

# بررسی عددی شار حرارتی وارد بر سطح اجسام ابر صوتی با در نظر گرفتن تجزیه هوا

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۰۴

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۲۰

لیدا خسروانی<sup>۱</sup>، سجاد قاسملوی<sup>۲</sup>، حمید پرهیزکار<sup>۳</sup>

۱- کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، sghasemloo@mut.ac.ir

۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

## چکیده

تحلیل دقیق شار حرارتی وارد بر سطح در اجسام بازگشت به جو مستلزم در نظر گرفتن فعل و انفعالات شیمیایی در جریان پیرامون آن است. هدف از این مقاله بررسی عددی شار حرارتی وارد بر جسم با در نظر گرفتن تجزیه هوا جهت افزایش دقت نتایج است. در تحقیق حاضر تاثیر شعاع دماغه، زاویه نیم‌راس و عدد ماخ جریان آزاد بر روی شار حرارتی وارد بر سطح مورد بررسی قرار گرفته است. برای تعریف دقیق خواص ترمودینامیکی و انتقالی علاوه بر مدل بلاتنر از نظریه جنبشی موجود در نرم‌افزار انسیس فلونت نت نیز جهت مقایسه استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهد با افزایش عدد ماخ به دلیل افزایش دما میزان تجزیه در لایه شوک و در قسمت نوک دماغه افزایش و هم‌چنین با دور شدن از خط سکون در طول لایه شوک نرخ تجزیه کمتر می‌شود. با افزایش شعاع دماغه و کاهش زاویه نیم‌راس ضخامت لایه شوک افزایش در نتیجه میزان تجزیه گونه‌ها درون لایه شوک بیشتر شده و موجب کاهش شار حرارتی وارد بر سطح می‌گردد که میانگین اختلاف شار حرارتی محاسبه شده از دو خواص انتقالی متفاوت تعریف شده با تغییرات شعاع و زاویه نیم‌راس ارائه شده است. نتایج به دست آمده با فرض گاز ایده‌آل و گاز غیرتعادلی نشان دهنده این است که محل قرارگیری موج شوک نسبت به نوک در خط سکون تقریباً نصف شده است و دمای بیشینه روی خط سکون با فرض گاز ایده‌آل ۱۴۶ درصد افزایش نسبت به حل غیرتعادلی داشته است.

**واژه‌های کلیدی:** اجسام بازگشت به جو، تجزیه هوا، شار حرارتی، شعاع دماغه، زاویه نیم‌راس

## Numerical investigation of the heat flux entering the surface of hypersonic bodies by considering air dissociation

Lida Khosrovani<sup>1</sup>, Sadjad Ghasemloo<sup>2</sup>, Hamid Parhizkar<sup>2</sup>

1- MSc Student, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

2- Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

### Abstract

The accurate analysis of the heat flux entering the surface in reentry vehicles requires the consideration of chemical interactions in its around flow. This paper aims to numerically investigate the heat flux on the surface of reentry vehicles by considering air dissociation to increase the accuracy of the results. In the present study, the effects of the nose radius, half-angle, and free-stream Mach number on the heat flux entering the surface were examined. In order to define the thermodynamic and transitional properties more accurately, in addition to the Blottner model, the kinetic theory in Ansys Fluent commercial software is also used for comparison. The results show that by increasing the Mach number, the dissociation rate in the shock layer and the tip of the nose increased due to the increased temperature. The dissociation, however, was reduced by get away from the stagnation line in the shock layer. Increasing the nose radius and decreasing the semi-angle increased the thickness of the shock layer increased, consequently increasing species dissociation within the shock layer and reducing the heat flux on the surface. The mean difference of heat flux between two Different transport properties was presented with radius and semi-angle variations. In addition, by examining the states of the ideal gas and non-equilibrium gas, it was found that the position of the shock wave on the stagnation-line was halved, and the maximum temperature on the stagnation-line relative to the non-equilibrium solution was increased by 146%.

**Keywords:** reentry vehicles, air dissociation, heat flux, nose radius, semi-angle.



مطالعه پارامتریک حل میدان جریان غیرتعدالی توسط شین و همکارانش در سال ۱۹۷۹ صورت گرفت. آنها اثر پارامترهای متعددی مانند راندمان کاتالیزور، شعاع دماغه و تغییر زاویه نیم‌راس بدنه را بررسی نمودند [۷]. سپس، میلر و همکارانش با استفاده از یک کد عددی توسعه یافته PNS یک جسم دو مخروطی را در جریان ابرصوتی آرام مورد بررسی قرار دادند و تاثیر شعاع دماغه، زاویه حمله و دمای سطح را بر روی شار حرارتی ارائه دادند [۸].

چیتوود روش تقریبی معادلات لایه شوک لزج (VSL) را برای بررسی جریان ابرصوتی آرام و مغشوش در لایه شوک لزج همراه با واکنش‌های شیمیایی بر روی جسم پخ متقارن محوری توسعه داد. روش مذکور برای کره مخروط در محدوده‌ی عدد ماخ ۱۰ تا ۲۵ به کار گرفته شد و نشان دادند خواص جریان و نیز پروفیل لایه شوک حاصل از این روش در مقایسه با روش‌های حل معادلات لایه شوک لزج کامل برای گاز کامل و جریان‌هایی همراه با واکنش شیمیایی از دقت خوبی برخوردار است [۳]. لی و گوپتا به آنالیز لایه شوک لزج در جریان‌های ابرصوت روی اجسام قلمی بلند با فرض گاز کامل آرام و مغشوش، جریان تعادلی و غیرتعدالی پرداختند و برای بررسی جریان آشفته از مدل‌های سبسی اسمیت و بالدوین لوماکس استفاده کردند [۹]. قاسملوی و مانی جریان ابرصوت توام با فعل و انفعالات شیمیایی را با استفاده از معادلات لایه شوک لزج در دستگاه مختصات شوک حل کردند و از مدل‌های جبری برای مدل کردن جریان مغشوش استفاده کردند. آنها از مدل یازده جزئی و مدل هفت جزئی برای جریان غیرتعدالی استفاده کردند [۱۰].

سوکالینگام و همکارانش، با استفاده از نرم‌افزارهای تجاری انسیس فلونت و ال‌اس داینا

در طی پرواز اجسام فضایی بخصوص در فاز برگشت، ضروری است که جزئیاتی از جمله مشخصه‌های آیرودینامیکی از قبل پیش‌بینی شود. یکی از ویژگی‌های اساسی جریان‌های سرعت بالا پیرامون اجسام بازگشتی، وجود جریان غیرتعدالی شیمیایی در لایه شوک بخصوص در ناحیه دماغه است که در اثر دمای بالای جریان در این نواحی روی می‌دهد [۱]. اجسام بازگشت به جو در یک گاز کاملاً داغ غوطه‌ور هستند زیرا انرژی جنبشی جریان توسط اثرات لزجت تلف می‌شود [۲]. این اتلاف می‌تواند درجه حرارت بالایی را در داخل لایه شوک ایجاد کند که سبب تجزیه شیمیایی هوا در لایه مرزی و لایه شوک می‌شود، در نتیجه گرمای ویژه در واحد جرم افزایش قابل ملاحظه‌ای خواهد داشت و نسبت گرمای ویژه ثابت نخواهد بود. در این صورت در جریان‌های ابرصوتی، فرض گاز کامل به خاطر دمای بالا جریان و وجود واکنش‌های شیمیایی معتبر نیست. با توجه به اینکه واکنش‌های شیمیایی معمولاً گرماگیر هستند، اگر اثرات چنین واکنش‌هایی لحاظ شود شار حرارتی وارد بر سطح در مقایسه با فرض گاز ایده‌آل مقدار کمتری خواهد داشت.

زمانی که یک جسم به سرعت ابرصوتی می‌رسد، به دلیل تشکیل شوک قوی در مقابل جسم، لایه شوک نازک و افزایش چگالی در لایه شوک و هم‌چنین دمای بالا در این ناحیه به علت سرعت بالای جریان آزاد نرخ برخورد مولکول‌ها افزایش می‌یابد [۳-۶]. در این صورت استفاده از سیستم حفاظت حرارتی برای خنثی کردن شار حرارتی وارد بر سطح بر روی بدنه اجسام بازگشت به جو امری ضروری است [۲]. بنابراین امروزه حل جریان‌های ابرصوتی با در نظر گرفتن واکنش‌های شیمیایی امری ضروری و مورد علاقه

توانستند شبیه‌سازی حرارتی اجسام بازگشتی به جو با عایق فناشونده را انجام دهند. هدف آنها بکارگیری یک رویکرد ساده برای پیش‌بینی شار حرارتی و ارزیابی پاسخ حرارتی مواد در طی بازگشت به جو بود. آنها بدون ارائه جزئیات روش قابلیت حرکت مش را با استفاده از ال اس داینا و با فرض زاویه حمله صفر درجه و برای جسم بصورت متقارن محوری استفاده کردند و توانستند سیستم‌های حفاظت حرارتی را شبیه‌سازی کنند [۱۱].

اندرسون و همکارانش تحقیقاتی در مورد شبیه‌سازی جریان غیرتعادلی شیمیایی/حرارتی حول اجسام ابرصوت بازگشت به جو در زاویه حمله صفر ارائه دادند که نتایج‌شان با نتایج مرجع تطابق مورد قبولی داشت [۱۶]. پارسونز و همکارانش جریان ابرصوت غیرتعادلی را برای محاسبه آکوستیک بر روی یک کره مخروط بررسی کردند. نتایج برای جریان‌های همراه با واکنش‌های شیمیایی و گاز کامل محاسبه و سپس به منظور تعیین اثرات غیرتعادلی هر دو حالت با هم مورد ارزیابی قرار گرفت. همچنین ساختار پیچیده لایه مرزی برای هر مدل گاز وقتی که اختلالات موج آکوستیکی جریان آزاد مطرح بود، ارزیابی شد [۱۲].

الکاندری و همکارانش میدان جریان حول سطح فناشونده‌های زغال‌شو را به صورت کوپل حل کردند. در تحقیق مذکور، با استفاده از یک کد حل گر ناوبراستوکس، شبیه‌سازی پاسخ مواد برای فعل و انفعالات گازی سطح را انجام دادند. حل گر مورد استفاده در تحقیقاتشان لیمانز و کد پاسخ مواد مورد استفاده در تحقیق مذکور، موپار بود که از روش حجم کنترل و المان محدود برای مدل‌سازی هدایت حرارتی و رفتار گازهای پیرولیز استفاده شده بود. اثرات شیمیایی گاز پیرولیز با فرض اینکه گاز در تعادل شیمیایی یا ترکیب کامل از فنول غیر واکنشی باشند را نیز ارزیابی

کردند [۱۳].

شو و همکارانش در مورد شبیه‌سازی جریان‌های ابرصوت با در نظر گرفتن مدل‌های تجزیه-ارتعاشی مولکول‌های  $N - N_2$  تحقیقاتی ارائه دادند [۱۴]. میرو و همکارانش اثرات غیرتعادلی بر پایداری لایه مرزی در جریان‌های ابرصوتی را بررسی کردند. نتایج‌شان نشان داد وقتی عدد اشمیت از مرتبه یک‌صدم باشد جریان ناپایدار خواهد بود [۱۵]. مانکودی و همکارانش جریان هوای ابرصوت را همراه با واکنش‌های شیمیایی به روش شبه‌کلاسیک بررسی کردند و آنها نشان دادند برای شبیه‌سازی جریان با دمای بالا برای اجسام بازگشت به جو مدل‌های جدید عملکرد بهتری نسبت به مدل دو دمایی پارک دارد [۱۶]. کیم و همکارانش جریان غیرتعادلی ترموشیمیایی ابرصوتی را با در نظر گرفتن مولکول اکسیژن مدل‌سازی کرده‌اند [۱۷]. گارباچ و همکارانش در مورد الگوهای تداخل موج شوک در جریان غیرتعادلی با در نظر گرفتن انرژی زیاد هوا و هم‌چنین  $CO_2 - N_2$  بر روی هندسه دو گوه‌ای به صورت عددی بررسی کردند. نتایج‌شان بیانگر این بود که مقایسه بین شبیه‌سازی گاز ایده‌آل و غیرتعادلی تایید می‌کند که اثرات غیر تعادلی به شدت بر الگوهای برهم‌کنش تاثیر می‌گذارد و افزایش دمای جریان آزاد تاثیر زیادی در الگوی فعل و انفعالات لایه شوک جریان هوا دارد، در حالیکه برای جریان  $CO_2 - N_2$  الگو تغییر نمی‌کند [۱۸].

با مطالعه و مرور تحقیقات پیشین مشاهده شد که بررسی شار حرارتی وارد بر سطح با در نظر گرفتن تجزیه هوا در اجسام بازگشت به جو جهت افزایش دقت حل نتایج، بسیار حائز اهمیت است. با توجه به افزایش روز افزون قابلیت کدهای تجاری و استفاده گسترده آنها در صنایع لازم است که بکارگیری آنها در موضوعات بسیار مهمی همچون جریان‌های ابرصوتی غیر تعادلی بررسی



شده و دقت آنها ارزیابی شوند.

## ۲. روابط حاکم

در معادلات مورد استفاده در تحقیق حاضر معادلات ناویر-استوکس هستند که برای جریان‌هایی همراه با واکنش‌های شیمیایی به صورت زیر نوشته می‌شوند [۲]. لازم به ذکر است معادلات ارائه شده به صورت کامل و دربرگیرنده جریان‌های ناپایا نیز می‌باشد و در تحقیق حاضر جریان پایا بوده و از ترم‌های زمانی صرف‌نظر می‌شود.

معادله پیوستگی:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad (1)$$

معادله مومنتوم:

$$\frac{\partial(\rho V)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V V) + \nabla p = \nabla \cdot \tau \quad (2)$$

$$\tau = \mu [(\nabla V + \nabla V^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot V I)] \quad (3)$$

$\rho$  چگالی ( $\frac{kg}{m^3}$ )،  $V$  سرعت ( $m/s$ )،  $\tau$  تانسور

تنش و  $\mu$  لزجت دینامیکی سیال ( $kg/m.s$ ) است.

معادله انرژی:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (V(\rho E + p)) = \nabla \cdot [\lambda \nabla T - \sum_i h_i J_i + \tau \cdot V] \quad (4)$$

$E$  انرژی کل مخصوص ( $J/kg$ )،  $\lambda$  هدایت حرارتی ( $w/m - k$ )،  $p$  فشار ( $Pa$ )،  $h$  آنتالپی ( $J/kg$ ) و  $J$  شار انتقال جرم ( $kg/m^2.s$ ) را بیان می‌کند.

معادله بقای جرم گونه‌های شیمیایی:

$$\frac{\partial(\rho m_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V m_i) + \nabla \cdot J_i = R_i \quad (5)$$

$R$  نرخ خالص محصولات ( $kg/m^3.s$ ) و  $m$

کسر جرمی گونه‌ها را نشان می‌دهد. نرخ خالص گونه‌های شیمیایی بدین صورت تعریف می‌شود:

$$R_i = M_i \sum_{r=1}^{n_r} R_{i,r}^{\Lambda} \quad (6)$$

نرخ خالص گونه  $i$  ام برای واکنش  $r$  بصورت زیر محاسبه می‌شود:

در این تحقیق نرم‌افزار تجاری فلوئنت مورد استفاده قرار گرفته است و متاسفانه شبیه‌سازی جریان غیرتعادلی حول اجسام ابرصوتی در مقالات ارائه نشده و تعداد معدود مقالات موجود نیز اشاره‌ای به نحوه مدل‌سازی اینگونه جریان‌ها نکرده‌اند.

در تحقیق حاضر جریان ابرصوتی حول دماغه اجسام بازگشتی به جو با در نظر گرفتن فعل و انفعالات شیمیایی ناشی از سرعت بالای جریان مورد بررسی قرار گرفته و شار حرارتی وارد بر سطح محاسبه شده است. شبیه‌سازی جریان غیر تعادلی با مدل پنج جزئی، اثر خواص انتقالی، مدل‌سازی صحیح پارامترهای مورد نیاز در شبیه‌سازی جریان توام با فعل و انفعال شیمیایی در نرم افزار و نیز تاثیر پارامترهایی همچون شعاع دماغه، زاویه نیم‌راس و عدد ماخ جریان بر روی رفتار جریان حول جسم و شار حرارتی وارد بر سطح مورد بررسی قرار گرفته است. علیرغم به کارگیری گسترده نرم افزار فلوئنت به جرات می‌توان گفت مقاله یا گزارشی در زمینه استفاده از این نرم افزار برای حل جریان‌های با سرعت بالا توام با فعل و انفعال شیمیایی ارائه نشده است. بخش مهم این تحقیق چگونگی استفاده از نرم‌افزار فلوئنت و بررسی قابلیت آن در حل جریان ابرصوتی همراه با فعل و انفعالات شیمیایی است. از جمله نوآوری‌های این پژوهش، حل جریان غیرتعادلی حول یک جسم ابرصوتی با در نظر گرفتن اثر تغییر مشخصات هندسی است که برای این منظور پنج جزء اصلی هوا با لحاظ کردن دو نوع خواص انتقالی متفاوت شامل نظریه جنبشی (از قابلیت‌های حل نرم‌افزار انسیس فلوئنت در حل جریان‌های ابرصوتی) و بلاتر (تعریف UDF برای خواص انتقالی هر گونه شیمیایی) است که نتایج حاصل از آن مورد بحث قرار گرفته است.



### ۳. تعریف مسئله و روش حل

با توجه به اینکه بیشترین شار حرارتی وارد بر یک جسم ابرصوتی در نوک دماغه و یا لبه حمله سطوح کنترلی اتفاق می‌افتد بنابراین در این تحقیق برای تحلیل گرمایش آیرودینامیکی وارد بر سطح در جریان غیرتعادلی از هندسه کره مخروط استفاده شده است. تجزیه گونه‌های شیمیایی و کسر جرمی آنها و هم‌چنین شار حرارتی وارد بر سطح جسم با تغییر شعاع دماغه و زاویه نیم‌راس کره مخروط با نرم‌افزار انسیس فلونت مورد بررسی قرار گرفته است. جهت بررسی اثر خواص انتقالی و ترمودینامیکی بر گرمایش آیرودینامیکی لازم است که خواص انتقالی و ترمودینامیکی گونه‌ها تعریف شوند. این خواص با استفاده از مدل بلاتنر و به کارگیری قابلیت تابع تعریف شده توسط کاربر UDF انجام گرفته و از خواص انتقالی نرم‌افزار (نظریه جنبشی) نیز استفاده شده است و نتایج بدست آمده با هم مقایسه شده‌اند.

مدل پنج جزئی و گاز ایده‌آل مورد بررسی قرار گرفته و نتایج مورد مقایسه قرار گرفته است. کره/مخروط‌هایی با طول ۹/۵۲۵ متر و با شعاع دماغه ۰/۰۳۸۱، ۰/۰۷۶۲ و ۰/۱۵۲۴ متر و زوایای نیم‌راس ۶، ۱۰ و ۲۰ درجه با دمای دیواره ۱۲۵۵/۵ (K) مورد بررسی قرار گرفته است. فشار و دمای جریان آزاد بترتیب ۵۴/۷۵ (Pa) و ۲۷۰ (K) و عدد ماخ پروازی ۲۵ می‌باشد.

لازم به ذکر است که جریان به صورت متقارن محوری حل شده است چرا که در بازه زمانی از پرواز که بیشترین شار حرارتی به جسم وارد می‌شود سعی بر این است که زاویه حمله نزدیک به صفر نگه داشته شود. با توجه به اینکه عدد رینولدز جریان پایین است، بنابراین جریان بصورت آرام در نظر گرفته می‌شود و در حل

$$R_{i,r}^{\Delta} = \Gamma(v_{i,r} - v_{i,r}) \left[ k_{f,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{v_{j,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^N [C_{j,r}]^{v_{j,r}} \right] (\gamma)$$

$C_{j,r}$  غلظت مولی گونه  $j$  در واکنش  $r$  ضریب استوکیومتری برای واکنش دهنده  $i$  در واکنش  $r$  و ضریب استوکیومتری برای محصول  $i$  در واکنش  $r$  است. نرخ واکنش رفت و برگشت بترتیب  $k_{f,r}$  و  $k_{b,r}$  با استفاده از معادله آرنیوس تعریف می‌شود که مقادیر این دو پارامتر در جدول ۱ همراه با واکنش‌های شیمیایی ارائه شده است.

جدول ۱. واکنش‌های شیمیایی [۳]

واکنش‌ها	$k_{f,r}, k_{b,r}$
$O_2 \rightleftharpoons 2O$	$3.61 \times 10^{18} T^{-1.0} \exp(-5.94 \times 10^4 / T)$ $3.01 \times 10^{15} T^{-0.5}$
$N_2 \rightleftharpoons 2N$	$1.92 \times 10^{17} T^{-0.5} \exp(-1.131 \times 10^5 / T)$ $1.09 \times 10^{16} T^{-0.5}$
$N_2 + N \rightleftharpoons 2N + N$	$4.15 \times 10^{22} T^{-1.5} \exp(-1.131 \times 10^5 / T)$ $2.32 \times 10^{21} T^{-1.5}$
$NO \rightleftharpoons N + O$	$3.97 \times 10^{20} T^{-1.5} \exp(-7.56 \times 10^4 / T)$ $1.01 \times 10^{20} T^{-1.5}$
$NO + O \rightleftharpoons O_2 + N$	$3.18 \times 10^9 T^{1.0} \exp(-1.97 \times 10^4 / T)$ $9.63 \times 10^{11} T^{0.5} \exp(-3.6 \times 10^3 / T)$
$N_2 + O \rightleftharpoons NO + N$	$6.75 \times 10^{13} \exp(-3.75 \times 10^4 / T)$ $1.5 \times 10^{13}$

برای محاسبه لزجت دینامیکی  $\mu$  و ضریب هدایت حرارتی  $k$  در دمای کمتر از ۱۰۰۰ درجه کلونین از رابطه ساترلند و برای دماهای بالاتر تا ۳۰۰۰۰ درجه کلونین، از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$\mu_i = \exp(C_{\mu i}) T^{(A_{\mu i} \ln T + B_{\mu i})} \quad (8)$$

$$k_{i=} = \exp(E_{ki}) T^{[A_{ki} (\ln T)^3 + B_{ki} (\ln T)^2 + C_{ki} \ln T + D_{ki}]} \quad (9)$$

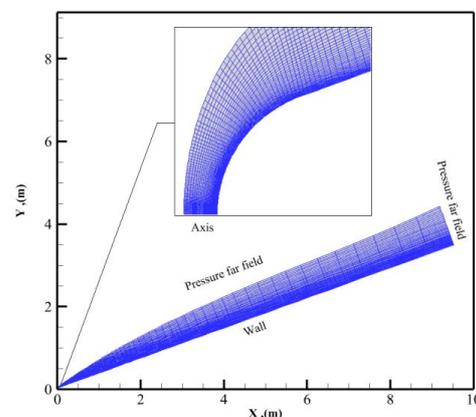
مقادیر A, B, C, D, E در روابط (۸) و (۹) از مرجع [۳] قابل دریافت است.



مساله به دلیل وجود تراکم بالا از چگالی مبنا استفاده شده است. لازم به ذکر است که در این تحقیق از روش ضمنی و از الگوریتم AUSM استفاده شده است [۲].

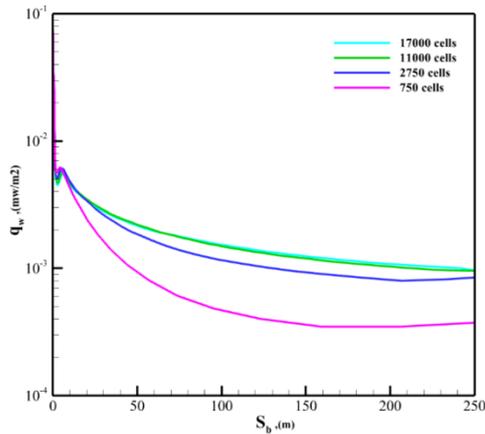
#### ۴. استقلال از شبکه و همگرایی

به منظور حل جریان اطراف کره مخروط از شبکه بندی با سازمان استفاده شده است. با توجه به شکل ۱ به دلیل گرادیان زیاد در ناحیه نوک هندسه، میدان به دو صفحه تقسیم شده است تا شبکه اطراف دماغه کیفیت مناسبی داشته و تعامد شبکه نیز رعایت شده باشد. هم چنین، فشردگی به سمت بدنه به دلیل محاسبه دقیق گرادیان دما به اندازه کافی انجام گرفته است. فشردگی در جهت محور تقارن در نزدیکی ناحیه سکون به گونه ای است که سلول ها به صورت مربعی ایجاد شده اند تا حل مناسب و دقیقی بخصوص در ناحیه لایه شوک انجام گیرد. شبکه بندی انجام گرفته و شرایط مرزی برای کره/مخروط با شعاع دماغه  $0.0381$  متر و زاویه نیم راس  $20$  درجه در شکل ۱ ارائه شده است. به منظور بررسی استقلال حل از شبکه ابتدا حل میدان برای شبکه های متعدد با تعداد سلول های متفاوت ( $750$ ،  $2750$ ،  $11000$  و  $17000$  سلول) برای کره مخروطی با زاویه نیم راس  $20$  درجه و شعاع دماغه  $0.0381$  متر انجام گرفت.



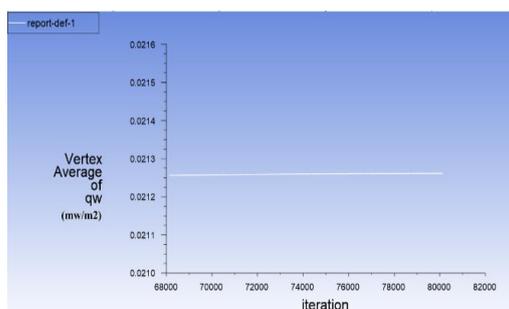
شکل ۱. نمایشی از شبکه تولید شده و شرایط مرزی

از آنجایی که شار حرارتی پارامتر بسیار مهم در بررسی میدان ابر صوتی است به همین دلیل تغییرات آن در طول جسم با شبکه های متفاوت بررسی شد تا شبکه مناسب انتخاب شود. این موضوع در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل ۲. حساسیت شبکه نسبت به تغییرات شار حرارتی

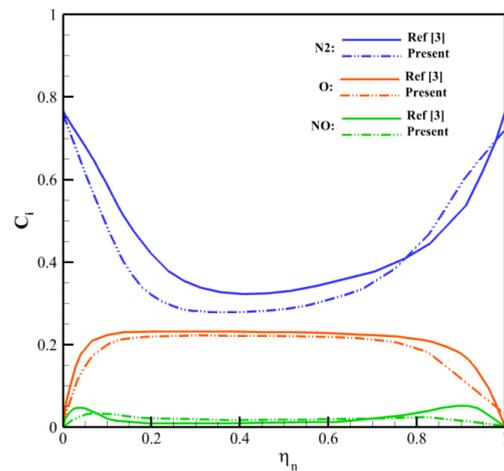
همانطور که ملاحظه می شود با افزایش تعداد سلول ها مقدار شار حرارتی تغییر کرده است اما این اختلاف برای شبکه هایی با  $11000$  و  $17000$  سلول ناچیز است و بنابراین در تحقیق حاضر از شبکه ای با  $11000$  سلول استفاده شده است. لازم به ذکر است در مساله حاضر، مقادیر کسر جرمی گونه های شیمیایی بر روی خط سکون و هم چنین شار حرارتی وارد بر سطح جسم به عنوان معیار همگرایی حل در نظر گرفته شده است. شکل ۳ متوسط شار حرارتی وارد بر سطح جسم را به عنوان نمونه ای از معیار همگرایی حل نشان می دهد.



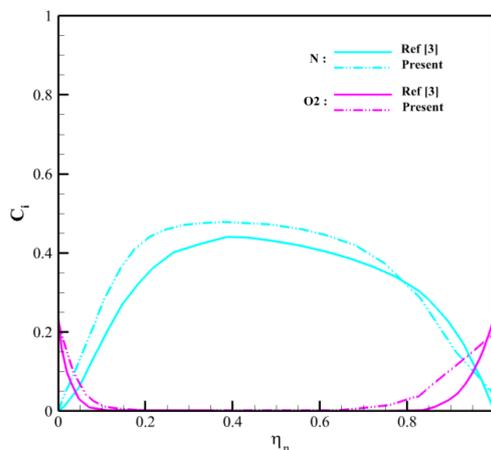
شکل ۳. همگرایی متوسط شار حرارتی وارد بر سطح جسم

## ۵. اعتبارسنجی

برای تایید روش حل و صحت نتایج، شار حرارتی وارد بر سطح کره/مخروط و هم‌چنین مقادیر کسر جرمی گونه‌ها به عنوان پارامترهای مورد نظر برای اعتبارسنجی با مرجع اصلی در نظر گرفته شده‌اند. شکل‌های ۴ و ۵ مقایسه پروفیل کسر جرمی گونه‌های محاسبه شده  $(O - NO - N_2)$  و  $(N - O_2)$  روی خط سکون برای کره مخروطی با زاویه نیم‌راس ۲۰ درجه و شعاع دماغه ۰/۰۳۸۱ متر با مرجع [۳] را نشان می‌دهد.



شکل ۴. مقایسه پروفیل کسر جرمی گونه‌های محاسبه شده  $(O - NO - N_2)$  روی خط سکون با مرجع [۳]



شکل ۵. مقایسه پروفیل کسر جرمی گونه‌های محاسبه شده  $(N - O_2)$  روی خط سکون با مرجع [۳]

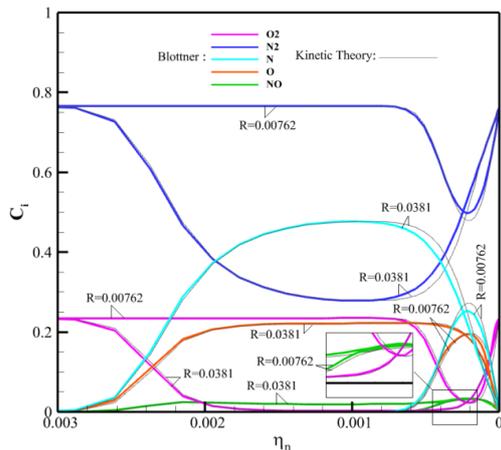
کاهش سریع کسر جرمی مولکول‌های اکسیژن و نیتروژن در نوک دماغه نشان دهنده دمای بالا در این ناحیه است که سبب تبدیل مولکول‌ها به اتم‌های نیتروژن و اکسیژن شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود رفتار نمودارها و نیز مقادیر آنها مشابه هم می‌باشد که بیان‌کننده صحت روند در پیش‌گرفته شده و نتایج بدست آمده از نرم‌افزار فلوئنت است.

شکل ۶ مقایسه نتایج محاسبه شده برای شار حرارتی در تحقیق حاضر با نتایج مرجع [۳] را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که نتایج بدست آمده برای شار حرارتی وارد بر سطح از تحقیق حاضر بر نتایج مرجع [۳] تقریباً منطبق بوده و حداکثر خطا کمتر از ده درصد می‌باشد.

## ۶. نتایج

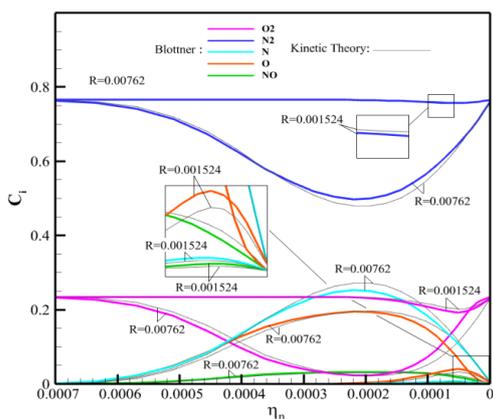
### ۶-۱. تاثیر شعاع دماغه بر گونه‌های شیمیایی و شار حرارتی وارد بر سطح

در این بخش به بررسی اثر شعاع دماغه در تجزیه هوا و شار حرارتی وارد بر سطح با استفاده از خواص انتقالی بلاتر و نظریه جنبشی گازها پرداخته می‌شود. برای کاهش شار حرارتی وارد بر سطح، دماغه اجسام ابرصوتی بصورت پخ می‌باشند و از طرفی این دماغه موجب گرادیان آنتروپی قوی در لایه شوک خواهد شد. هر چقدر شعاع دماغه افزایش می‌یابد لایه شوک ضخیم‌تر شده و در لایه شوکی با ضخامت بیشتر در مقایسه با لایه شوک با ضخامت کمتر، گونه‌ها فرصت بیشتری برای تجزیه خواهند داشت و با توجه به اینکه بخشی از انرژی صرف شکستن پیوند مولکولی شده است از شار حرارتی وارد بر سطح کاسته می‌شود. بنابراین در نظر گرفتن این فعل و انفعال شیمیایی و عبارتی محاسبه کسر جرمی گونه‌های شیمیایی در تعیین شار حرارتی وارد بر بدنه حائز اهمیت است.

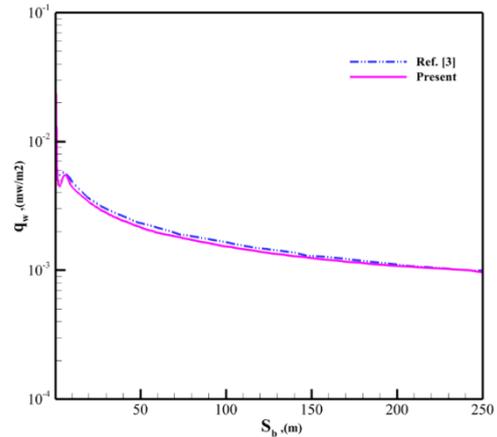


شکل ۷. کسر جرمی گونه‌های شیمیایی روی خط سکون برای شعاع‌های ۰/۰۳۸۱ و ۰/۰۰۷۶۲ متر

تاثیر شعاع دماغه بر روی شار حرارتی وارد بر سطح برای دو مدل مختلف خواص انتقالی در شکل ۹ نشان داده شده است که نشان دهنده کاهش شار حرارتی با افزایش شعاع دماغه است. با دور شدن از ناحیه نوک میزان شار حرارتی وارد بر سطح جسم به دلیل ثابت ماندن زاویه نیم‌راس در هر سه شعاع تقریباً بر هم منطبق می‌باشد. بیشترین اختلاف درصد بین مقادیر شار حرارتی برای دو نوع خواص انتقالی مختلف حدود ۱۱ درصد است که نشان دهنده اهمیت این خواص می‌باشد.



شکل ۸. کسر جرمی گونه‌های شیمیایی روی خط سکون برای شعاع‌های ۰/۰۰۷۶۲ متر و ۰/۰۰۱۵۲۴ متر

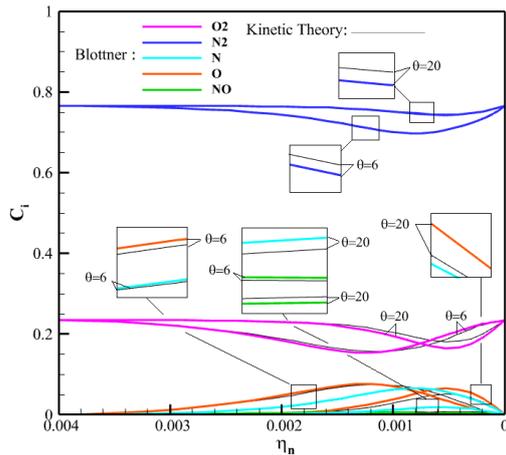


شکل ۶. مقایسه شار حرارتی محاسبه شده با مرجع [۳]

در شکل‌های ۷ و ۸ پروفیل تجزیه گونه‌های شیمیایی برای شعاع‌های ۰/۰۳۸۱ و ۰/۰۰۷۶۲ و ۰/۰۰۱۵۲۴ متر و زاویه نیم‌راس ۲۰ درجه جهت مقایسه با دو تعریف انجام گرفته برای خواص انتقالی شامل خواص انتقالی بلاتنر (با استفاده از مرجع [۳]) و نظریه جنبشی (با استفاده از نرم افزار انسیس فلونت) در فاصله لایه شوک و بدنه بر روی خط سکون ارائه شده است. بیشترین درصد متوسط اختلاف کسر جرمی با استفاده از دو خواص انتقالی مختلف بلاتنر و نظریه جنبشی برای مولکول نیتروژن ۱ و مولکول اکسیژن کمتر از ۳ درصد می‌باشد و مقادیر متوسط کسر جرمی گونه‌های شیمیایی روی خط سکون در جدول ۲ آورده شده است.

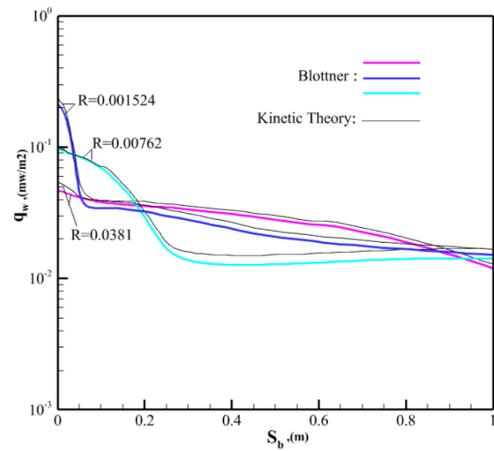
جدول ۲. متوسط کسر جرمی گونه‌های شیمیایی در سه شعاع مختلف روی خط سکون

اکسیژن	نیتروژن	شعاع دماغه
۰/۱۰۷۰۴۳	۰/۵۶۰۴۴۹	۰/۰۳۸۱
۰/۱۸۱۷۹۹	۰/۶۹۸۵۷	۰/۰۰۷۶۲
۰/۲۲۶۹۵۵	۰/۷۶۳۸۸۴	۰/۰۰۱۵۲۴



شکل ۱۰. تاثیر زاویه نیم راس دماغه بر کسر جرمی گونه‌های شیمیایی در فاصله  $S_b=6$  متر

تاثیر زاویه نیم‌راس بر شار حرارتی وارد بر بدنه در شکل ۱۱ نشان داده شده است. برای این منظور سه زاویه ۶، ۱۰ و ۲۰ درجه با شعاع‌های یکسان (۰/۳۸۱ متر) در نظر گرفته شده است. با توجه به ثابت بودن شعاع دماغه برای هر سه زاویه نیم‌راس در نظر گرفته شده میزان تجزیه گونه‌های شیمیایی بر روی خط سکون در هر سه حالت یکسان است. با دور شدن از نقطه سکون و افزایش زاویه نیم‌راس دماغه، موج شوک قوی‌تر شده و فشار وارد بر سطح نیز افزایش می‌یابد و در نتیجه ضخامت لایه شوک در فاصله دورتر از نقطه سکون به سطح جسم نزدیک می‌شود و میزان انرژی جذب شده در اثر تجزیه کم‌تر خواهد بود این امر منجر به افزایش دما در اجسامی با نیم‌راس بالا خواهد شد. برای این حالت و با توجه به شکل ۱۱ بیشترین درصد اختلاف بین مقادیر شار حرارتی برای دو نوع خواص انتقالی مختلف نیز در حدود ۱۱ درصد می‌باشد.

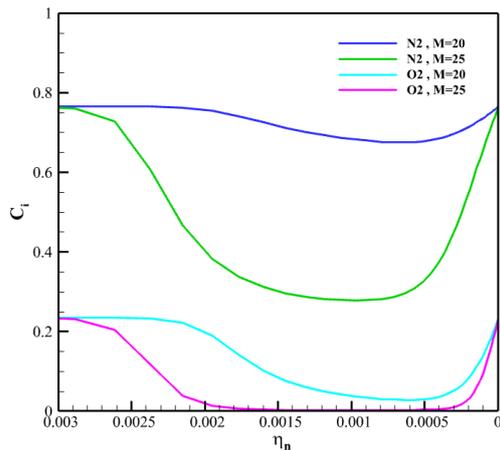


شکل ۹. تاثیر شعاع دماغه بر شار حرارتی وارد بر سطح

## ۲-۶. تاثیر زاویه نیم‌راس بر گونه‌های شیمیایی و شار حرارتی وارد بر سطح

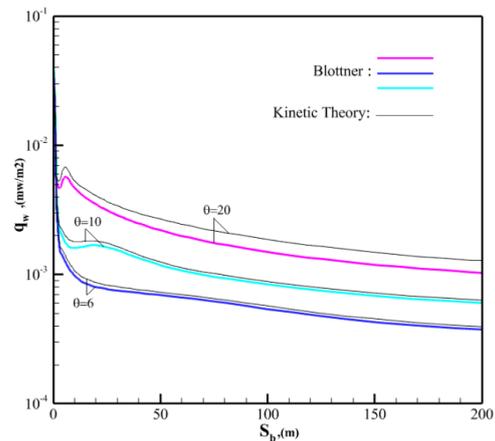
یکی دیگر از عوامل موثر بر میزان شار حرارتی وارد بر سطح و هم‌چنین فعل و انفعالات شیمیایی در لایه شوک تغییر زاویه نیم‌راس دماغه است. در اجسام ابرصوتی بیشترین شار حرارتی در ناحیه سکون می‌باشد و با فاصله گرفتن از نقطه سکون نرخ انتقال حرارت به سطح کاهش می‌یابد. در نتیجه گونه‌های شیمیایی موجود در نقطه سکون به دلیل دمای بالا نسبت به پایین دست بیشتر تجزیه شده و با دور شدن از آن میزان تجزیه مولکول‌ها کاهش می‌یابد.

در شکل ۱۰ کسر جرمی گونه‌های شیمیایی در فاصله ۶ متر داده شده و همانطور که مشاهده می‌شود در زاویه نیم‌راس کم بدلیل کاهش فشار و ضخیم شدن لایه شوک، تجزیه بیشتر شده است. در فاصله ۶ متر، درصد متوسط اختلاف کسر جرمی گونه‌های شیمیایی بواسطه استفاده از دو نوع خواص انتقالی مختلف برای مولکول اکسیژن حداکثر ۱ درصد و مولکول نیتروژن کمتر از ۱ درصد می‌باشد.



شکل ۱۲. مقایسه تجزیه نیتروژن و اکسیژن روی محور سکون با تغییر عدد ماخ

به عنوان مثال تغییر فاحش کسر جرمی نیتروژن برای این دو ماخ نشان‌دهنده تجزیه گونه‌های شیمیایی در اثر افزایش دمای حاصل از اتلاف لزجت ( ناشی از افزایش سرعت) می‌باشد. با افزایش عدد ماخ در لایه شوک میزان شار حرارتی وارد بر سطح بیشتر می‌شود. با توجه به شکل، متوسط کسر جرمی اکسیژن و نیتروژن با تغییر عدد ماخ از ۲۰ به ۲۵ به ترتیب در حدود ۳۳/۷۰ و ۳۰/۴۱ درصد افزایش داشته است. تاثیر افزایش عدد ماخ بر شار حرارتی وارد بر سطح در شکل ۱۳ آورده شده است. دامنه تغییرات عدد ماخ ۱۰ تا ۲۵ در نظر گرفته شده است و همانطور که در شکل مشاهده می‌شود با تغییر عدد ماخ از ۱۰ تا ۲۰ مقدار متوسط شار حرارتی تقریباً ۱۰ برابر افزایش می‌یابد و با تغییر آن از مقدار ۲۰ به ۲۵ شار حرارتی بیش از دو برابر افزایش خواهد یافت.



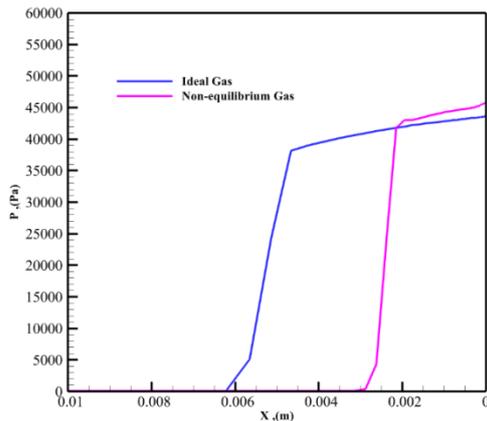
شکل ۱۱. تاثیر زاویه نیم راس دماغه بر شار حرارتی وارد بر سطح

با افزایش زاویه نیم‌راس از ۶ درجه به ۲۰ درجه ( تقریباً سه برابر) مقدار شار حرارتی وارد بر سطح در موقعیت‌های مختلف در حدود سه برابر افزایش می‌یابد. بدیهی است که یکی از دلایل قلمی بودن اجسام ابرصوتی همین مساله است. شاید بتوان گفت اصلی‌ترین عامل موثر بر شار حرارتی وارد بر سطح یک جسم ابرصوتی سرعت آن است و توجه شود که شار حرارتی متناسب با توان سوم سرعت می‌باشد.

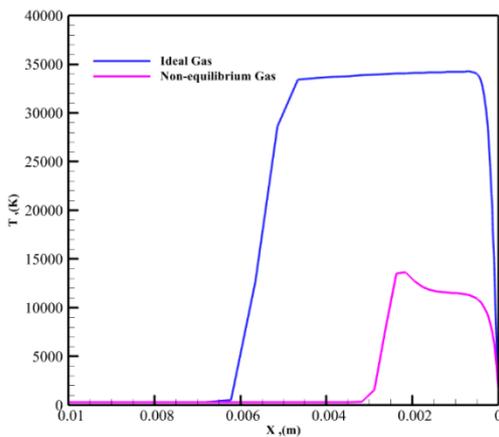
### ۳-۶. تاثیر عدد ماخ بر گونه‌های شیمیایی و شار حرارتی وارد بر سطح

با افزایش عدد ماخ پروازی دمای جریان پیرامون بدنه افزایش می‌یابد که در نهایت منجر به تجزیه و حتی یونیزه شدن هوا خواهد شد. در شکل ۱۲ کسر جرمی گونه‌های شیمیایی بر روی محور سکون برای دو ماخ ۲۰ و ۲۵ نشان داده شده است.

شوک تا  $3340.5/47$  (K) افزایش یافته است در حالیکه با در نظر گرفتن واکنش‌های شیمیایی، مقدار بیشینه دما بر روی خط سکون به  $13535/36$  رسیده است به عبارتی دما بر روی خط سکون در گاز ایده‌آل نسبت به جریان غیرتعادلی به اندازه  $146$  درصد افزایش یافته است.



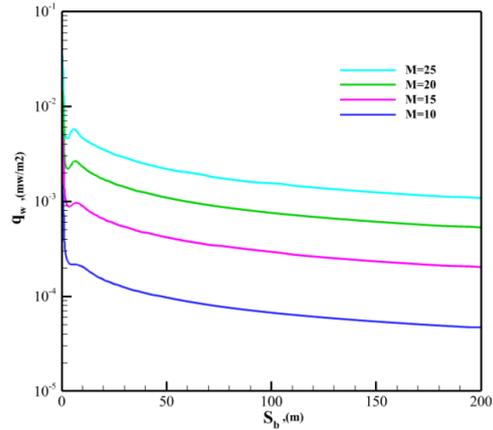
شکل ۱۴. مقایسه فشار در حالت غیرتعادلی و گاز ایده‌آل روی خط سکون



شکل ۱۵. مقایسه دما در حالت غیرتعادلی و گاز ایده‌آل روی خط سکون

## ۷. نتیجه گیری

حل دقیق گرمایش آیرودینامیکی در جریان ابرصوتی مستلزم محاسبه میدان جریان ابرصوتی همراه با فعل و انفعالات شیمیایی و تجزیه هوا است. از دیدگاه مهندسی یک جایگزین مناسب و



شکل ۱۳. تاثیر افزایش عدد ماخ بر شار حرارتی وارد بر سطح

## ۴-۶. مقایسه فشار و دما روی خط سکون در حالت غیرتعادلی و گاز ایده‌آل

حل جریان با در نظر گرفتن فعل و انفعالات شیمیایی موجب تغییر در محل قرارگیری موج شوک نسبت به حالت گاز ایده‌آل می‌شود. جهت نشان دادن این مساله کره مخروطی با زاویه نیم‌راس  $20$  درجه و شعاع دماغه  $0.381$  متر مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به شکل  $14$  که تغییرات فشار در خط سکون را نشان می‌دهد مشاهده می‌شود که با در نظر گرفتن گاز ایده‌آل تغییر ناگهانی فشار (محل قرارگیری شوک) در فاصله  $0.06$  متر از نقطه سکون جسم و برای حالتی که واکنش‌های شیمیایی در نظر گرفته می‌شوند، در فاصله  $0.02$  متر از نقطه سکون اتفاق می‌افتد. به عبارت دیگر با اعمال واکنش‌های شیمیایی و در نظر گرفتن جریان غیرتعادلی محل قرارگیری شوک نسبت به نقطه سکون در مقایسه با محاسبات با فرض گاز ایده‌آل تقریباً نصف شده است.

مقدار بیشینه دما در لایه شوک در حالت گاز ایده‌آل به قدری بالاست که نشان دهنده کم اعتبار بودن فرض گاز ایده‌آل است و تحلیل جریان‌های ابرصوتی با در نظر گرفتن واکنش‌های شیمیایی را با اهمیت می‌کند. با توجه به شکل  $16$ ، برای حالت گاز ایده‌آل مقدار دما پس از



نه چندان ساده برای تحقیقات تجربی شبیه‌سازی عددی است. با این حال برای پیش‌بینی، نیاز به استفاده از مدل‌های پیشرفته و دقیق برای توصیف جریان‌های غیرتعادلی است.

هدف از تحقیق حاضر، تحلیل جریان غیرتعادلی حول اجسام ابرصوتی با دو تعریف متفاوت خواص انتقالی (بلاتر و نظریه جنبشی) و نیز امکان بکارگیری نرم‌افزار فلونت و بررسی توانایی آن در حل جریان‌های ابرصوتی با فعل و انفعال شیمیایی می‌باشد. هرچند بررسی موضوع واکنش‌های شیمیایی برای احتراق با این نرم افزار بطور گسترده بررسی شده است اما جریان بیرونی ابرصوتی انجام نشده و یا ارائه نشده است چرا که تفاوت‌های اساسی با احتراق دارد که کار را بسیار پیچیده و دشوار می‌سازد. از جمله نوآوری‌هایی که در این پژوهش در زمینه جریان‌های غیرتعادلی انجام گرفته است، حل جریان غیرتعادلی با تغییر مشخصات هندسی با پنج جزء اصلی هوا با دو نوع خواص انتقالی (مدل بلاتر بصورت UDF و نظریه جنبشی) به صورت عددی با استفاده از نرم افزار فلونت می‌باشد. تحقیق حاضر نشان می‌دهد که:

- ۱- در اعداد ماخ پایین میزان تجزیه گونه‌های شیمیایی اندک بوده و با افزایش عدد ماخ از ۲۰ به ۲۵ متوسط کسرجرمی اکسیژن و نیتروژن روی خط سکون برای دماغه‌ای به شعاع  $0.381/0$  متر و زاویه نیم‌راس ۲۰ درجه بترتیب در حدود  $33/70$  و  $30/41$  درصد افزایش داشته است.
- ۲- برای دماغه‌ای به شعاع  $0.381/0$  متر و زاویه نیم‌راس ۲۰ درجه با تغییر عدد ماخ از ۱۰ تا ۲۰ مقدار متوسط شار حرارتی تقریباً ۱۰ برابر افزایش و با تغییر آن از مقدار ۲۰ به ۲۵ شار حرارتی بیش از دو برابرافزایش خواهد یافت.
- ۳- با افزایش زاویه نیم‌راس کره‌مخروط از ۶

درجه به ۲۰ درجه ( تقریباً سه برابر)، مقدار شار حرارتی وارد بر سطح در موقعیت‌های مختلف در حدود سه برابر افزایش می‌یابد و بیشترین درصد اختلاف بین مقادیر شار حرارتی برای دو نوع خواص انتقالی مختلف نیز در حدود ۱۱ درصد می‌باشد. در فاصله  $Sb = 6$  متر درصد متوسط اختلاف کسرجرمی گونه‌های شیمیایی بواسطه استفاده از دو نوع خواص انتقالی مختلف برای مولکول اکسیژن حداکثر ۱ درصد و مولکول نیتروژن کمتر از ۱ درصد می‌باشد.

۴- با افزایش شعاع دماغه میزان شار حرارتی وارد بر سطح کاهش می‌یابد و بیشترین درصد متوسط اختلاف کسرجرمی با استفاده از دو خواص انتقالی مختلف بلاتر و نظریه جنبشی برای مولکول نیتروژن ۱ و مولکول اکسیژن کمتر از ۳ درصد می‌باشد. میزان بیشترین اختلاف بین دو خواص انتقالی مدل بلاتر و نظریه جنبشی برای شار حرارتی ۱۱ درصد است.

۵- میزان بیشترین اختلاف بین دو خواص انتقالی مدل بلاتر و نظریه جنبشی برای شار حرارتی با تغییر زاویه نیم‌راس و شعاع دماغه ۱۱ درصد است و به دلیل اختلاف بین دو خواص در مدلسازی غیرتعادلی، خواص انتقالی بلاتر که به صورت UDF برای هر گونه شیمیایی بصورت جداگانه محاسبه شده است برای تحلیل اجسام ابرصوتی دقیق‌تر می‌باشد. توصیه می‌شود که در بررسی جریان‌های ابرصوتی توأم با فعل و انفعال شیمیایی از مدل‌های دقیقتر (نسبت به امکانات خود نرم‌افزار) استفاده شود.

۶- با مقایسه حالت گاز ایده‌آل و غیرتعادلی میزان دما روی محور تقارن نسبت به حالت غیرتعادلی به اندازه ۱۴۶ درصد افزایش

داشته که نشانگر اهمیت در نظر گرفتن تجزیه در اعداد ماک بالاست و به دلیل وجود فعل و انفعالات شیمیایی در لایه شوک، محل قرارگیری موج شوک نسبت به حالت گاز ایده‌آل به نصف رسیده است.

## ۸. مآخذ

- [11] S. Sockalingam, Coupling of Fluid Thermal Simulation for Nonablating Hypersonic Reentry Vehicles Using Commercial Codes FLUENT and LS-DYNA, University of Cincinnati, 2008.
- [12] N. Parsons, X. Zhong, J. Kim, J. Eldredge, Numerical study of hypersonic receptivity with thermochemical non-equilibrium on a blunt cone, in: 40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, pp. 4446, 2010.
- [13] H. Alkandry, I.D. Boyd, A. Martin, Coupled flow field simulations of charring ablaters with nonequilibrium surface chemistry, in: 44th AIAA Thermophysics Conference, pp. 2634, 2013.
- [14] G. Shoev, G. Oblapenko, O. kunova, M. Mekhonoshina and E. Kustova, "Validation of vibration-dissociation coupling models in hypersonic non-equilibrium separated flows," Acta Astronautica, 2018.
- [15] Miró Miró, F., Pinna, F., Beyak, E. S., Barbante, P., & Reed, H. L., Diffusion and chemical non-equilibrium effects on hypersonic boundary-layer stability. In 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- [16] Mankodi, T. K., & Myong, R. S., Quasi-classical trajectory-based non-equilibrium chemical reaction models for hypersonic air flows. Physics of Fluids, Vol. 31, No.10, 2019.
- [17] J.G. Kim, S.H. Kang, and S.H. Park, Thermochemical nonequilibrium modeling of oxygen in hypersonic air flows. International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol.148, 2020.
- [18] C. Garbacz, W.T. Maier, J.B. Scoggins, T.D. Economon, T. Magin, J.J. Alonso, and M. Fossati, Shock interactions in inviscid air and CO<sub>2</sub>-N<sub>2</sub> flows in thermochemical non-equilibrium, ShockWaves, Vol.31, No.3, pp. 239-253, 2021.
- [1] G. Shoev, Y.A. Bondar, G. Oblapenko, E. Kustova, Development and testing of a numerical simulation method for thermally nonequilibrium dissociating flows in ANSYS Fluent, Thermophysics and Aeromechanics, Vol. 23, No.2, pp. 151-163, 2016.
- [2] S. Sockalingam, A. Tabiei, Fluid/ thermal/ chemical non-equilibrium simulation of hypersonic reentry vehicles, The International Journal of Multiphysics, Vol. 3, No.3, 2016.
- [3] F.M. Cheatwood, F.R. DeJarnette, An approximate viscous shock layer technique for calculating chemically reacting hypersonic flows about blunt-nosed bodies, 1991.
- [4] J.D. Anderson Jr, Hypersonic and high-temperature gas dynamics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [5] K.A. Hoffmann, Computational fluid dynamics for engineers, Engineering education system, pp. 100-103, 1993.
- [6] E.C. Anderson, J.N. Moss, Numerical solution of the hypersonic viscous-shock-layer equations for laminar, transitional, and turbulent flows of a perfect gas over blunt axially symmetric bodies, 1975.
- [7] J.L. Shinn, J.J. Jones, Chemical nonequilibrium effects on flowfields for aeroassisted orbital transfer vehicles, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 22, No.1, pp. 54-59, 1985.
- [8] C.G. Miller III, J.R. Micol, P.A. Gnoffo, Laminar heat-transfer distributions on biconics at incidence in hypersonic-hypervelocity flows, 1984.
- [9] E. Zoby, K. Lee, R. Gupta, R. Thompson, A. Simmonds, Viscous shock-layer solutions with nonequilibrium chemistry for hypersonic flows past slender bodies, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 26, No.4, pp. 221-228, 1989.
- [10] S. Ghasemloo, M. Mani, The Solution of Nonequilibrium Viscous Shock Layer Equations in the Shock-Oriented Coordinate System, Amirkabir University of Technology, Tehran, 2008. (in Persian)

