



شبیه‌سازی توزیع دمایی دماغه‌های فناشونده‌ی ماوراء صوت در طی مسیر پرواز به روش گام به گام مکانی

محمد مهدی دوستدار^{1*}، مرتضی مردانی²، فرهاد قدک¹

1- دانشیار، مهندسی مکانیک و هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران

2- دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران

* تهران، صندوق پستی 185713243، ihu.ac.ir، mdostdar@ihu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 02 مهر 1395

پذیرش: 07 آبان 1395

ارائه در سایت: 13 آذر 1395

کلید واژگان:

توزیع دمایی

روش گام به گام مکانی

روش لایه‌ی شوک لزج

روش لایه مرزی لزج خودمتشابه

فناشوندگی سطح

چکیده

استخراج توزیع دمایی در بخش‌های مختلف دماغه جهت انتخاب مواد، جانمایی قطعات، سامانه‌های حساس در داخل آن و... مستلزم معلوم بودن گرمایش ایرودینامیکی القاء شده بر سطح دماغه می‌باشد. مقدار این پارامتر به همراه دمای سطح و میزان فناشوندگی سطح، باید در گام زمانی بعدی از پرواز تصحیح گردد. جهت محاسبه یا تخمین دقیقی از این پارامتر، روش‌های محاسباتی مختلفی ارائه شده است، کامل‌ترین و دقیق‌ترین روش، حل عددی همزمان معادلات کامل ناوبراستوکس، تجزیه/یونیزاسیون شیمیایی، بقاء گونه‌ها، مدل اغتشاشی، مدل احتراقی ناشی از فناشوندگی سطح، معادله ی انتقال حرارت دماغه و... با الگوریتم حجم محدود گام به گام زمانی است. استفاده از این الگوریتم در گذر زمان بسیار وقت‌گیر بوده و حجم بالایی از حافظه ی محاسباتی را می‌طلبد. بنابراین از روش اختلاف محدود و انتقال معادلات جریان به فضای رویه‌ای از طریق توابع نگاشت، استفاده می‌گردد. با استفاده از این انتقال، می‌توان از روش‌های گام به گام مکانی جهت حل معادلات جریان استفاده کرد. بنابراین، در این تحقیق تخمین دقیق‌تری از توزیع دمایی دماغه‌های سه‌بعدی بالای صوت از طریق حل عددی معادلات جریان به روش گام به گام مکانی لایه‌ی شوک لزج و لایه مرزی لزج - خودمتشابه صورت گرفت. براساس این تحقیق، کد جامعی جهت شبیه‌سازی دمایی دماغه‌های بالای صوت در گذر زمان تدوین و نتایج آن با نتایج اندازه‌گیری دمایی آزمایشات پروازی محموله‌های داخلی و نتایج کدهای مشابه، با خطای نسبی کمتر از 6 درصد، صحت‌گذاری گردید.

Simulation of temperature distribution for hypersonic ablative noses during flight trajectory by space marching method

Mohammad Mehdi Doustar^{*}, Morteza Mardani, Farhad Ghadak

Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Imam Hussein University, Tehran, Iran

* P.O.B. 185713243, Tehran, Iran, mdostdar@ihu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 23 September 2016
Accepted 28 October 2016
Available Online 03 December 2016

Keywords:

Temperature contour
Space marching solvers
viscous shock layer method
Similarity of viscous boundary layer method
Surface ablation

ABSTRACT

Derivation of temperature distribution at the different sections of nose in order to select the material, component, and sensitive system installation on the inside of it involves specifying the induced aeroheating to nose surface. This parameter with surface temperature and recess due to surface ablation must be corrected at the next time step of flight trajectory. Different methods to estimate or calculate aeroheating were created, however, the most accurate method for this purpose is numerical solution of fully Navier Stokes, chemical dissociation and ionization of air, mass conservation of species, turbulence modeling, combustion modeling due to surface ablation, and nose heat transfer equations with time marching finite volume algorithms simultaneously. Utilizing these solvers for flight trajectory is frivolling, and requires high computational memory. Therefore, the finite difference method is used and the governing equations are translated to curvature coordinate by mapping terms. By using this translation, the space marching solvers can be used to solve the governing equations. Therefore, in this research, a more accurate estimation of temperature distribution for 3-D nose of supersonic and hypersonic vehicles was presented by using the numerical space marching solvers such as viscous shock layers and viscous boundary layer methods. So the comprehensive code was created for this purpose. The results of this code were validated by using the temperature telemetry results of flight tests. The relative error of the results was less than 10 percent.

1- مقدمه

ایرودینامیکی نمایان می‌گردد. مقدار این گرما علاوه بر اصطکاک پوسته، تابعی از خصوصیات فیزیکی (سرعت، ارتفاع پروازی و...)، فعل و انفعالات شیمیایی، فناشوندگی سطح، ترکیبات مخلوط گازی، خصوصیات ترمودینامیکی و انتقالی²

به دلیل ایجاد شوک در بخش بادخور پرنده‌های رژیم بالای صوت¹، بخش زیادی از انرژی سیال به انرژی داخلی گرمایی تبدیل و به صورت گرمایش

² Transport and Thermodynamic Properties

¹ Supersonic & Hypersonic regimes

Please cite this article using:

M. M. Doustar, M. Mardani, F. Ghadak, Simulation of temperature distribution for hypersonic ablative noses during flight trajectory by space marching method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 12, pp. 163-174, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

M. M. Doustar, M. Mardani, F. Ghadak, Simulation of temperature distribution for hypersonic ablative noses during flight trajectory by space marching method, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 12, pp. 163-174, 2016 (in Persian)

بر روی هوا از فرض تعادل ترمودینامیکی⁵ و عدم تعادل شیمیایی⁶ استفاده خواهد شد. همچنین، برای فعل و انفعالات فناشوندگی سطح از فرض تعادل ترمودینامیکی و عدم تعادل شیمیایی مدل پارک⁷ استفاده خواهد شد. بعد از مدل‌سازی فناشوندگی سطح، هندسه سطح و دمای سطح دیواره برای گام زمانی بعدی اصلاح می‌گردد. اثرات گرمایش تشعشعی روی میزان گرمایش ایروودینامیکی و دمای سطح با فرض عدم انتشار اطلاعات به بالادست جریان نیز لحاظ می‌گردد. از مهمترین دستاوردهای مربوط به این تحقیق، می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- 1- حل سریع و دقیق ترکیبی از معادلات جریان، فعل و انفعالات نامتعادل شیمیایی، معادلات انتقال حرارت و ... دماغه‌ی نوعی محموله‌های بالای صوت، در طی مسیر پرواز و تهیه کد جامع
- 2- در نظر گرفتن اثرات حضور همتای برخورد کننده‌ی جسم سوم روی کسر جرمی گونه‌های لایه شوک و لحاظ نمودن اثرات فناشوندگی سطح روی هندسه دماغه، شبکه‌ی لایه شوک و دمای سطح
- 3- لحاظ نمودن اثرات انباشتگی دمایی ناشی از گام‌های زمانی قبلی روی دمای سطح و گرمایش ایروودینامیکی
- 4- استفاده از نتایج برازش منحنی تئوری‌های ملکولی قطبی جهت محاسبه ضریب انتقال حرارت هدایتی و لزجت گونه‌های لایه‌ی شوک، همچنین استفاده از نتایج آزمایشات طیف‌نگاری جهت محاسبه آنتالپی و حرارت مخصوص گونه‌های لایه‌ی شوک
- 5- محاسبه کسر جرمی گونه‌های مختلف و چگالی عددی یون‌های باردار و الکترون‌ها، جهت بررسی میزان هادی شدن مخلوط لایه شوک
- 6- با استفاده از میزان هادی شدن مخلوط لایه شوک براساس میزان چگالی عددی الکترون‌ها و یون‌های باردار می‌توان در تحقیقات آتی، میزان انحراف محموله ناشی از نیروی الکترومغناطیسی (حضور محیط هادی در میدان مغناطیسی زمین) را بررسی کرد و همچنین میزان اثر نیروی موردنظر را روی سامانه‌های کنترل وضعیت محموله‌ها لحاظ نمود.
- 7- هادی شدن مخلوط لایه شوک باعث ایجاد اختلالات رادیویی می‌گردد، در تحقیقات آتی می‌توان براساس میزان هادی شدن مخلوط لایه‌ی شوک، تمهیداتی جهت رفع این معضل را مورد بررسی قرار داد.

2- روش حل

براساس "شکل 1"، روش‌های محاسباتی مختلفی جهت تخمین گرمایش ایروودینامیکی ارائه شده است [13,1].

حل عددی ترکیب معادلات لایه شوک لزج و لایه مرزی لزج - خودمتشابه (گام به گام مکانی) بهترین روش از منظر دقت و سرعت حل می‌باشد. در این روش، به‌منظور حل میدان جریان اطراف بدنه دماغه از روش لایه‌ی شوک لزج⁸ و به‌منظور حل جریان در نقاط سکون دماغه از روش لایه مرزی لزج خودمتشابه⁹ استفاده می‌گردد [14].

3- روش‌های حل عددی

در حالت کلی روش‌های حل عددی، حجم محدود¹⁰ و اختلاف محدود¹¹ هستند. روش اختلاف محدود، مختص شکل کلی معادلات ناوبراستوکس یا

آن و... است. در این شرایط، جهت محاسبه فیزیک جریان، درصد جرمی گونه‌های ناشی از فعل و انفعالات شیمیایی هوا، توزیع دمایی بخش‌های مختلف دماغه و... از ترمودینامیک تعادلی و همچنین جهت محاسبه عبارات چشمه¹ ناشی از فناشوندگی سطح² از ترمودینامیک تعادلی مدل پارک³ استفاده می‌گردد [1].

روند تحقیقات در این زمینه با آزمایش و خطا شروع شد. به‌طوری‌که، در سال 1957، ناسا انواعی از دماغه‌های پخ‌دار با هندسه‌های مخروطی و کروی و با صافی سطح‌های مختلف در اعداد ماخ 1.7 تا 6.7 و رینولدزهای مختلف جهت اندازه‌گیری توزیع فشار، ضریب انتقال حرارت هدایتی در لایه‌ی شوک، انتقال حرارت ناشی از گرمایش ایروودینامیکی و رفتار گذرای آن مورد آزمایش قرار داد [2-6]، همچنین در سال 1970، دمای داخلی و بیرونی دماغه‌ی پخ یک محموله نوعی، در پرواز واقعی آن (تا عدد ماخ 20) برحسب زمان اندازه‌گیری و منحنی تغییرات دمای داخلی و بیرونی دماغه برحسب زمان استخراج گردید [7]. پس از اثبات برخی از فرضیه‌ها و تبدیل آن‌ها به نظریه، در سال 1990، ناسا جهت استخراج منحنی تغییرات گرمایش ایروودینامیکی و دمای دیواره در گذر زمان، شکل ساده‌ای از معادلات حاکم بر نقطه سکون دماغه‌های پخ آدیاباتیک و فناپذیر در جریان غیرلزج ماوراء صوت را به روش تحلیلی و با فرض ترمودینامیک تعادلی، حل کرد. مقایسه‌ها نشان می‌دهد که انطباق خوبی بین نتایج این تحلیل و نتایج آزمایش وجود دارد [8]. با پیشرفت دانش ایروودینامیک و ترموشیمی، فرضیه‌ی نامتعادل شدن فعل و انفعالات شیمیایی در یال دماغه مطرح و کانون توجه بسیاری از محققان شد، به‌طوری‌که در سال 2006، در یک نقطه پروازی خاص، میدان جریان یک دماغه نوعی پخ فناپذیر، با فرض فعل و انفعالات شیمیایی غیرتعادلی، حقیقی بودن گاز و معلوم بودن دمای اولیه دیواره، جهت محاسبه چگالی عددی الکترون‌های آزاد لایه‌ی شوک به روش ضمنی تسخیر شوک توسط رحمان‌پور و همکاران، صورت گرفت [9]. مطرح شدن فرضیه اثرات فناشوندگی سطح روی میدان جریان لایه شوک، کانون توجه بسیاری از محققان ایروودینامیکی گردید، به‌طوری‌که، در سال 2011 مدل‌سازی عددی بر پایه‌ی روش اختلاف محدود برای فناشونده‌های ذغالی با در نظر گرفتن واکنش‌های شیمیایی، انتقال جرم و اثرات انتقال حرارت سطح بر روی دماغه‌های دوبعدی توسط رحیمی و محمدیان صورت گرفت [10] و سپس در سال 2013، کریمیان و همکاران، جهت تقریب گرمایش ایروودینامیکی اطراف موشک‌های ماوراءصوت با مواد فناپذیر، از روش لایه مرزی لزج با در نظر گرفتن اثرات تجزیه و یونیزاسیون هوا و فرض تعادل ترمودینامیکی و شیمیایی، استفاده کردند [11]. در سال 2014، مدل‌سازی عددی میدان جریان دماغه‌های ماوراء صوت با در نظر گرفتن اثرات فناشوندگی، تجزیه/یونیزاسیون هوا با فرض ترمودینامیک تعادلی و عدم تعادل شیمیایی به روش حجم محدود کاملاً ضمنی، توسط بنجامین⁴ و همکاران صورت گرفت [12].

بنابراین، در ادامه‌ی تحقیقات [7-12]، این تحقیق برآنست که توزیع دمایی را با حل عددی میدان جریان لزج به روش گام به گام مکانی و فرض لایه‌ی شوک لزج برای دماغه‌های نامتقارن فناشونده‌ی بالای صوت در طی مسیر پرواز را استخراج کند و برای واکنش‌های شیمیایی صورت گرفته شده

5 پایا شدن انرژی داخلی گونه‌ها و مخلوط گازی در گام‌های زمانی

6 نرخ تولید و مصرف گونه‌ها در فعل و انفعالات شیمیایی یکسان نیست و عبارات چشمه همواره وجود دارند

⁸ Viscous Shock Layer

⁹ Similarity of Viscous Boundary Layer

¹⁰ Finite Volume

¹¹ Finite Difference

¹ Source Terms

² Surface ablation

³ Park Model

⁴ Benjamin

دوبعدی دارند و با مدل بالدوین - لومکس مدل‌سازی می‌گردند.

8- به دلیل بالا بودن دمای نقطه سکون نسبت به پایین دست جریان، فرض بر این است که مسیر صدور تشعشع در لایه‌ی شوک از بالادست به پایین دست جریان است.

5- هندسه و شبکه میدان

در هر صفحه نصف‌النهاری⁶، شعاع پخ، شعاع و زاویه φ مقاطع مختلف برحسب طول دماغه تعریف می‌گردد و سپس با بهره‌گیری از چند جمله‌ای میان‌یابی کننده لاگرانژین، χ یا میزان انحناء⁷، پارامترهای هندسی موردنیاز در سایر معادلات استخراج می‌گردد [15].

$$F(X) = \sum_{K=1}^3 f_K L_K(x), L_K(x) = \prod_{m=1, m \neq K}^3 \frac{x - x_m}{x_K - x_m} \quad (1)$$

$$\chi = \frac{\left| \frac{d^2 r}{dz^2} \right|}{\left(1 + \left(\frac{dr}{dz} \right)^2 \right)^{1.5}} = \sqrt{\left(\frac{d^2 r}{ds^2} \right)^2 + \left(\frac{d^2 z}{ds^2} \right)^2}, s = \sqrt{z^2 + r^2} \quad (2)$$

$$\alpha = \varphi + \text{tg}^{-1} \left(\frac{\frac{\partial y_{sh}}{\partial s}}{1 + y_{sh} \chi} \right), dy = dn_1 = \frac{1}{N-1} \quad (3)$$

در صورت وجود عدم تقارن در هندسه (وجود زاویه حمله، متقارن نبودن مقطع دماغه یا عدم تقارن ناشی از فنا شدن سطح) از تئوری صحنه‌گذاری شده‌ی "برایکینا-اسکات"⁸ جهت ایجاد بدنه معادل⁹ (معادلات آن در مرجع [14] آمده است) استفاده می‌گردد. مطابق با این تئوری برای هر صفحه نصف‌النهاری، براساس میزان زاویه حمله یا زاویه لغزش جانبی، صفحه نصف‌النهاری معادل یا بدنه معادل تعریف می‌گردد و متغیرهای موردنیاز صفحه مذکور محاسبه می‌گردند.

6- معادلات حاکم

- 1- معادله هندسه دماغه و ایجاد شبکه باسازمان برای مخلوط لایه شوک و معادلات ایجاد هندسه معادل در هندسه‌های غیرمتقارن [13,1].
- 2- معادلات اصلاح هندسه و شبکه، ناشی از فناشوندگی براساس نرخ واکنش‌های شیمیایی سطح فناشونده ("واکنش‌های 8-11") [15].
- با استفاده از میزان پسروی سطح در هر المان، شعاع پخ دماغه، متغیرهای هندسی و شبکه مخلوط لایه شوک اصلاح می‌گردد [6].
- 3- مجموعه معادلات حاکم بر میدان جریان یا معادلات ناویر استوکس، پیوستگی، حالت و انرژی، با فرض نازک بودن ضخامت لایه‌ی مرزی در نقطه‌ی سکون و سهموی شدن معادلات بر روی بدنه دماغه‌های پخ [17,16,14].

1-3- معادله‌ی پیوستگی

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial s} \left\{ (r + y \cos(\varphi))^j \rho u \right\} + \frac{\partial}{\partial y} \left\{ (1 + \chi y)(r + y \cos(\varphi))^j \rho v \right\} + \dot{M}_{cg} = 0 \quad (4)$$

⁶ Meridional plane

⁷ Curvature

⁸ Irina G. Brykina & Carl D. Scott

⁹ Equivalent axisymmetric body

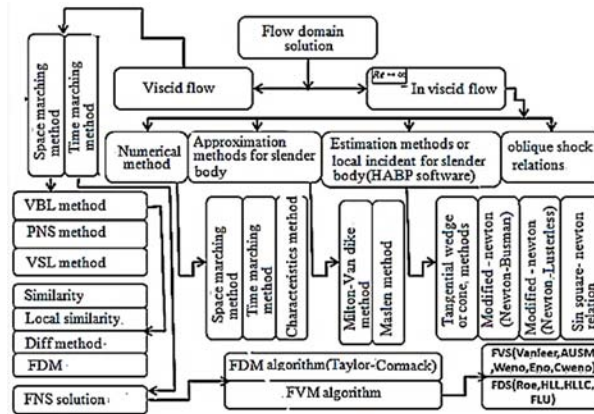


Fig. 1 Improvement trend for solution methods of the governing flow equations around nose

شکل 1 سیر تکاملی روش‌های حل معادلات جریان اطراف دماغه

معادلات اولیور بوده و حل کامل این معادلات در گذر زمان بسیار وقت گیر است (حل‌گرهای نرم‌افزار فلوینت). لذا می‌توان از شکل لایه شوک لزج به منظور حل جریان اطراف بدنه‌ی دماغه و شکل لایه مرزی لزج- خودمشابه به منظور حل جریان در نقاط سکون دماغه استفاده کرد. از ترکیبی از الگوریتم‌های اصلاح شده‌ی دیویس¹ (الگوریتم ضمنی²)، انتگرالگیری، فناشوندگی مدل پارک، برازش منحنی گرمای ویژه‌ی گونه‌های مختلف مخلوط (به جای ترمودینامیک آماری) و الگوریتم اختلاف محدود انتقال حرارت، به منظور حل معادلات فوق استفاده خواهد شد. در این شرایط، از حل‌گرهای فلوینت با کدنویسی UDF³ نمی‌توان استفاده کرد. در ضمن، با توجه به این که لایه‌ی مرزی در راستای مختصات رویه‌ای⁴ است، لذا باید معادلات در این سیستم مختصاتی نوشته و حل گردند و همچنین باید شبکه‌ی مبتنی بر مختصات رویه‌ای از طریق نگاشت⁵ به شبکه‌ی مکعبی تبدیل گردد و این کار کدنویسی را پیچیده‌تر خواهد کرد.

4- فرضیات

- 1- معادلات جریان در یال دماغه سهموی است و ضخامت لایه مرزی در نقطه سکون نازک است.
- 2- در لایه شوک فعل و انفعالات شیمیایی نامتعادل ناشی از فناشوندگی سطح، تجزیه/یونیزاسیون هوا وجود دارد.
- 3- خواص ترمودینامیکی و انتقالی لایه‌ی شوک تابعی از دما هستند و جهت محاسبه آن‌ها از برازش منحنی مبتنی بر تئوری ملکولی قطبی و نتایج آزمایشات طیف نگاری استفاده می‌گردد.
- 4- جهت در نظر گرفتن اثرات فناشوندگی سطح از تئوری صحنه‌گذاری شده‌ی پارک استفاده می‌گردد.
- 5- جهت محاسبه عبارات چشمه از قانون اثر جرم وابسته به زمان استفاده می‌گردد.
- 6- جهت در نظر گرفتن اثرات انتقال حرارت جابجایی آزاد داخل دماغه، از ضریب انتقال حرارت هدایتی معادل هوا استفاده می‌گردد.
- 7- به دلیل بالا بودن سرعت، گردابه‌های ناشی از آشفتگی جریان رفتار

¹ Davis Algorithm, Revised

² Implicit

³ User Defined Fluent

⁴ Curvature Coordinate

⁵ Mapping

$$\dot{w}_i^1 = \sum_{r=1}^{nr} (\Gamma_{ri}^+ \frac{L_{br}}{\gamma_i} + \Gamma_{ri}^- \frac{L_{fr}}{\gamma_i}) \quad (13)$$

$$\Gamma_{ri}^+ = \begin{cases} (\beta_{ri} - \alpha_{ri}) \text{if } (\beta_{ri} - \alpha_{ri}) > 0 \\ 0 \text{if } (\beta_{ri} - \alpha_{ri}) \leq 0 \end{cases} \quad (14)$$

$$\Gamma_{ri}^- = \begin{cases} 0 \text{if } (\beta_{ri} - \alpha_{ri}) \geq 0 \\ -(\beta_{ri} - \alpha_{ri}) \text{if } (\beta_{ri} - \alpha_{ri}) < 0 \end{cases} \quad (15)$$

$$L_{fr} = k_{fr} \bar{\rho}^{\alpha r} \prod_{j=1}^{10} \gamma_j^{\alpha r_j}, L_{br} = k_b \bar{\rho}^{\beta r} \prod_{j=1}^{10} \gamma_j^{\beta r_j} \quad (16)$$

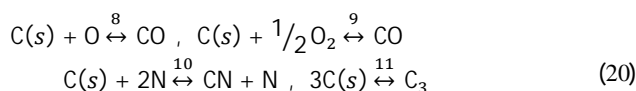
$$\frac{\partial}{\partial T_k} \left(\frac{\dot{w}_i}{\rho} \right) = \frac{M_i}{T_k} \sum_{r=1}^{nr} (\beta_{ri} - \alpha_{ri}) \left(\left(C2_r + \frac{C1_r}{T_k} - \alpha_r \right) L_{fr} \right) - \left(D2_r + \frac{D1_r}{T_k} - \beta_r \right) L_{br} \quad (17)$$

با استفاده از روابط زیر عبارات چشمه یا \dot{w}_i مرحله‌ی تکرار $k+1$ هر کدام از گونه‌های ناشی از تجزیه و یونیزاسیون هوا محاسبه می‌گردد [19,18]:

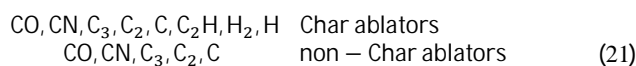
$$\left(\frac{\dot{w}_i}{\rho} \right)_{k+1} = \left(\frac{\dot{w}_i}{\rho} \right)_k + \left[\frac{\partial}{\partial T} \left(\frac{\dot{w}_i}{\rho} \right) \right]_k [T_{k+1} - T_k] \quad (18)$$

$$\frac{\partial}{\partial T_k} \left(\frac{\dot{w}_i}{\rho} \right) = \frac{M_i}{T_k} \sum_{r=1}^{nr} (\beta_{ri} - \alpha_{ri}) \left(\left(CR_2 + \frac{CR_1}{T_k} - \alpha_r \right) L_{fr} \right) - \left(DR_2 + \frac{DR_1}{T_k} - \beta_r \right) L_{br} \quad (19)$$

براساس مدل پارک، به دلیل آزادسازی کربن و هیدروژن ناشی از فناشوندگی سطح، بسته به ذغالی بودن سطح (مانند کامپوزیت کربن-فنولیک) یا غیرذغالی بودن (مانند گرافیت، کامپوزیت کربن-کربن)، واکنش‌های شیمیایی اکسیداسیون و نیتراسیون کربن (تجزیه) در سطح فناپذیر و همچنین در داخل لایه شوک صورت می‌گیرد. گونه‌های حاصله به صورت دیفیوژنی و جابجایی² به داخل لایه شوک یا امان مجاور تزریق می‌گردند. در بخش ذغالی سطح، 4 واکنش شیمیایی تجزیه صورت می‌گیرد، این واکنش‌ها عبارتند از [20]:



در بخش متصاعد کننده گاز یا بخش انجمادی³، گاز هیدروژن متصاعد شده و این گاز بعد از گذر از ناحیه ذغالی با کربن ترکیب شده و C_2H تولید می‌گردد. بخشی از C_2H تولیدی، تجزیه شده و اتم هیدروژن نیز تولید می‌گردد. برای فناشونده‌های ذغالی و غیرذغالی گونه‌های زیر از طریق جابجایی و دیفیوژن به داخل لایه شوک تزریق می‌شوند:



جهت محاسبه عبارات چشمه گونه‌های ناشی از فناشوندگی سطح و نرخ واکنش‌های مربوطه ("واکنش‌های 8-11") براساس مدل پارک غیرذغالی در سیستم مختصاتی کارترین [21,20]:

$$Rr_8 = \rho C_1 \sqrt{\frac{\sigma T_W}{2\pi C_1 M_1}} \beta_1 \frac{M_{11}}{M_1} \quad (22)$$

² Blowing

³ Frozen

2-3- معادله‌ی ممنوم در راستای s

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{1}{1+\chi y} \rho u \frac{\partial u}{\partial s} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho u v \frac{\chi}{1+\chi y} + \frac{1}{1+\chi y} \frac{\partial P}{\partial s} = \epsilon^2 \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\chi u}{1+\chi y} \right) \right] + \epsilon^2 \mu \left(\frac{2\chi}{1+\chi y} + \frac{j \cos(\varphi)}{r+y \cos(\varphi)} \right) \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\chi u}{1+\chi y} \right), \epsilon = \frac{1}{Re} \quad (5)$$

3-3- معادله‌ی ممنوم در راستای Y

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \frac{\partial P}{\partial y} = \frac{\chi}{1+\chi y} \rho u^2 \quad (6)$$

4-3- معادله‌ی انرژی

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{1}{1+\chi y} \rho u C_p \frac{\partial T}{\partial s} + \rho v C_p \frac{\partial T}{\partial y} - \frac{1}{1+\chi y} u \frac{\partial P}{\partial s} - v \frac{\partial P}{\partial y} = \epsilon^2 \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \epsilon^2 \left(\frac{\chi}{1+\chi y} + \frac{j \cos(\varphi)}{r+y \cos(\varphi)} \right) k \frac{\partial T}{\partial y} - \epsilon^2 \sum_{i=1}^{ns} J_i C_{pi} \frac{\partial T}{\partial y} + \epsilon^2 \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\chi u}{1+\chi y} \right)^2 - \sum_{i=1}^{ns} h_i \dot{w}_i \quad (7)$$

4- معادله واکنش‌های شیمیایی در میدان جریان ناشی از تجزیه/ یونیزاسیون هوا، فناشوندگی سطح و معادله بقاء گونه، انتقال جرم و عبارات چشمه در میدان جریان [17,16]

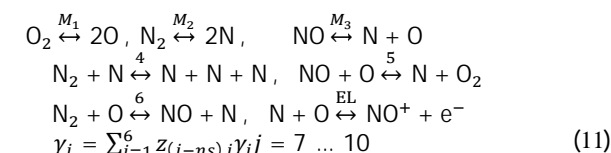
در فرآیند تجزیه و یونیزاسیون، هوا طی 7 واکنش شیمیایی به 6 گونه تجزیه می‌شود که این گونه‌ها عبارتند از، اتم اکسیژن O، ملکول اکسیژن O₂، ملکول اکسید نیتروژن NO، اتم نیتروژن N₂، یون اکسید نیتروژن NO⁺، ملکول نیتروژن N₂. با توجه به نامتعادل بودن فعل و انفعالات شیمیایی هوا، جهت محاسبه غلظت گونه‌های ناشی از تجزیه/ یونیزاسیون هوا از روش عدم تعادل شیمیایی استفاده خواهد شد. ثوابت واکنش‌های رفت و برگشت واکنش‌های حاصل از تجزیه و یونیزاسیون با همدیگر برابر نیستند:

$$k_{fr} = T_k^{CR_2} \exp \left(\ln(CR_{OR}) - \frac{CR_1}{T_k} \right) \quad (8)$$

$$k_{br} = T_k^{DR_2} \exp \left(\ln(CR_{OB}) - \frac{DR_1}{T_k} \right) \quad (9)$$

$$\gamma_j = \frac{C_j}{M_j}, j = 1 \dots 6 \quad (10)$$

جهت محاسبه غلظت M₁, M₂, M₃, EL ("همتای برخورد کننده جسم سوم"¹ در واکنش‌های تجزیه اکسیژن، نیتروژن، منواکسید نیتروژن و واکنش آزادسازی الکترون)، باید راندمان 6 عنصر اصلی نسبت به آرگون در واکنش‌های M₁, M₂, M₃, EL معلوم باشد، راندمان این عناصر نسبت به آرگون Z(j-ns) در مرجع [17] آمده است.



عبارات چشمه گونه‌ها را می‌توان به وسیله‌ی روابط زیر بیان کرد [16,9]:

$$\frac{\dot{w}_i}{\rho} = \dot{w}_i^0 - \dot{w}_i^1 C_i, \dot{w}_i^0 = \mu_i \sum_{r=1}^{nr} (\Gamma_{ri}^+ L_{fr} + \Gamma_{ri}^- L_{br}) \quad (12)$$

¹ Catalytic Third Body (All Species)

$$k_i = \frac{\mu_i R}{M_i} \left(\frac{C_{p_i} M_i}{R} + \frac{5}{4} \right); \frac{\text{lbf}}{\text{sec} - \text{R}^0} \quad (33)$$

در روابط فوق C_i, B_i, A_i ثابت‌های مربوط به تطبیق منحنی گونه‌های ناشی از تجزیه، یونیزاسیون هوا، فناشوندگی سطح است. M_i جرم ملکولی گونه‌ها و C_{p_i} حرارت مخصوص گونه‌ها بوده و تابعی از دمای المان است و مقدار آن برای هر گونه و در هر المان از جدول تغییرات C_{p_i} و دمای المان به روش میانمایی لاگرانژین به دست می‌آید [24-22].

6- ضریب پخش²، مدل پخش به مدل پخش دو تایی³ یا دو طیفی (طیف عناصر با ملکول‌های سنگین و طیف عناصر با ملکول‌های سبک) محدود می‌گردد که در آن ضرایب پخش یا D_i با استفاده از معادله عدد لوپس، به دست می‌آید.

7- جهت محاسبه مقادیر آنتالپی تشکیل گونه‌ها از جداول تغییرات آنتالپی گونه‌ها برحسب دما با بهره‌گیری از روش میانمایی لاگرانژین استفاده می‌گردد.

8- محاسبه‌ی عبارت شار دیفیوژن جرمی گونه‌ها [25,17].

9- با استفاده از جداول تجربی ضریب جذب برحسب فرکانس با فرض عدم صدور تشعشع از بالادست به پایین دست جریان، برای گرمایش تشعشعی [26,25]:

$$J = \int_0^\infty k_v B_v dv = \int_0^\infty k_v \frac{2hv^3}{c^2 (\exp(\frac{hv}{kT}) - 1)} dv, q_R = 2\pi J \delta_{sh} \quad (34)$$

10- محاسبه لزجت و ضریب انتقال حرارت المان سیال با استفاده از رابطه نیمه تجربی ویلک⁴ [20]:

$$\mu = \sum_{i=1}^{ns=14} \left(\frac{X_i \mu_i}{\sum_{j=1}^6 X_j \phi_{ij}} \right), k = \sum_{i=1}^{ns=14} \left(\frac{X_i k_i}{\sum_{j=1}^6 X_j \phi_{ij}} \right) \quad (35)$$

$$X_i = C_i \frac{\bar{M}}{M_i}, \phi_{ij} = \left[1 + \left(\frac{\mu_i}{\mu_j} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{M_j}{M_i} \right)^{\frac{1}{4}} \right]^2 \left[\sqrt{8} \left(1 + \frac{M_i}{M_j} \right)^{\frac{1}{2}} \right]^{-1}$$

11- محاسبه چگالی، حرارت مخصوص و آنتالپی مخلوط [17]:

$$C_{p_f} = \sum_{i=1}^{ns=14} C_i C_{p_i}, h = \sum_{i=1}^{ns=14} C_i h_i \quad (36)$$

12- معادلات انتقال سطح و گرمایش ایرودینامیکی: نرخ انتقال حرارت و اصطکاک پوسته‌ی سطح را می‌توان با استفاده از ضریب اصطکاک پوسته و عدد استنتون به دست آورد. [19,17]:

$$C_f = \frac{2\tau_w^*}{\rho_\infty U_\infty^2}, \tau_w^* = [\mu^* \frac{\partial u^*}{\partial y^*}]_w, St = \frac{q_w^*}{\rho_\infty V_\infty (H_\infty^* - H_w^*)} \quad (37)$$

$$q_w = -\varepsilon^2 \left[k \frac{\partial T}{\partial y} + \sum_{i=1}^{ns} \frac{\mu}{Pr} Le_i h_i \frac{\partial C_i}{\partial y} \right]_w + \varepsilon^2 q_r^* \quad (38)$$

13- معادله مدل اغتشاشی جهت مدل‌سازی گردابه‌ها: نتایج تجربی نشان می‌دهد که گردابه‌های ناشی از اغتشاش در سرعت‌های ماوراء صوت را می‌توان با مدل بالدوین- لومکس مدل‌سازی کرد. این مدل در رده مدل‌هایی تحت عنوان لزجت-گردابه کوچک قرار دارد. در این مدل‌ها تأثیرات اغتشاش در معادلات ناوراستوکس با اضافه کردن یک عبارت اضافی به ضرایب انتقال لحاظ می‌گردد [28,27].

14- معادله‌ی انتقال حرارت پوسته و داخل دماغه: شکل کلی معادله انتقال حرارت روی پوسته و داخل دماغه به صورت زیر است [29]:

$$Rr_9 = \rho C_2 \sqrt{\frac{\sigma T_w}{2\pi C_2 M_2}} 0.5 \frac{M_{11}}{M_2}$$

$$Rr_{10} = \rho C_4 \sqrt{\frac{\sigma T_w}{2\pi C_4 M_4}} 0.3 \frac{M_{11}}{M_4}, \beta_1 = 0.63 \exp\left(\frac{-1160}{T_w}\right) \quad (23)$$

$$Rr_{11} = \rho (C_{9,E} - C_9) \sqrt{\frac{\sigma T_w}{2\pi C_9 M_9}}, C_{9,E} = \frac{5.19E15 \exp(\frac{90845}{T_w})}{P} \quad (24)$$

$$V_{CS} = \frac{Rr_8 + Rr_9 + Rr_{10} + Rr_{11}}{\rho c}, V_W = \frac{Rr_8 + Rr_9 + Rr_{10} + Rr_{11}}{\rho} \quad (25)$$

براساس مدل پارک برای عبارات چشمه:

$$\dot{w}_1 = -Rr_8 \frac{M_1}{M_{11}}, \dot{w}_2 = -Rr_9 \frac{M_2}{M_{11}}, \dot{w}_3 = \dot{w}_6 = \dot{w}_{11} = 0$$

$$\dot{w}_4 = -Rr_{10} \frac{M_4}{M_{11}}, \dot{w}_7 = Rr_8 \frac{M_7}{M_{11}} + Rr_9 \frac{M_7}{M_{11}}$$

$$\dot{w}_8 = Rr_{10} \frac{M_8}{M_{11}}, \dot{w}_9 = Rr_{11}, \dot{w}_{10} = 0 \quad (26)$$

با استفاده از معادله زیر و تکرار حلقه مذکور (تحقق همگرایی مطلوب) غلظت گونه‌ها در سطح فناشونده محاسبه می‌گردد.

$$C_{i_{new}} = C_{i_{old}} + \frac{w_i(dt)}{(dz)\rho}, \max(\delta_i) = \max\left(\frac{C_{i_{new}} - C_{i_{old}}}{C_{i_{old}}}\right) \quad (27)$$

برای فناشونده‌های ذغالی:

$$\dot{w}_{12} = 0, \dot{w}_{14} = 0, \dot{w}_{13} = \rho V_W \left(1 - \frac{\rho_{CH}}{\rho_V} \right) \quad (28)$$

$$Rr_{gas} = \rho V_W \left(1 - \frac{\rho_{CH}}{\rho_V} \right), V_{CS} = \frac{Rr_{gas}}{(\rho_V - \rho_{CH})} \quad (29)$$

در رابطه فوق ρ_V, ρ_{CH} به ترتیب چگالی ذغال و چگالی ناحیه دست نخورده است.

در یک دماغه متقارن با مختصات رویه‌ای، شکل اختلاف محدود معادله بقاء گونه و انتقال جرم در میدان جریان به صورت زیر خواهد بود [19,15]:

$$\frac{1}{1 + \chi y} \rho u \frac{\partial C_i}{\partial s} + \rho v \frac{\partial C_i}{\partial y} = \dot{w}_i - \varepsilon^2 \frac{\partial}{\partial y} (J_i)$$

$$-\varepsilon^2 \left(\frac{\chi}{1 + \chi y} + \frac{j \cos(\varphi)}{r + y \cos(\varphi)} \right) J_i, J_i = \frac{-\mu}{Pr} Le_i \frac{\partial C_i}{\partial y}, C_i = \frac{\rho_i}{\rho} \quad (30)$$

با استفاده از تبدیلات مختصات به ζ, η ، می‌توان این معادله $(W=C)$ را به مانند معادلات انرژی $(W=T)$ و منتموم در راستای s $(W=U)$ به شکل معادله‌ی استاندارد به نام معادله دیفرانسیل جزئی سهموی بیان کرد (غیر از نقطه سکون). شکل کلی معادله دیفرانسیل جزئی سهموی به صورت زیر است:

$$\frac{\partial^2 W}{\partial \eta^2} + A_1 \frac{\partial W}{\partial \eta} + A_2 W + A_3 + A_4 \frac{\partial W}{\partial \zeta} = 0 \quad (31)$$

معادلات ضرایب فوق برای مجموعه معادلات مذکور در مرجع [17] آمده است. برای مخلوط لایه شوک جهت استخراج میزان گرمایش ایرودینامیکی [16]:

5- محاسبه لزجت و ضریب انتقال حرارت گونه‌ها، براساس روابط تطبیق منحنی¹:

$$\mu_i = \exp(C_i) T_k^{(A_i \ln(T_k) + B_i)} \frac{2.205E-3}{32.17} \left(\frac{\text{Lbf-sec}}{\text{ft}^2} \right) \quad (32)$$

² Diffusion Coefficient

³ Binary Diffusion

⁴ Wilke

¹ Curve Fit

سطح محاسبه می‌گردد. دمای روی مرز بیرونی از طریق درون‌یابی شبکه داخلی لایه شوک، به دست می‌آید.

3-7- شرایط مرزی غلظت جرمی عناصر

فرض برای است که در لحظه‌ی اولیه‌ی پرواز، تغییرات غلظت گونه‌ها در لایه‌ی مرزی برابر با صفر است، یعنی: $\partial C_i / \partial \eta = 0$.

8- الگوریتم‌های حل معادلات

8-1- الگوریتم حل دیویس

از این الگوریتم جهت حل معادلات ممنوم در راستای η انرژی و معادله بقاء گونه براساس شکل استاندارد معادله دیفرانسیل جزئی سه‌موی، از شبکه تفاضل محدود، استفاده می‌گردد ("شکل 2") [33].

8-2- الگوریتم فناشوندگی سطح

در این الگوریتم، با استفاده از مدل پارک و براساس نوع فناشوندگی سطح، واکنش‌های شیمیایی در سطح فناشونده تعریف شده و نرخ این واکنش‌ها با فرض تعادل ترمودینامیکی، محاسبه می‌گردد و پس از محاسبه عبارات چشمه و غلظت گونه‌های ناشی از فناشوندگی روی سطح فناشونده، جهت اصلاح دمای دیواره، معادله انرژی در سطح فناشونده حل می‌گردد [19].

8-3- الگوریتم حل معادله انتقال حرارت

در این الگوریتم با استفاده از الگوریتم اختلاف محدود در فضای محاسباتی، معادله انتقال حرارت بر روی پوسته دماغه و هوای داخل (یا هر ماده‌ی دیگر) دماغه، حل می‌گردد.

9- فلوجارت برنامه، ورودی، خروجی‌های و زیر برنامه‌های آن

ورودی‌های کد تدوین شده، مشخصات هندسی دماغه، پاکت پروازی محموله، مشخصات مواد دماغه است و همچنین خروجی آن توزیع دما در بخش‌ها و نقاط مختلف دماغه می‌باشد. فلوجارت کلی کد تدوین شده در "شکل 3" آمده است. زیر برنامه‌های کد تدوین شده عبارتند از: تهیه هندسه و ایجاد بدنه متقارن، ایجاد شبکه، حل گر دیویس، مدل اغتشاشی، مدل فناشوندگی، حل معادله انتقال حرارت، خصوصیات ترمودینامیکی و انتقالی لایه شوک، حل معادلات انتقال سطح، مدل تشعشع و ...

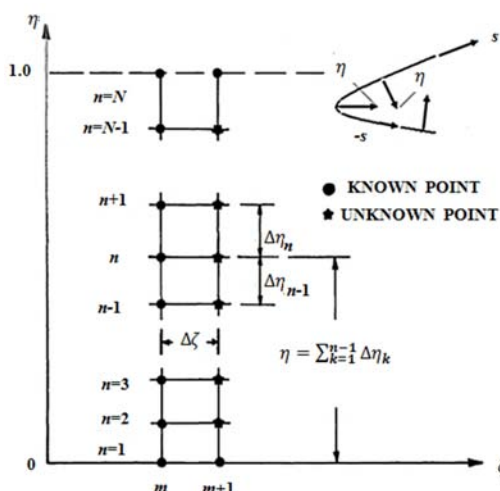


Fig. 2 Schematic of the curvature and computational coordinates [14]
شکل 2 نمایی از سیستم‌های محاسباتی و رویه ای [13]

$$\frac{\partial^2 T}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial Z^2} - \frac{q}{k} = \frac{1}{\alpha} \frac{\partial T}{\partial t}, \alpha = \frac{k_{e_i}}{\rho \times c_p}$$

$$\dot{q} = \sum_{i=1}^6 \left(\frac{h_i \text{Area}_i (T - T_i)}{\text{volume}} + \sigma \varepsilon_i \text{Area}_i (T^4 - T_i^4) \right)$$

$$k_{e_i} = 0.4 k_i (0.7 \text{Gr}_i)^{0.29}, \text{Gr}_i = \frac{2g \times \Delta T_i \times \Delta(L_i)^3}{(T_w + T_\infty) \times \nu^2} \quad (39)$$

روند انتقال حرارت به‌وسیله هوای ساکن داخل دماغه به روش‌های جایجایی طبیعی و هدایتی ادامه می‌یابد، جهت در نظر گرفتن میزان انتقال حرارت جایجایی آزاد هوای ساکن براساس روش مبتنی بر عدد کراشهف و لزجت سینماتیکی، ضریب انتقال حرارت هدایتی معادل هوای ساکن، محاسبه شده و در معادله انتقال حرارت هدایتی به‌جای استفاده از ضریب انتقال حرارت هدایتی معمول هوا از ضریب انتقال حرارت هدایتی معادل استفاده می‌گردد. جهت حل معادله مذکور به روش اختلاف محدود، باید معادله در مختصات رویه‌ای η, Z, ζ نوشته شود (به‌وسیله روابط نگاشت). بنابراین، جهت انتقال معادله فوق از فضای مختصاتی $X-Y-Z$ به فضای محاسباتی یا مختصات رویه‌ای $Z - \eta - \zeta$ [29-32]:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial Y^2} = \left(\zeta_X^2 + \zeta_Y^2 \right) \frac{\partial^2 T}{\partial \zeta^2} + \left(\eta_X^2 + \eta_Y^2 \right) \frac{\partial^2 T}{\partial \eta^2} \quad (40)$$

$$\begin{cases} \zeta_X = J \times Y_\eta, & \zeta_Y = J \times X_\eta \\ \eta_X = -J \times Y_\zeta, & \eta_Y = J \times X_\zeta \\ J = \frac{1}{X_\zeta Y_\eta - Y_\zeta X_\eta} \end{cases} \quad (41)$$

7- شرایط مرزی

1-1- شرایط مرزی سرعت

در مسیر شوک، مؤلفه‌های سرعت مماسی و عمود بر شوک از رابط زیر محاسبه می‌گردد. برای شاک‌های با ضخامت محدود یا شاک‌های لغزشی، خواص شوک با استفاده از رابطه اصلاح شده‌ی رنکین-هیوگنویت، به دست می‌آید.

$$u_{sh} = \hat{u}_{sh} \sin(\alpha + \beta) + \hat{v}_{sh} \cos(\alpha + \beta) \quad (42)$$

$$v_{sh} = -\hat{u}_{sh} \cos(\alpha + \beta) + \hat{v}_{sh} \sin(\alpha + \beta) = \frac{\pi}{2} - \varphi \quad (43)$$

$$\hat{u}_{sh} = \cos \alpha \sum_{i=1}^{ns} C_{i_{\infty}} h_{i_{sh}} - \frac{(\hat{u}_{sh} - \cos \alpha)^2}{2} + \frac{(\sin^2 \alpha - \hat{v}_{sh})}{2} = \sum_{i=1}^{ns} C_{i_{\infty}} h_{i_{\infty}}, C_{i_{sh}} = C_{i_{\infty}} \quad (44)$$

در لحظه اولیه، غلظت گونه‌ها در لایه مرزی و روی دیواره، همان غلظت گونه‌های هوای معمولی است. غلظت سایر گونه‌ها در لحظه‌ی اولیه صفر است. به دلیل فناشوندگی سطح، غلظت گونه‌های روی سطح در گام زمانی بعد اصلاح می‌گردد. با توجه به این‌که در نقاط غیر از نقاط سکون شرط عدم لغزش صادق نیست، لذا خواص شوک در این نقاط با استفاده از روابط رانکین-هیوگنویت به‌صورت زیر است:

$$E^2 \frac{\mu_{sh}}{\text{Pr}_{sh}} Le_i \frac{\partial C_{i_{sh}}}{\partial y} + \sin \alpha C_{i_{sh}} = \sin \alpha C_{i_{\infty}} \quad (45)$$

2-7- شرایط مرزی دما

با افزایش زمان و مشخص شدن دمای مخلوط گازی روی سطح و حل همزمان معادلات انتقال حرارت و مدل احتراق فناشوندگی دماغه، دمای روی

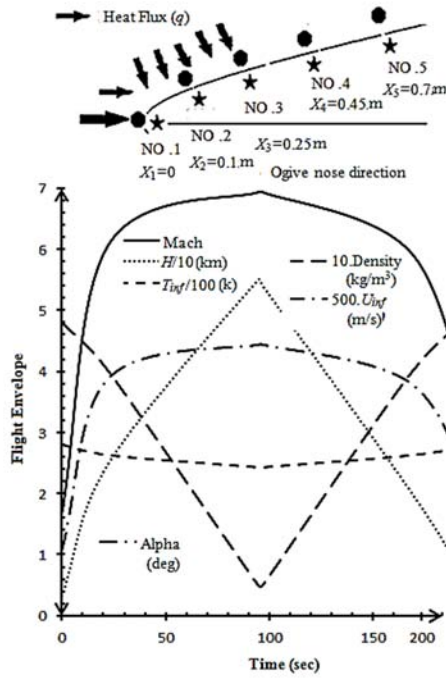


Fig. 4 Geometric characteristic, flight envelope and position of the installed temperature sensors at first flight test

شکل 4 مشخصات هندسی، پاکت پروازی و موقعیت نصب سنسورهای دمایی در آزمایش پروازی اول

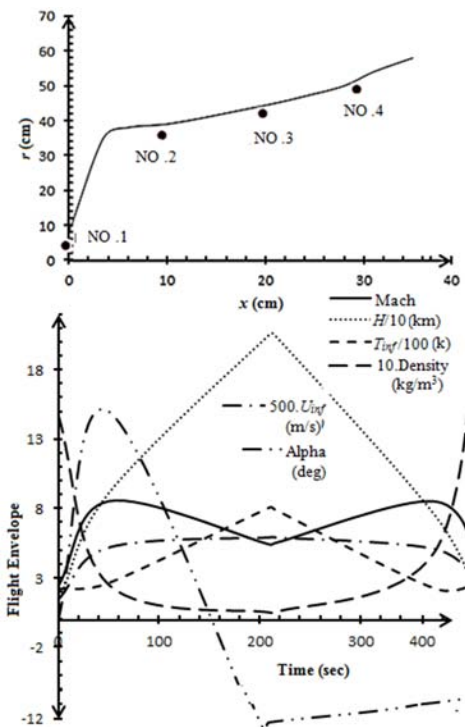


Fig. 5 Geometric characteristic, flight envelope and position of the installed temperature sensors at second flight test

شکل 5 مشخصات هندسی، پاکت پروازی و موقعیت نصب سنسورهای دمایی در آزمایش پروازی دوم

12- نتایج و بحث

1- در "شکل 6"، نتایج اندازه‌گیری دمایی نقاط 1 تا 5 دماغه آزمایش پروازی اول، با محاسبات کد تدوین شده در نقاط مذکور، مقایسه شده است و

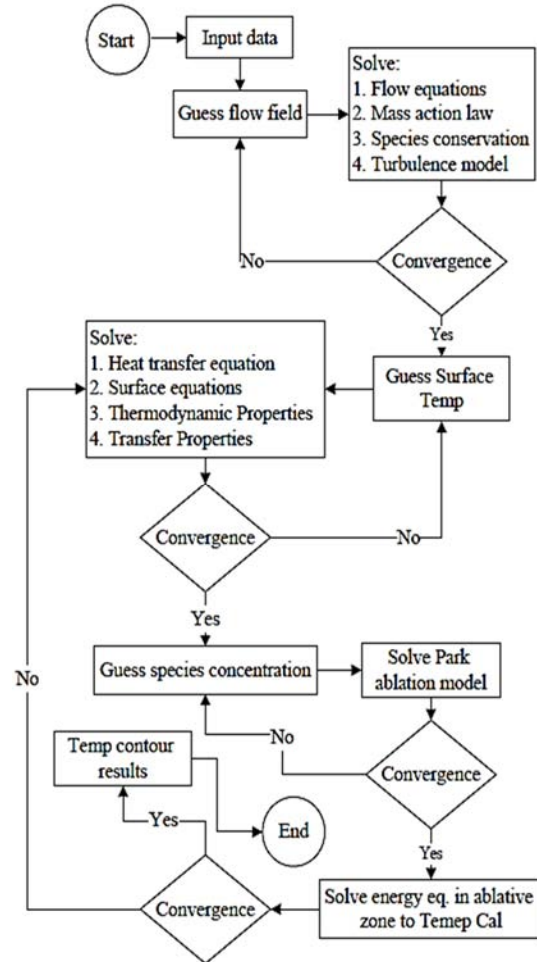


Fig. 3 Code flowchart

شکل 3 فلوچارت کد

10- معیار همگرایی

معیار همگرایی با حداکثر مقدار 0.01 از رابطه زیر محاسبه می‌گردد.

$$\epsilon = \min \left(\min \left(\left| \frac{1-\omega_n}{\omega_{n-1}} \right|, \omega = T, u, v, C_{i=1 \dots N_s=14} \right) \right) < 0.01 \quad (46)$$

11- تجهیزات و شرایط آزمایشات پروازی

11-1- آزمایش پروازی برد کوتاه

در پرواز واقعی یک محموله نوعی (براساس پاکت پروازی¹ (منحنی تغییرات سرعت، ماخ، ارتفاع پروازی، دمای محیط، چگالی محیط و زاویه حمله برحسب زمان پرواز در اعداد ماخ بزرگتر از 2) "شکل 4") با دماغه سرامیکی به ضخامت 9 mm و ساختار هندسی جناغی و با شعاع نوک 1.5 mm، مقادیر دما در موقعیت‌های 1 تا 5 اندازه‌گیری گردید (نصب و تله‌متری سنسورهای دمایی در نقاط 1 تا 5 براساس "شکل 4"، توسط محققین صورت گرفت).

11-2- آزمایش پروازی برد متوسط

در پرواز واقعی یک محموله نوعی (براساس پاکت پروازی "شکل 5") با دماغه فولادی به ضخامت 6 mm، با عایق کامپوزیتی به ضخامت 5 mm و با شعاع نوک 80 mm، نشان داده شده در "شکل 5"، مقادیر دما در موقعیت‌های 1 تا 4 توسط محققین اندازه‌گیری و تله‌متری گردید.

¹ Flight Envelope

همچنین، رفتار منطقی تغییرات گرمایش تشعشی دماغه با زمان و مکان نشان می‌دهد که در اعداد ماخ کمتر از 6، میزان گرمایش تشعشی قابل اغماض است و از لحاظ کیفی، انطباق خوبی با نتایج تحقیقات مشابه دارد. 3- یکی از روش‌های صحنه‌گذاری شده توسط ناسا، جهت محاسبه دمای سکون روی سطح دماغه‌ها روش NTM4222 است. در این روش از روابط تحلیلی ذوبی جهت حل میدان جریان استفاده شده است و براساس مرجع [8] دقت نتایج یا خطای نسبی این روش برای نقطه سکون، کمتر از 10 درصد است. در "شکل 8.a" مقایسه‌ای از نتایج کد فعلی به روش مذکور برای یک دماغه‌ی نوعی (جنس Fused Celica) با حداکثر عدد ماخ 5.7 و حداکثر ارتفاع پروازی 55 کیلومتر آمده است.

4- یکی از مباحث مربوط به کد فعلی، محاسبه کسر جرمی گونه‌های ناشی از تجزیه/ یونیزاسیون هوا است. در "شکل 8.b" نتایج مربوط به حداکثر مقدار کسر مولی اتم‌های O,N با کد صحنه‌گذاری شده‌ی PARG (با خطای نسبی کمتر از 12 درصد براساس مرجع [16]) برای دماغه نمونه با شرایط پروازی خاص و زوایای حمله صفر با همدیگر مقایسه شده‌اند.

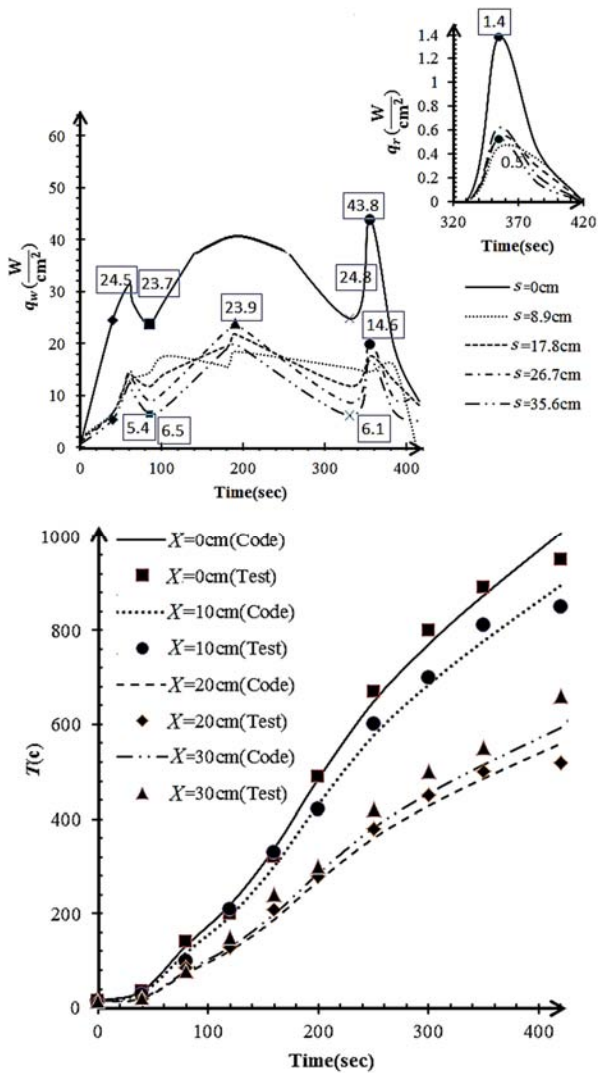


Fig. 7 Total & radiation aeroheating and comparison of telemetered temperature with code results at second flight test

شکل 7 گرمایش ایرودینامیکی تشعشی، کل و مقایسه نتایج اندازه‌گیری دمایی با محاسبات کد در آزمایش پروازی دوم

همچنین مقادیر گرمایش ایرودینامیکی القاء شده برحسب زمان روی سطح دماغه نشان داده شده است (زاویه حمله و چرخش تقریباً صفر است). لازم به ذکر است که گرمایش تشعشی در این نمونه، قابل اغماض است. نتایج نشان داده شده در "شکل 6" نشان می‌دهد که خروجی دمایی مربوط به کد تدوین شده انطباق خوبی با نتایج آزمایش‌های پروازی در بردهای کوتاه که توسط محققین، اندازه‌گیری و تلمتری شده است، دارد (با حداکثر خطای نسبی 6.8 درصد). همچنین، رفتار منطقی تغییرات گرمایش ایرودینامیکی دماغه با زمان و مکان نشان می‌دهد که در فواصل رویه‌ای کمتر از 10 سانتی متر، به دلیل پدیده اغتشاش، رفتار گرمایشی نقطه‌ی موردنظر نزدیک به نقاط سکون است.

2- در "شکل 7"، نتایج اندازه‌گیری دمایی نقاط 1 تا 4 دماغه آزمایش پروازی دوم، با محاسبات کد تدوین شده در نقاط مذکور، مقایسه شده است و همچنین مقادیر گرمایش ایرودینامیکی القاء شده کلی و گرمایش تشعشی برحسب زمان روی سطح دماغه نشان داده شده است (زاویه حمله متغیر است). لازم به ذکر است که در آزمایش پروازی دوم، سنسورهای دمایی در زاویه آزیموت صفر درجه از دماغه، نصب شده‌اند. نتایج نشان داده شده در "شکل 7" نشان می‌دهد که خروجی دمایی مربوط به کد تدوین شده انطباق خوبی با نتایج آزمایش‌های پروازی در بردهای متوسط که توسط محققین، اندازه‌گیری و تلمتری شده است، دارد (با حداکثر خطای نسبی 7.2 درصد).

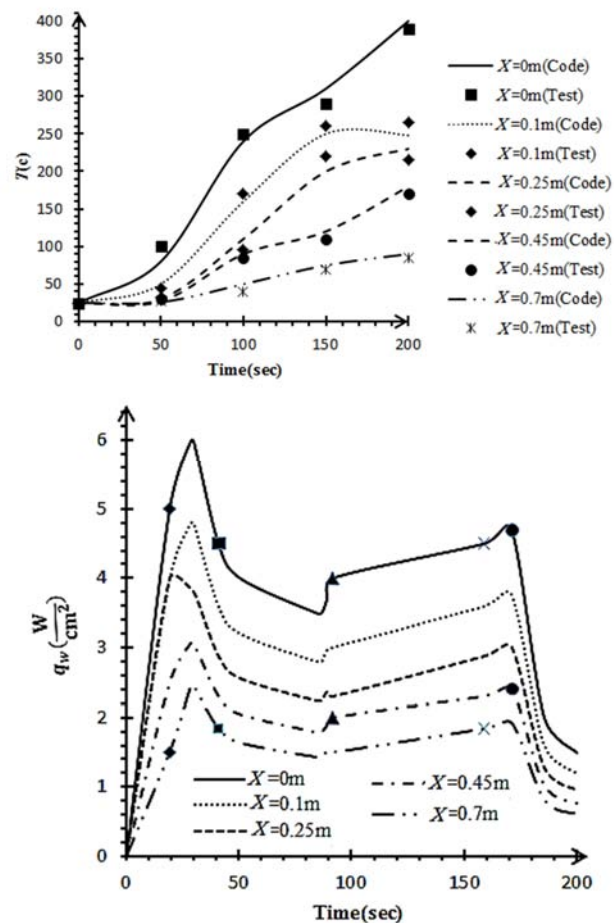
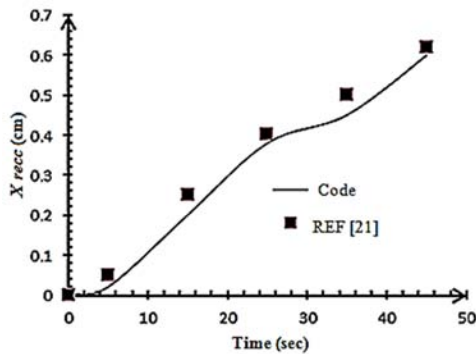
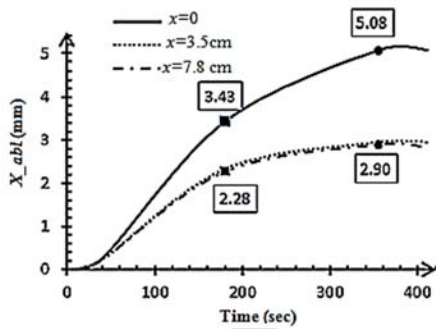


Fig. 6 Total aeroheating and comparison of the telemetered temperature with code results at first flight test

شکل 6 گرمایش ایرودینامیکی کل و مقایسه نتایج اندازه‌گیری دمایی با محاسبات کد در آزمایش پروازی اول



9.a



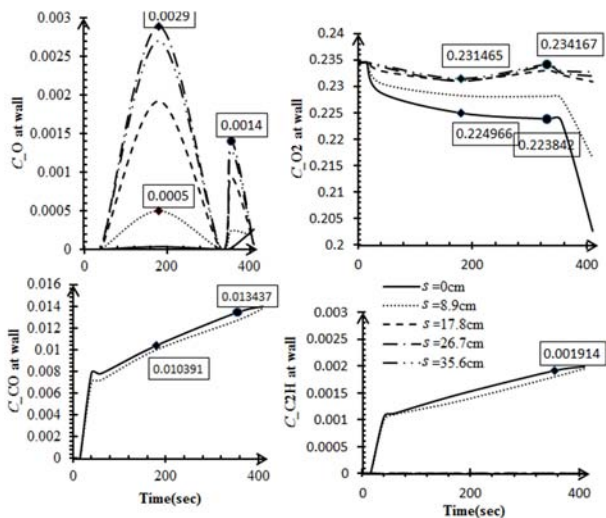
9.b

Fig. 9.a Comparison of surface recess of stagnation point for a carbon-phenolic typical nose with Ref [22] at specified flight condition

شکل 9-الف مقایسه نتایج پسروری سطح نقطه سکون دماغه کربن-فنولیک با مرجع [22] برای دماغه نمونه با شرایط پروازی و زاویه حمله خاص

Fig. 9.b Variation of surface recess of the nose at second flight test at time

شکل 9-ب تغییرات میزان پسروری سطح دیواره دماغه در آزمایش پروازی دوم برحسب زمان



Catalytic, chemical frozen, equilibrium thermodynamic and non-analytic wall(at nose section)

Catalytic, chemical equilibrium, equilibrium thermodynamic and non-analytic wall(at stagnation point)

Fig. 10 Species mass fraction variations on the wall surface in second flight test at time and surface distance (code output)

شکل 10 تغییرات کسر جرمی گونه‌ها روی سطح دیواره در آزمایش پروازی دوم برحسب فاصله رویه ای و زمان

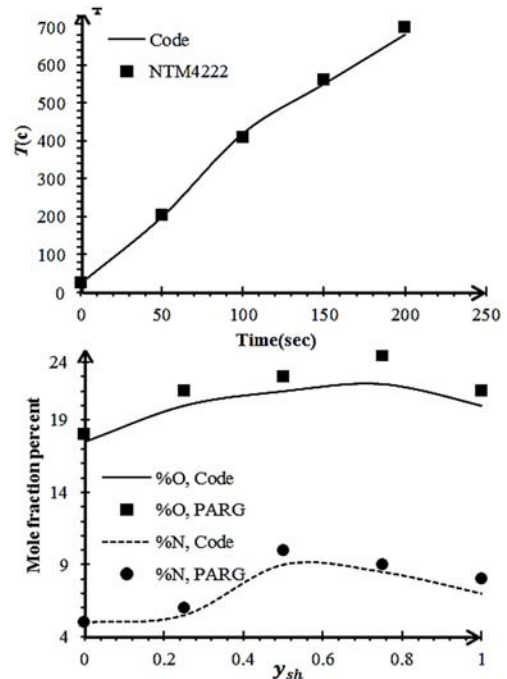


Fig. 8.a Comparison of temperature results with NTM4222 code at stagnation point of the typical nose

شکل 8-الف مقایسه نتایج دمایی کد NTM4222 محموله نوعی با محاسبات کد فعلی در نقطه سکون

Fig. 8.b Comparison of N, O mole fraction with PARG code for a typical nose at zero angle of attack and specified flight condition

شکل 8-ب مقایسه نتایج حداکثر مقدار کسر مولی اتم‌های O,N با کد PARG برای دماغه نمونه با شرایط پروازی خاص و زوایای حمله صفر

5-یکی دیگر از مباحث مربوط به کد فعلی، محاسبه پسروری سطح ناشی از فناشوندگی است. در "شکل 9.a" میزان پسروری نقطه سکون یک دماغه نوعی برحسب زمان محاسبه و نتایج آن با نتایج مرجع [21] مقایسه شده است. مقایسه‌ها نشان می‌دهد که حداکثر خطای نسبی کد تدوین شده جهت محاسبه میزان پسروری در دماغه‌های فناشونده کمتر از 5 درصد است.

6-در "شکل 9.b"، میزان فناشوندگی سطح در موقعیت‌های مختلف دماغه‌ی آزمایش پروازی دوم برحسب زمان پرواز نشان داده شده است. نتایج این شکل نشان می‌دهد که در آزمایش پروازی دوم، ضخامت فناشونده به‌طور کامل فنا شده است و نتیجه به‌دست آمده با تجارب کسب شده از محموله مورد بررسی، مطابقت دارد.

7-در "شکل 10"، منحنی کسر جرمی گونه‌هایی که روی دیواره‌ی دماغه آزمایش پروازی دوم با زمان پرواز تغییر می‌کنند برحسب زمان پرواز نشان داده شده است. نتایج این شکل، نشان می‌دهد که در اعداد ماخ کمتر از 9، نیتروژن تجزیه نمی‌شود و یون‌های باردار نیز تشکیل نمی‌گردند، بخشی از اکسیژن دیواره تجزیه شده و بخشی از آن صرف احتراق و فناشوندگی در دیواره می‌گردد که به سبب احتراق در دیواره، در آزمایش پروازی دوم فقط گونه‌های CO, C2H تولید شده‌اند و سایر گونه‌های مربوط به احتراق در مواد فناشونده، در دماغه‌ی بالاتر یا اعداد ماخ بالاتر، تولید خواهند شد.

8-در "اشکال 11 و 12"، تغییرات دمایی بیرونی و داخلی صفر و 180 درجه آزیموت، دماغه آزمایش پروازی دوم برحسب فاصله رویه‌ای و زمان، نشان داده شده است (خروجی کد تدوین شده). نتایج این شکل‌ها نشان می‌دهد که دمایی روی سطح و روند تغییرات آن به دلیل پایین بودن ضریب انتقال

حرارت هدایتی لایه شوک و غیرآدیباتیک بودن لایه شوک و دیواره، تفاوت چشمگیری با دمای آیزنتروپیک جبهه شوک دارد. از طرف دیگر، تغییرات زاویه حمله در گذر پرواز براساس پاکت آزمایش پروازی دوم، باعث ایجاد عدم تقارن در لایه شوک شده است. وجود عدم تقارن در لایه شوک باعث متفاوت شدن شدت شوک و فاصله جبهه شوک تا دیواره در صفحات نصف‌النهاری مختلف از دماغه شده است، بنابراین به دلیل متفاوت بودن رفتار شوک در صفحات نصف‌النهاری مختلف، روند تغییرات توزیع دمایی دماغه با زمان در این صفحات با همدیگر متفاوت هستند که این تفاوت‌ها به وضوح در اشکال 11 و 12 برای صفحات نصف‌النهاری صفر و 180 درجه مشاهده می‌گردد. منحنی کسر جرمی گونه‌هایی که روی دیواره ی دماغه آزمایش پروازی دوم با زمان پرواز تغییر می‌کنند برحسب زمان پرواز نشان داده شده است.

13- نتیجه‌گیری

نتایج حل عددی شکل معادلات لایه شوک لزج و لایه شوک لزج-خودمتشابه و حل معادله انتقال حرارت و مدل احتراقی فناشوندگی، جهت استخراج توزیع دمایی بخش‌های مختلف دماغه نشان می‌دهد که انطباق خوبی با نتایج آزمایش‌های پروازی در بردهای کوتاه و متوسط که توسط محققین، اندازه‌گیری و تله متری شده است را دارد و همچنین انطباق خوبی با نتایج کدها و مراجع صحه‌گذاری شده، سطح دارد. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از مواد فناشونده روی سطح بیرونی دماغه‌های ماوراء صوت، باعث پسروی سطح و افزایش شعاع نوک دماغه می‌گردد. واضح پسروی سطح باعث دور شدن جبهه شوک از دیواره و تغییر در خصوصیات ترمودینامیکی مخلوط لایه شوک می‌گردد که کاهش گرمایش ایرودینامیکی و دمای سطح را به دنبال دارد. از طرف دیگر، فناشدن سطح باعث کاهش ضریب انتقال هدایتی معادل دیواره شده و مقاومت حرارتی دیواره کاهش می‌یابد و افزایش دما در المانهای داخلی دماغه را به دنبال دارد. تجزیه شیمیایی گونه‌ها باعث جذب حرارت لایه شوک جهت تحقق واکنش‌های شیمیایی تجزیه شده و آن‌هم کاهش گرمایش ایرودینامیکی و دمای سطح را به دنبال دارد. در اعداد ماخ کمتر از 9، نیتروژن تجزیه نمی‌شود و یون‌های باردار نیز تشکیل نمی‌گردد، بخشی از اکسیژن دیواره تجزیه شده و بخشی از آن صرف احتراق و فناشوندگی در دیواره می‌گردد که به سبب احتراق در دیواره، در آزمایش پروازی دوم فقط گونه‌های CO₂ و H₂O تولید شده‌اند و سایر گونه‌های مربوط به احتراق در مواد فناشونده، در دماهای بالاتر یا اعداد ماخ بالاتر، تولید خواهند شد. به‌طور ضمنی می‌توان گفت که در اعداد ماخ کمتر از 6 میزان گرمایش تشعشی قابل اغماض است، اگرچه مقدار آن با شعاع نوک دماغه نیز رابطه مستقیم دارد ولی گرمایش جابجایی و هدایتی در لایه شوک با شعاع نوک رابطه معکوس دارد (به دلیل دور شدن جبهه شوک از دماغه)

دمای روی سطح و روند تغییرات آن به دلیل پایین بودن ضریب انتقال حرارت هدایتی لایه شوک و غیرآدیباتیک بودن لایه شوک و دیواره، تفاوت چشمگیری با دمای آیزنتروپیک جبهه شوک دارد. از طرف دیگر، تغییرات زاویه حمله در گذر پرواز، باعث ایجاد عدم تقارن در لایه شوک می‌گردد. وجود عدم تقارن در لایه شوک باعث متفاوت شدن شدت شوک و فاصله جبهه شوک تا دیواره در صفحات نصف‌النهاری مختلف از دماغه خواهد شد، بنابراین به دلیل متفاوت بودن رفتار شوک در صفحات نصف‌النهاری مختلف، روند تغییرات توزیع دمایی دماغه با زمان در این صفحات با همدیگر متفاوت خواهد بود، به‌گونه‌ای که دمای روی صفحات نصف‌النهاری رو به باد همواره از صفحات نصف‌النهاری پشت به باد بیشتر است.

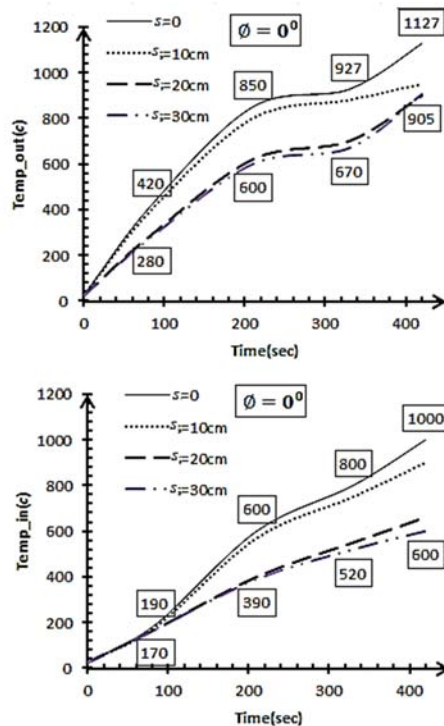


Fig. 11 Inside and outside temperature variations of the zero degree azimuth angle in second flight test at time and surface distance (code output)

شکل 11 تغییرات دمای بیرونی و داخلی زاویه صفر درجه آزیموت دماغه در آزمایش پروازی دوم برحسب فاصله رویه‌ای و زمان

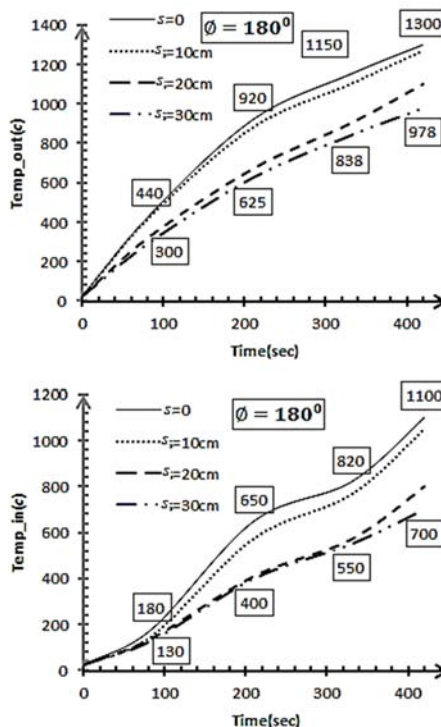


Fig. 12 Inside and outside temperature variations of the 180 degree azimuth angle in second flight test at time and surface distance (code output)

شکل 12 تغییرات دمای بیرونی و داخلی زاویه 180 درجه آزیموت دماغه در آزمایش پروازی دوم برحسب فاصله رویه‌ای و زمان

14- فهرست علائم

بدنه

C	تمرکز جرمی گونه‌ها در واکنش‌های شیمیایی
dn	فاصله بین مرکز المان‌ها در جهت عمود بر رویه
dy	فاصله بین مرکز المان‌ها در جهت عمود بر رویه
	(mm)
K	ضریب انتقال حرارت هدایتی ($\text{wm}^{-1}\text{k}^{-1}$)
k_{fr}, k_{br}	ثوابت نرخ واکنش‌های رفت و برگشت
K_θ	ضریب تابش
M_i	همتای برخورد کننده‌ی جسم سوم
n_s	تعداد گونه‌ها در مخلوط لایه‌ی شوک
P	فشار ($\text{kgm}^{-3}\text{s}^{-2}$)
Pr	عدد پرانتل
Re	عدد رینولدز
T	دما (K, C°)
q^*	میزان گرمایش ایروینامیکی (wcm^{-2})
q_r	میزان گرمایش تشعشعی (wcm^{-2})
R_n	شعاع نوک دماغه (mm)
Rr	نرخ واکنش‌های شیمیایی فناشوندگی سطح
	($\text{kgm}^{-3}\text{s}^{-1}$)
s	فاصله رویه‌ای در مختصات لایه رویه‌ای (cm)
u, v	سرعت محوری و عمود بر سطح جریان (ms^{-1})
V_{cs}	سرعت یا نرخ فناشوندگی دیواره (ms^{-1})
\dot{w}_i	عبارت چشمه‌ی گونه‌ها ($\text{kgm}^{-3}\text{s}^{-1}$)
\dot{w}_i^+, \dot{w}_i^-	عباراتی جهت محاسبه‌ی عبارت چشمه‌ی گونه‌ها
	($\text{kgm}^{-3}\text{s}^{-1}$)
γ_{sh}	ضخامت لایه‌ی شوک (cm)
T	دما (k)
u_j	سرعت (ms^{-1})
علائم یونانی	
$\Gamma_{ri}^+, \Gamma_{ri}^-$	اختلاف ضرایب استوکیومتریکی گونه
α	زاویه شوک
γ	غلظت جرمی گونه‌ها
ε	معیار همگرایی در الگوریتم‌های حل میدان جریان
μ	لزجت
ζ, η	سیستم مختصات رویه‌ای نرمالیزه شده
σ	ثابت استفان-بولتزمن
τ	تنش برشی
φ	زاویه دماغه
χ	میزان انحناء
زیرنویس‌ها	
0	نقطه‌ی سکون
∞	جریان آزاد
sh	شوک
cg	گازهای تزریق شده به داخل لایه شوک
بالانویس‌ها	
*	متغیرهای بعددار
^	مؤلفه‌های فیزیک جریان در سیستم مختصات رویه‌ای

15- مراجع

- [1] J. Anderson, *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, Second Edition, pp. 25-346, New York: ISBN:978-964-2751-04-4, 1989
- [2] B. J. Garland, A. G. Swanson, C. Katherine, Aerodynamic heating and boundary-layer transition on a 1/10-power nose shape in free flight at mach numbers up to 6.7 and free-stream reynolds numbers up to 16000000. *NASA Research Memorandum*, Bressette Langley Aeronautical Laboratory NASA, pp.5-17, 1957.
- [3] L. T. Chauvin, C. Katherine, Boundary-layer transition and heat-transfer measurements from flight tests of blunt and sharp cones at mach numbers from 1.7 to 4.7, *NASA Research Memorandum*, RM L57DO4, pp.12-27, 1957
- [4] S. Howard, E. Walter, Heat-transfer and pressure distribution on six blunt noses at a mach number of 2. *NASA Research Memorandum*, Bressette Langley Aeronautical Laboratory NASA, pp.21-28, 1957
- [5] J. Buglia, Heat-transfer and boundary-layer transition on a highly polished hemisphere cone in free flight at mach numbers up to 3.14 and free-stream reynolds numbers up to 24000000, *NASA Research Memorandum*, NASA RM L57DO5, pp.11-18, 1957
- [6] B. J. Chauvin, T. Leo, Measurements heat-transfer and boundary-layer transition on a 8-inch-diameter into 3.88 mach number, *NASA Research Memorandum*, NASA RM L57DO4a, pp. 22-28, 1957
- [7] B. J. Chauvin, J. James, Measurement of outer and inner surface temperature on a typical blunt nose in free flight at mach numbers up to 20, *NASA Research Memorandum*, NASA RM L70DO1, pp. 32-54, 1970
- [8] D.Q. Robert, Real-time aerodynamic heating and surface temperature calculations for hypersonic flight simulation, *NASA Technical Memorandum* 4222, NASA RWD L225, 1990.
- [9] M. Rahmanpour, R. Ebrahemi, M. Shams, Flow domain sloution with considering of non equilibrium chemical reactions to calculate of electron density of blunt noses, *10th Shareh Dynamic conference*, Yazd university, Mechanic engineering Complex, 2006. (in Persian)
- [10] A. B. Rahimi, Numerical modeling of charring material ablation with considering chemical reaction, Mass Transfer and Surface Heat Transfer Effects, *Journal of Thermophysicand Heat Transfer*, Vol. 15, No. 5, pp. 214-221, 2010
- [11] H. Karemian, M. Kafarian, M. Azezi, Hypersonic flow domain sloution on the missile body with consedering of high temperature effects to calculate of aeroheating, *Aerospace engineering Complex of Amir Kabeer universitr, Iran*, 2013. (in Persian)
- [12] S. Benjamin, H. Roy, H. S. Paul, T. Baumanb, T. A. Oliver, Modeling hypersonic entry with the fully-implicit Navier–Stokes (FIN-S) stabilized finite element flow solver *Computers & Fluids, Journal of Computers & Fluids*, Vol. 92, No. 4, pp. 281–292, 2014.
- [13] E. R. Ekert, Engineering relations for heat transfer and friction in high-velocity laminar and turbolent boundral-layer flow over surfaces with constant pressure and temperature, *American Society Mechanic Engineer Journal*, Vol. 78, No. 6, pp.1273-1281, 1986
- [14] T. F. Zein, Heat transfer in the melt layer of a simple ablation model, *Journal of Thermophysicand Heat Transfer*, Vol. 13, No. 4, pp. 321-332, 1999
- [15] G. Irina, C. Brykina, D. Scott, An approximate axisymmetric viscous shock layer aeroheating method for three-dimensional bodies, *AIAA NASA*, TM198-207890, pp.14-22, 1998.
- [16] C. Park, Calculation of stagnation point heat transfer for pioneer venus probes, *Journal of Thermophysicand Heat Transfer*, pp. 38-51, 2002.
- [17] E.W. Miner, Computer user's guide for a chemically reacting viscous shock layer code, *NASA CR-2551*, pp.24-32, 1975
- [18] B. John, D. Emerson, Investigation of heat and mass transfer in a lid-driven cavity under non-equilibrium flow conditions, *Numerical Heat Transfer*, Vol. 23, No. 2, pp. 12-25, 2010
- [19] H. Lomax, M. Inouye, Numerical analysis of flow properties about blunt bodies moving at superonic speeds in an equilibrium gas, *NASA TR-R-204*, pp. 54-70, 1964

- [27] K. Sutton, Air radiation revisited, in thermal design of aeroassisted orbital transfer vehicles, *AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Series*, Vol. 96, pp. 419-441, 1985
- [28] P. T. Bradshaw, J. Whitelaw, *Engineering Computational Methods for Turbulent Flow*, Second Edition, pp.412-532, New York, ISBN: 978-0121245504 1981
- [29] C. M. Reid, S. T. Prausnitz, *The properties of gases and liquids*, Fifth Edition, pp.412-532, New York, ISBN: 978-0070116825, 1977
- [30] J. P. Holman, *Heat Transfer*, Third Edition, pp. 134-412, Tehran, Salakan Cultural Center, 1989
- [31] C. Eckert, Estimation of local heat transfer coefficient on a cylinder: comparison between an analytical and an optimization method, *Inverse Problem in Science and Engineering*, Vol.13, No. 5, pp. 449-467, 2005
- [32] K.A. Hafman, A.T. Cheiang, *Computational Fluid Dynamic, Second Edition*, pp. 35-82, Esfahan, Esfahan Industrial University, 1982
- [33] J.D. Marvin, Turbulence modeling for computational aerodynamics, *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 7, pp. 941-955, 1983.
- [20] G. R. Deygen, Ablation modeling of nose section with UDF linkage to fluent software, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 14, No. 3, pp. 32-41, 2012
- [21] C. Park, Stagnation point ablation of carbonaceous flat discs part I, *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 11, pp. 1588-1594, 1983
- [22] D.R. Stull, JANAF thermodynamics tables, *National Bureau of Standards*, NSRDS-NBS 37, 1971
- [23] M. R. McWherter, W. L. Noack, Evaluation of boundary-layer and parabolized navier-stokes solution for reentry vehicles, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 23, No. 1, pp.70-78, 1986
- [24] J. C. Tannehill, P. H. Mugge, Improved curve fits for the thermodynamics properties of equilibrium air suitable for numerical computation using time-dependent or shock-capturing methods, *NASA CR-2470*, pp. 18-30, 1974
- [25] G.A. Bird, *Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows*, Third Edition, pp. 252-346, United Kingdom: ISBN: 9780198561958
- [26] A. Kumar, Laminar and turbulent flow solutions with radiation and ablation injection for jovian entry, *AIAA*, pp. 80-0288, Vol. 12, No. 3, pp.30-41, 1980