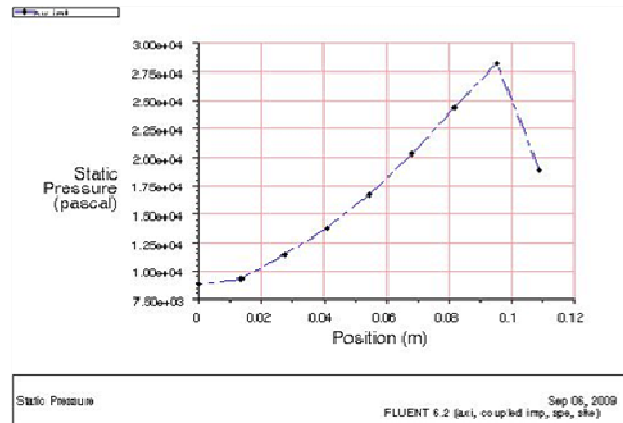
شکل ۶. نمودار سرعت در پلوم خروجی جریان



شکل ۷. نمودار دما در پلوم خروجی جریان



شکل ۸. نمودار فشار در ناحیه خروجی نازل



شکل ۹. نمودار تغییرات فشار بر حسب شعاع در مقطع خروجی نازل

جدول ۲. مقادیر بی بعد متوسط فشار در نواحی مختلف

مقادیر حاصل از تحلیل	مقادیر اندازه گیری شده	نواحی اندازه گیری
۰/۱۸۷	۰/۲	خروجی نازل
۰/۲	۰/۲۱۲	محفظه خلاء
۰/۲۲-۰/۳۵	۰/۲۲-۰/۲۸	نزدیک دیواره نازل در خروجی

#### ۴- محاسبات پارامترهای عملکردی محفظه

پارامترهای موردنظر در این حالت، عبارتند از دبی کل سیال، تراست و ایمپالس تولیدی توسط محفظه‌ی احتراق در شرایط خلاء. برای محاسبه‌ی دبی کل ابتدا برنامه Astra را برای فشار و نسبت مولفه‌ی مورد نظر اجرا کرده و سپس با استفاده از خروجی‌های برنامه و فرمول مربوطه، مقدار دبی کل محاسبه می‌گردد [۶].

فرمول (۱) برای محاسبه دبی مورد استفاده قرار می‌گیرد که مقدار سرعت مشخصه از خروجی برنامه استخراج می‌شود.

$$\dot{m} = \frac{P_{cc} \cdot A_{th}}{C^*} \quad (1)$$

$\dot{m}$  - دبی مصرفی کل،  $P_{cc}$  - فشار محفظه احتراق،  $A_{th}$  - مساحت گلوگاه،  $C^*$  - سرعت مشخصه

پس از محاسبه دبی کل، با استفاده از مقادیر سرعت گازها و فشار خروجی از نازل - پارامترهای خروجی از برنامه - و با بکارگیری فرمول (۲) مقدار تراست محاسبه می‌گردد.

$$F = \dot{m} \cdot V_e + A_{th} (P_e - P_a) \quad (2)$$

$F$  - تراست (نیروی پیشران)،  $P_a$  - فشار محیط اطراف،  $I$  - ایمپالس

با محاسبه دبی کل و تراست تولیدی توسط محفظه، ایمپالس محفظه از فرمول (۳) محاسبه می‌شود.

$$I = \frac{F}{\dot{m}} \quad (3)$$

#### ۵- نتایج محاسبات

در جدول ۳ مقادیر بی بعد دبی کل، تراست و ایمپالس محاسباتی با استفاده از روابط بالا و مقادیر اندازه‌گیری شده از تست آورده شده است.

جدول ۳. مقایسه بی بعد پارامترهای محاسباتی و تستی

پارامتر	مقادیر محاسباتی	مقادیر تستی	درصد خطا
فشار	۶/۶	۶/۶	-
O/F	۱	۱	-
دبی سوخت	۰/۸۹	۰/۹	۱/۲
ذبی اکسید	۱/۷۱	۱/۷۵	۲/۳
دبی کل	۲/۶	۲/۶۵	۲
تراست	۸۲/۱	۸۱	۰/۴
ایمپاس	۱۵/۷۸	۱۵/۲۸	۳/۲

همان‌طور که مشاهده می‌شود، مقادیر بی‌بعد محاسباتی و تستی نزدیک به هم می‌باشند. یکی از دلایل اختلاف بین دبی محاسباتی و تستی اعمال نکردن ضریب افت در مقدار سرعت مشخصه می‌باشد که اگر این ضریب اعمال شود، مقادیر خیلی نزدیک به هم می‌شوند.

## ۵- نتیجه‌گیری

تحلیل‌ها و محاسبات انجام گرفته نشان داد که اختلاف بین مقادیر بدست آمده از این حالت خیلی نزدیک به مقادیر اندازه‌گیری شده در تست گرم محفظه احتراق در شرایط خلاء می‌باشد. لذا می‌توان برای مجموعه‌های مشابه که نیاز به تست گرم در شرایط خلاء دارند، بدون انجام تست گرم با دقت خوبی پارامترهای عملکردی محفظه را استخراج و در محاسبات دیگر از آن‌ها استفاده نمود. با این کار از صرف هزینه‌های مربوط به ساخت و تست محفظه در شرایط خلاء جلوگیری می‌شود.

## مراجع

- ۱- منتظری م.ج.، " بازنگری طرح لوله گازدینامیکی و محفظه خلاء یک موتور خاص مرحله‌ی دوم "، سازمان هوا فضا، مرداد ماه ۱۳۸۶.
- ۲- ولی‌زاده ا.، منتظری م.ج.، " گزارش تست گرم محفظه احتراق در شرایط خلاء یک موتور مرحله دوم خاص "، سازمان هوا فضا، بهمن ماه ۱۳۸۶.
- ۳- ولی‌زاده ا.، "گزارش اولین تست گرم یک موتور خاص مرحله‌ی دوم "، سازمان هوا فضا، آذرماه ۱۳۸۵.
- ۴- ولی‌زاده ا.، " گزارش تست گرم محفظه احتراق یک موتور خاص مرحله‌ی دوم "، سازمان هوا فضا، تیرماه ۱۳۸۶.
- ۵- " راهنمای نرم‌افزار ASTRA "، سازمان هوا فضا، شهریور ۱۳۷۳.
- ۶- جیمز-ای. ا. جان، ترجمه مهندس احمد میر زنده دل، " کتاب دینامیک گازها "، انتشارات دانشگاه صنعتی اصفهان فروردین ۱۳۶۶.