

محاسبه‌ی گرمایش آیرودینامیکی و تشعشی دماغه‌های ماوراءصوت فناشونده با استفاده از

تلفیقی از نتایج کد CTCA، عدد بی‌بعد RN و روش مرجع صفحه‌ی تخت آنتالپی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۷/۰۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۵/۰۸

سعادت‌الله رستمی^۱، جاماسب پیرکندی^۲، مهرداد ملک زاده دیرین^۳

۱- دانشجوی دکتری، مکانیک- تبدیل انرژی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد غرب، تهران

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، jpirkandi@mut.ac.ir

۳- استادیار، گروه مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد غرب، تهران

چکیده

کد CTCA یکی از ابزارهای مؤثر و صحت‌گذاری شده جهت محاسبه‌ی گرمایش آیرودینامیکی و تشعشی اعمال شده بر دیواره‌ی دماغه‌های ماوراءصوت است. همچنین، عدد بی‌بعد RN، جهت تعیین مرز بین گرمایش آیرودینامیکی و تشعشی دماغه‌های بیان شده می‌باشد. و روش آنتالپی مرجع، جهت محاسبه‌ی گرمایش آیرودینامیکی صفحه‌ی تخت در زوایای حمله‌ی مختلف است. به دلیل بالا بودن زمان حل، کاربران کد CTCA، استفاده از آن را جهت اهداف طراحی اولیه، منطقی نمی‌دانند، لذا محققان همواره به دنبال تدوین یک رابطه‌ی تحلیلی جهت محاسبه‌ی شار حرارتی این دماغه‌ها، با دقت یکسان در مقایسه با روش‌های عددی بوده‌اند، به گونه‌ای که با استفاده از این رابطه بتوانند، تحلیل دمایی کاربرپسندی را در محیط نرم‌افزارهای تجاری تحلیل دمایی، با وجود تغییرات هندسی دماغه به دلیل پدیده‌ی فناشوندگی سطح، ارائه کنند. بنابراین، هدف از این تحقیق، تدوین معادلات صریح و تحلیلی EECAR_AN جهت محاسبه‌ی مستقیم شار حرارتی دماغه‌ی سامانه‌های ماوراءصوت در گذر زمان با بهره‌گیری از تلفیقی از نتایج آزمایشات پروازی، کد CTCA، عدد بی‌بعد RN و روش آنتالپی مرجع صفحه‌ی تخت در محیط نرم‌افزار کامسول تحت عنوان الگوریتم CTCA+ است. نتایج تحلیل‌های حاصل از معادلات EECAR_AN، نشان داد که حداکثر میزان خطا جهت محاسبه‌ی شار حرارتی کل نسبت به کد CTCA کمتر از ۷ درصد بود.

واژه‌های کلیدی: کد CTCA، عدد بی‌بعد RN، معادلات EECAR_AN، الگوریتم CTCA+، نرم‌افزار کامسول، روش آنتالپی مرجع، آزمایشات پروازی

Calculating the aerothermodynamics heating and radiation heat flux of ablative noses by using the combined of CTCA results, RN number & reference enthalpy method of flat plate

Saadolah Rostami¹, Jamasb Pirkandi^{2*}, and Mahرداد Malekzadie deerin³

1- Department of Mechanic- Energy Conversion Engineering, Azad University, West Tehran, Iran.

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

3- Department of Mechanic Engineering, Azad University, West Tehran, Iran.

Abstract

The Validated CTCA Code is one of the effective tools for calculating the aerothermodynamics and radiation heating applied to the wall of the hypersonic noses. Also, the dimensionless RN number is to determine the limit of aerothermodynamics and radiation heating of the mentioned noses. and the reference enthalpy method is for calculating the aerothermodynamics heating of a flat plate at different angles of attack. Due to the high solution time, the users of this code do not think it is logical to use it for preliminary design purposes, so researchers always have been seek to develop an analytical relationship to calculate the heat flux of these noses, with the same accuracy compared to numerical methods, so that by using this relationship, they can provide user-friendly temperature analysis in the environment of commercial temperature analysis software, assuming geometrical changes of the nose due to the phenomenon of surface destruction. Therefore, the purpose of this research is to compile explicit and analytical or EECAR_AN equations for the direct calculation of the heat flux of the hypersonic vehicles over time, using a combination of the results of CTCA code, RN number and the flat plate reference enthalpy method in the platform of CAMSOL software, it is called CTCA+ Algorithm. The results of the analysis of EECAR_AN equations showed that the maximum amount of error for calculating the total heat flux compared to CTCA code was less than 7%.

Keywords: CTCA code, RN number, EECAR_AN Equations, CTCA+ Algorithm, CAMSOL Software, Reference Enthalpy Method, Flight Tests

۲۳۳

سال ۱۴ - شماره ۱

پیاو و تابستان ۱۴۰۴

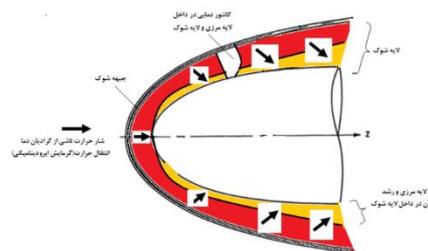
نشریه علمی
دانش و فناوری هوافضا



محاسبه‌ی گرمایش آیرودینامیکی و تشعشی دماغه‌های
ماوراءصوت فناشونده با استفاده از تلفیقی از نتایج کد CTCA عدد
بی‌بعد RN و روش آنتالپی مرجع صفحه‌ی تخت

۱. مقدمه

جریان مافوق صوت، جریانی است که عدد ماخ در هر نقطه از میدان جریان آن از یک بیشتر است و بوسیله‌ی حضور امواج ضربه‌ای که در گذر از آن‌ها خواص جریان به‌طور ناپیوسته تغییر می‌کنند، مشخص می‌شوند. با افزایش بیشتر عدد ماخ، قدرت موج ضربه‌ای افزایش می‌یابد و نشانه‌های بروز طیف جدیدی از جریان به نام ماوراءصوت نمایان می‌گردد (معمولاً اعداد ماخ بالاتر از ۵). بنابراین، به دلیل وجود شوک در سرعت‌های بالای صوت، دمای گاز افزایش و انرژی جنبشی کاهش می‌یابد. از طرف دیگر به دلیل ایجاد لایه‌ی مرزی ناشی از لزجت و لایه‌ی شوک لزج، انرژی جنبشی گاز موجود در لایه‌ی شوک به انرژی داخلی تبدیل شده و دمای گاز لایه‌ی شوک نیز افزایش می‌یابد. حرارت گاز جبهه‌ی شوک و گاز واقع در لایه‌ی شوک به شکل‌های هدایتی، جابجایی و تشعشعی به دیواره انتقال می‌یابد و به گرمایش آیرودینامیکی معروف است (شکل ۱). در دماهای پایین‌تر از ۱۰۰۰ کلوین القاء شار حرارتی مذکور ناشی از گرادیان دما (انتقال حرارت هدایتی و جابجایی) می‌باشد ولی در دماهای بالاتر، المانهای مخلوط گازی لایه‌ی شوک مقدار قابل توجهی از انرژی گرمایی خود را بصورت تشعشع انتقال می‌دهند که به گرمایش تشعشعی معروف است [۱].



شکل ۱. نمای از کانتور دمایی لایه‌ی مرزی و لایه‌ی شوک اطراف دماغه‌ها [۲].

محاسبه‌ی مقدار این کمیت یکی از اقدامات اصلی جهت ورود به طراحی سامانه‌های سرعت بالا است. جهت محاسبه‌ی فیزیک جریان لایه‌ی شوک و گرمایش آیرودینامیکی القاء شده بر دماغه‌های مافوق صوت، مطابق (شکل ۲) براساس روند تدریجی توسعه و پیشرفت دانش آیرودینامیک و حل عددی معادلات جریان، روش‌های محاسباتی مختلفی جهت تخمین گرمایش آیرودینامیکی ارائه شده است. اما مهم‌ترین روش‌ها، جهت محاسبه گرمایش آیرودینامیکی عبارتند از:

الف - روش تحلیلی آنتالی مرتجع صفحه‌ی مسطح:

در این روش، با بهره‌گیری از فرضیات زیر، گرمایش آیرودینامیکی ناشی از کاهش سرعت جریان بعد از گذر از امواج قائم یا میل و اثرات ناشی از تلفات لزجت به صورت تحلیلی محاسبه می‌گردد:

- ۱- ثابت بودن شیب دماغه نسبت به جریان آزاد
- ۲- معلوم بودن دمای دیواره
- ۳- معلوم بودن خصوصیات ترمودینامیکی و انتقالی (ضریب انتقال حرارت هدایتی، لزجت، عدد پرانتل و جرم حجمی) با فرض عدم وجود فعل و انفعالات شیمیایی
- ۴- استفاده از عدد رینولدز جهت مشخص نمودن نوع جریان (آرام یا آشسته)
- ۵- استفاده از معادلات تجربی جهت محاسبه‌ی عدد استنتون

ب- روش عددی

در این روش ابتدا فیزیک جریان با استفاده از



دارد [۸]. در سال ۱۹۹۲ توزیع فشار مازلن منتشر شد، رایلی و دیجارت با استفاده از دو تابع جریان تحت عنوان شکل بهینه‌ی معادله‌ی درجه دوم فشار مازلن برحسب تابع جریان که سطوح جریان واقعی را در لایه‌ی شوک تقریب می‌زد، یک روش تقریبی را برای جریان سه بعدی تدوین کردند، با استفاده از آن، تخمین دقیق تری از میزان گرمایش آیرودینامیکی در دماغه‌های دوبعدی و سه بعدی متقارن در مقایسه با کد آبروهیت و روش نیوتنی اصلاح شده، ارائه نمودند [۹]. در سال ۱۹۹۸، کد کامپیوتری ماینر و لوپس توسط براکینا و اسکات ارتقاء یافت و با تعریف بدنه‌ی متقارن معادل، شکل معادلات سهموی و لایه‌ی مرزی نازک که برای دماغه‌های متقارن استخراج شده بود، تعمیم داده شد [۱۰]. در سال ۲۰۰۶، ارزیابی خوبی از گرمایش آیرودینامیکی روی دماغه‌های چند مخروطه‌ی دو بعدی و سه بعدی متقارن با دیواره‌ی بی‌دررو، توسط پرهیزکار و کریمیان با بهره‌گیری از انتگرال تحلیلی ذوبی، صورت گرفت [۱۱]. در سال ۲۰۱۲ گروه تحقیقاتی دپکسیجن جهت مدل‌سازی دماغه‌های سه بعدی فنا شونده‌ی با دیواره‌ی بی‌دررو (سطح داخلی دیواره) از مرتبط‌سازی مدل فناشوندگی پارک با نرم‌افزار فلونت از طریق تعریف UDF مناسب استفاده کردند. از معایب این روش می‌توان به بالا بودن زمان حل (وابستگی فیزیکی جریان به بالا بودن زمان پرواز) به دلیل حجم محدود بودن حلگرهای فلونت اشاره نمود و از مزایای آن می‌توان به بهره‌گیری از نرم‌افزار صحنه‌گذاری شده‌ی فلونت جهت تحلیل جریان اشاره کرد [۱۲]. در سال ۲۰۱۳ بررسی تجربی و عددی مشخصات آیرودینامیکی یک کپسول فضایی سیلندری در جریان‌های محوری مافوق و مادون

صوت با استفاده از ابزار آزمایشگاهی تونل باد و شبیه‌سازی عددی توسط عبدالهی و همکارانش مورد مطالعه قرار گرفته است در سال ۲۰۱۴، مدل‌سازی عددی میدان جریان دماغه‌های ماوراءصوت جهت محاسبه‌ی توزیع دمایی و دمایی روی سطح با در نظر گرفتن اثرات فناشوندگی، تجزیه/یونیزاسیون هوا با فرض ترمودینامیک تعادلی و عدم تعادل شیمیایی به روش حجم محدود کاملاً ضمنی، توسط بنجامین و همکاران صورت گرفت [۱۳]. در سال ۲۰۱۵ بررسی گرمایش آیرودینامیکی جسم در حال پرواز با استفاده از انتقال حرارت مزدوج سیال - جامد توسط عبدالهی و همکارانش به صورت عددی مورد مطالعه قرار گرفت در این تحقیق از یک مدل استوانه‌ای با دماغه مخروطی در محدوده ماخ ۱/۵ تا ۴/۲ استفاده شد، مزیت این روش این است که دمایی دیواره و شار حرارتی در دماغه و پوسته با یا بدون تقارن محوری، را در زوایای حمله مختلف می‌توان محاسبه کرد [۲۱]. در سال ۲۰۱۶ جت‌های پالسی جریان مخالف بر عملکرد آیرودینامیکی یک کپسول Re-Entry در جریان مافوق صوت توسط عبدالهی پور و همکارانش مورد مطالعه قرار گرفت در این روش عملکرد آیرودینامیکی کپسول در جریان آزاد ماخ ۳/۴۸ با ۵ دبی مختلف جت مخالف جریان بررسی شد نتایج نشان داد که دو رژیم جریان را می‌توان با افزایش نرخ جریان جرم جت مشاهده کرد، حالت نفوذ طولانی و حالت نفوذ کوتاه. حالت نفوذ طولانی که در دبی جرمی کم ظاهر می‌شوند باعث افزایش فاصله شوک جداشتگی، ناپایداری و نوسانات جریان و حالت نفوذ کوتاه که در دبی بالا ظاهر می‌شود باعث کاهش فاصله شوک جداشتگی می‌شود [۲۰]. در سال ۲۰۱۷

طراحی پیکربندی یک کپسول فضایی مخروط -
سریخ با تاکید بر ضریب گشتاور پیچشی و
پایداری استاتیکی با استفاده از شبیه سازی
عددی توسط عبدالهی و همکاران مورد مطالعه
قرار گرفت در این تحقیق، ضریب گشتاور پیچشی
و شیب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله به
عنوان عامل تعیین کننده پایداری استاتیکی مورد
بررسی و تحلیل قرار گرفته است. در سال های
۲۰۱۶ و ۲۰۱۷، این مدل سازی با استفاده از روش
گام به گام مکانی و الگوریتم اختلاف محدود
ضمنی در طی مسیر پرواز بوسیله دوستدار و
همکاران صورت گرفت و نتایج آن جهت شبیه
سازی توزیع دمایی، مدل سازی گرمایش
آیروترمودینامیکی، بررسی اثرات کاتالیستیکی
دیواره روی گرمایش آیروترمودینامیکی دماغه های
فناشونده ماوراءصوت، صحنه گذاری گردید [۲] و
[۱۴-۱۶]. در سال ۲۰۲۰، الگوریتم های
محاسبه ی گرمایش آیروترمودینامیکی القاء شده
روی بدنه های ماوراءصوت در راستای افزایش دقت
محاسبات، توسط جان زانگ و همکاران مورد
مطالعه قرار گرفت. در این مطالعه، الگوریتم های
جدیدی در دینامیک سیالات عددی جهت
افزایش دقت محاسبات گرمایش
آیروترمودینامیکی، تدوین گردید [۱۷]. در سال
۲۰۲۲، اثرات جت خروجی جریان و اسپایک روی
گرمایش آیروترمودینامیکی القاء شده در نقطه ی
سکون بدنه های ماوراءصوت توسط رینان و
همکاران مورد مطالعه قرار گرفت. در این مطالعه،
با استفاده از روش عددی و با فرض ترموشیمی
غیرتعادلی، الگوریتم بهینه سازی مربوط به میزان
گرمایش آیروترمودینامیکی در نقطه ی سکون
دماغه های پخ بدنه های ماوراءصوت با استفاده از
جت جریان خروجی و اسپایک، تدوین،

صحنه گذاری و به کارگیری شد [۱۸]. در سال
۲۰۲۳، با استفاده از نتایج کد CTCA و قضیه ی
باکینگهام روی دماغه های فناشوندی ماوراءصوت،
عدد بی بعد RN جهت تعیین مرز بین گرمایش
آیروترمودینامیکی و گرمایش تشعشعی در طی
مسیر پرواز، توسط رستمی و همکاران تدوین
گردید [۱۹].

بنابراین، در ادامه ی تحقیقات [۲-۱۹]، هدف
از این تحقیق، ایجاد معادلات صریح و تحلیلی
EECAR_AN جهت محاسبه ی مستقیم شار
حرارتی دماغه ی سامانه های ماوراءصوت در گذر
زمان با بهره گیری از تلفیقی از نتایج آزمایشات
پروازی، کد CTCA، عدد بی بعد RN و روش
آنتالپی مرجع صفحه ی تخت در محیط نرم افزار
کامسول تحت عنوان الگوریتم CTCA+ است.

الگوریتم حل عددی معادلات بیان شده که
منجر به تدوین کد محاسبه کانتور دمایی و
گرمایش آیروترمودینامیکی (CTCA) شده است، در
مرجع [۲] آمده است.

۲- معرفی سیستم پیشنهادی

سیستم پیشنهادی مورد استفاده در این تحقیق،
به صورت تئوری-تجربی، مطابق با فرآیند زیر
است:

۱- استفاده از نتایج کد CTCA و عدد بی بعد
RN جهت تعمیم و اصلاح روابط تحلیلی
شار حرارتی کل (آیروترمودینامیکی و
تشعشعی) صفحه ی تخت برای دماغه
پرنده های بالای صوت در گذر زمان تحت
عنوان روابط EECAAN، با استفاده از
نمونه ی آماری.

۲- صحنه گذاری و اصلاح روابط EECAAN
با استفاده از نتایج کد CTCA تدوین و



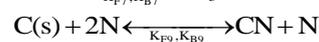
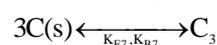
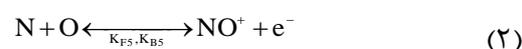
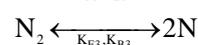
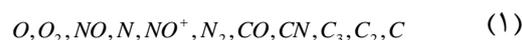


پیااده‌سازی الگوریتم UDF تحت عنوان الگوریتم CTCA+ در بستر نرم‌افزار کامسول با استفاده از روابط EECAR_AN و همچنین زیربرنامه‌ی فناشوندگی سطح مربوط به کد CTCA جهت محاسبه‌ی میزان پسروی سطح و دمای دیواره در گذر زمان به منظور استخراج کانتور دمایی بخش‌های مختلف دماغه در طی زمان پرواز. ۳- صحه‌گذاری و اصلاح روابط EECAR_AN با استفاده از مقایسه‌ی نتایج تحلیل دمایی الگوریتم CTCA+ با نتایج تحلیل دمایی CTCA صحه‌گذاری و اصلاح روابط EECAR_AN با استفاده از مقایسه‌ی نتایج تحلیل دمایی الگوریتم CTCA+ با نتایج آزمایشات پروازی محموله‌های داخلی نوعی (۳ نمونه).

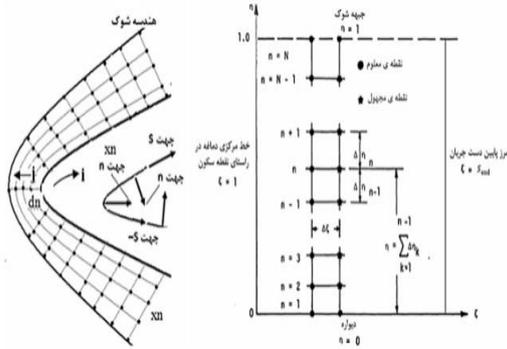
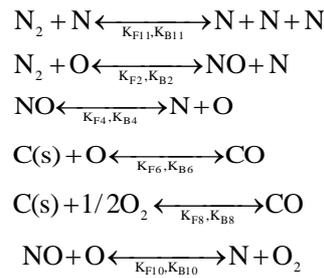
۳- معادلات حاکم

کاملترین روش جهت محاسبه‌ی گرمایش آیرودینامیکی و تشعشعی اعمال شده به دیواره‌ی دماغه‌های فناشونده‌ی ماوراءصوت، حل همزمان معادلات جریان، سنتیک واکنش‌های شیمیایی، مدل احتراق در لایه‌ی فنا شونده، مدل‌های تشعشعی و آشفستگی جریان است. استفاده از این روش در گذر زمان، حجم بالایی از حافظه‌ی محاسباتی را می‌طلبد. یکی از ابزارهای مؤثر جهت حل میدان جریان اطراف انواعی از دماغه‌ها با الزامات بیان شده، کد صحه‌گذاری شده‌ی محاسبه کانتور دما و گرمایش آیرودینامیکی (CTCA) است. در این کد از ترکیب روش‌های لایه‌ی شوک لزج و لایه‌ی مرزی لزج خودمتمشابه با فرض شفاف بودن المان‌های مخلوط لایه‌ی شوک، استفاده شد. این کد

براساس کانتور دمایی بخش‌های مختلف دماغه به همراه منحنی گرمایش آیرودینامیکی و سایر متغیرهای سطح در طی مسیر پرواز استخراج می‌گردد. این کد دارای ۴ فایل ورودی متنی که پارامترهایی مانند شعاع پخ نوک دماغه، طول کلی دماغه، دمای اولیه دماغه (قبل از پرواز)، میزان ریز شدگی شبکه در مجاورت دیواره، زمان کل پرواز، شاخص فناشوندگی سطح، تعداد المان‌ها در راستای چرخش و تعداد صفحات نصف النهاری معرف دماغه، تعریف می‌گردد. و نیز دارای ۱۱ فایل خروجی PLT و ۶ فایل خروجی متنی است که فایل‌های PLT جهت ترسیم کانتورهای دما در گام‌های زمانی تعیین شده است. فایل‌های خروجی متنی پارامترهای مانند کسر جرمی تمام گونه‌ها در لایه شوک، جرم مخصوص مخلوط مجاور دیواره و جبهه شوک، ضخامت لایه شوک، فشار مخلوط مجاور دیواره و جبهه شوک، دمای تمام المانهای پوسته و داخل دماغه، دمای مخلوط مجاور دیواره و جبهه شوک و نیز انتقال حرارت تشعشعی و گرمایش کل اعمال شده بر دیواره چاپ می‌کند. همانطور که در بخش ۱ بیان شد، به دلیل پدیده‌هایی مانند فعل و انفعالات شیمیایی هوا (تجزیه/بونیواسیون) در لایه‌ی شوک و فناشوندگی سطح، مخلوط لایه شوک، ترکیبی از گونه‌های گازی مختلف است. در کد CTCA فرض بر این است که گونه‌های گازی ناشی از فعل و انفعالات شیمیایی زیر عبارتند از:



(۲)



شکل ۳. نمایی از شبکه میدان جریان [۲].

۱- معادله‌ی شار حرارتی القاء شده بر دیواره

$$q_w = q_r - \Xi^2 \left(K \frac{\partial T}{\partial y} + \sum_{i=1}^{NS} \frac{\mu}{Pr} Le_i h_i \frac{\partial C_i}{\partial y} + \frac{u_{sh}^2 \mu_w u}{T_{sh}} \frac{\partial u}{\partial \eta} \right) \quad (3)$$

۲- معادلات جریان

- معادله پیوستگی جامع

$$\begin{aligned}
 &\frac{\partial}{\partial s} \left((r + y \cos(\theta))^j \rho u \right) + \\
 &\left(\frac{\partial}{\partial y} (1 + \gamma y) (r + y \cos(\theta))^j \rho u \right) \quad (4) \\
 &+ \dot{M}_{cg} = 0
 \end{aligned}$$

- معادله ممنتوم رویه‌ای

$$\begin{aligned}
 &\frac{1}{1 + \gamma y} \rho u \frac{\partial u}{\partial s} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\gamma}{1 + \gamma y} + \frac{1}{1 + \gamma y} \frac{\partial P}{\partial s} = \\
 &\Xi^2 \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\gamma u}{1 + \gamma y} \right) \right) \quad (5) \\
 &+ \Xi^2 \mu \left(\frac{\gamma}{1 + \gamma y} + \frac{j \cos(\theta)}{r + y \cos(\theta)} \right) \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\gamma u}{1 + \gamma y} \right) \\
 &\Xi = \frac{1}{Re}
 \end{aligned}$$

- معادله ممنتوم در جهت عمود بر سطح

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

- معادله انرژی

غلظت لحظه‌ای و گرادیان آن به‌عنوان یکی از

ورودی‌های اصلی جهت محاسبه‌ی شار حرارتی القاء شده بر دیواره برای هر کدام از گونه‌ها در هر نقطه از لایه‌ی شوک با استفاده از فعل و انفعالات شیمیایی معادلات (۲) و با بهره‌گیری از ترکیبی از مدل‌های سنتیک شیمیایی ماینر-لوئیس و پارک (جهت محاسبه‌ی ثوابت تعادل و نرخ غلظت گونه‌ها)، محاسبه شده است. ورودی‌های اصلی این مدل‌ها، دما و فشار لحظه‌ای نقطه‌ی مورد بررسی است. بنابراین این مدل‌ها براساس شبکه‌ی نشان داده شده در شکل (۲)، با معادلات جریان لایه‌ی شوک، معادله‌ی حالت، مدل آشفنگی بالدوین-لومکس، معادله‌ی پیوستگی هر کدام از گونه‌ها، معادله‌ی تعادل انرژی در لایه‌ی فناشونده، مدل‌های محاسبه‌ی خواص انتقالی گونه‌ها (جداول تست) و مخلوط لایه‌ی شوک (مدل ویلک)، معادله‌ی انتقال حرارت در پوسته‌ی دماغه، معادله‌ی شار حرارتی کل و معادله‌ی گرمایش تشعشعی مخلوط گازی (براساس مدل جسم شفاف المان‌های مخلوط گازی)، معادلات شرایط مرزی شوک (مدل رنگین-هیوگونیت) و شرط مرزی دیواره، کوپل شده است. این معادلات براساس شکل (۲) عبارتند از:



$$RN = Lse = 0.286 \log \left(\frac{q_c + q_r}{\mu_w a_{s,w}^2 R} \right) =$$

$$0.286 \log \left(\text{Ma}_\infty^3 \left(\frac{\text{Re}_\infty}{\text{Re}_{\infty,sl}} \right)^{0.206} \text{Pr}_\infty^{0.028} \theta^{0.75} \right) \text{Pr}_\infty \approx 0.7$$

$$Rhr = \frac{q_r}{q_c + q_r}$$

$$Rcr = \frac{q_c}{q_c + q_r}$$

۳- معادلات گرمایش آیرودینامیکی

صفحه تخت_روش آنتالپی مرجع [۲]

$$q_w \left(\frac{w}{cm^2} \right) = c \rho_\infty^N V_\infty^M \quad (13)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} c = 1.83 \times 10^{-4} \text{Re}^{\frac{1}{2}} \left(1 - \frac{h_w}{h_s} \right) \\ M = 3 \\ N = 0.5 \\ x > 0 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} c = 2.53 \times 10^{-4} (\cos \theta)^{\frac{1}{2}} (\sin \theta)^{\frac{1}{2}} \left(1 - \frac{h_w}{h_s} \right) \\ M = 3.2 \\ N = 0.5 \\ x > 0 \quad \text{Re} = \frac{\rho_\infty V_\infty}{\mu_s} \leq 5 \times 10^4 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} c = 3.89 \times 10^{-4} (\cos \theta)^{\frac{1}{2}} (\sin \theta)^{\frac{1}{2}} \left(1 - 1.11 \frac{h_w}{h_s} \right) \left(\frac{T_s}{556} \right)^{\frac{1}{2}} \\ M = 3.37 \\ N = 0.8 \\ x > 0 \quad \text{Re} = \frac{\rho_\infty V_\infty}{\mu_s} > 5 \times 10^4 \quad V_\infty \leq 3962 \frac{m}{s} \end{array} \right. \quad (14)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} c = 2.2 \times 10^{-4} (\cos \theta)^{\frac{1}{2}} (\sin \theta)^{\frac{1}{2}} \left(1 - 1.11 \frac{h_w}{h_s} \right) \left(\frac{T_s}{556} \right)^{\frac{1}{2}} \\ M = 3.8 \\ N = 0.8 \\ x > 0 \quad \text{Re} = \frac{\rho_\infty V_\infty}{\mu_s} > 5 \times 10^4 \quad V_\infty > 3962 \frac{m}{s} \end{array} \right.$$

۴- فرضیات

فرضیات این تحقیق مانند فرضیات کد

CTCA عبارتست از:

۱- معادلات جریان در یال دماغه، سهموی است

و ضخامت لایه مرزی در نقطه سکون، نازک است.

۲- در لایه شوک فعل و انفعالات شیمیایی

نامتعادل ناشی از فناشوندگی سطح، تجزیه/یونیزاسیون هوا وجود دارد.

۳- خواص ترمودینامیکی و انتقالی لایه شوک

تابعی از دما هستند و جهت محاسبه آنها از

برازش منحنی مبتنی بر تئوری ملکولی قطبی

$$\frac{1}{1+\gamma y} \rho u C_p \frac{\partial T}{\partial s} + \rho v C_p \frac{\partial T}{\partial y} -$$

$$\frac{1}{1+\gamma y} u \frac{\partial P}{\partial s} - v \frac{\partial P}{\partial y} = \Xi^2 \frac{\partial}{\partial y} \left(K \frac{\partial T}{\partial y} \right) +$$

$$\Xi^2 \left(\frac{\gamma}{1+\gamma y} + \frac{j \cos(\theta)}{r+y \cos(\theta)} \right) K \frac{\partial T}{\partial y} -$$

$$\Xi^2 \sum_{i=1}^n J_i C_{p_i} \frac{\partial T}{\partial y} + \Xi^2 \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\gamma}{1+\gamma y} \right)^2 - \sum_{i=1}^n h_i \dot{w}_i \quad (7)$$

۳- معادله پیوستگی گونه‌ها

$$\frac{1}{1+\gamma y} \rho u \frac{\partial C_i}{\partial s} + \rho v \frac{\partial C_i}{\partial y} =$$

$$\dot{w}_i - \epsilon^2 \frac{\partial J_i}{\partial y} - \epsilon^2 \left(\frac{\chi}{1+\gamma y} + \frac{j \cos \varphi}{r+y \cos \varphi} \right) J_i \quad (8)$$

$$J_i = \frac{\mu}{\text{Pr}} L e_i \frac{\partial C_i}{\partial y} \quad C_i = \frac{\rho_i}{\rho}$$

۴- معادله تعادل انرژی در لایه فناشونده

$$-(K_x \zeta_x + K_y \zeta_y) \frac{\partial T}{\partial \zeta} - (K_x \eta_x + K_y \eta_y) \frac{\partial T}{\partial \eta} -$$

$$K_z \frac{\partial T}{\partial z} - \sum_{i=1}^{m_1} h_i T_w \dot{w}_i + \alpha q_r - \sigma T_w^4 = 0 \quad (9)$$

۵- معادله انتقال حرارت پوسته‌ی دماغه

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(K_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(K_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) +$$

$$\frac{\partial}{\partial z} \left(K_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad \alpha_i = \frac{K_i}{\rho C_p} \quad (10)$$

۶- معادله گرمایش تشعشی مخلوط

گازی (مدل الستند - جسم شفاف)

$$q_r^* = q_{p,r} A_i = \frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^{\text{icnd}} \sum_{j=1}^{\text{ie}} \frac{E_{i,j} \sin \beta_i}{X n_{i,j}} A_i^2 dn_{i,j}$$

$$\omega = \frac{\pi}{2} - \beta, \quad A_i = \pi (S_i^2 - S_{i-1}^2)$$

$$S_0 = 0 \quad V_{i,j} = A_i dn_{i,j} \quad (11)$$

$$E_{i,j} = 4\pi J_{i,j} \quad J_{i,j} = K_p \int_0^\infty B_{v_{i,j}} dv$$

$$B_{v_{i,j}} = \frac{2h\nu^3}{C^2 \exp\left(\frac{h\nu}{KT_{i,j}} - 1\right)}$$

۲-۲- عدد بی بعد RN [۱۹]

$$E_{i,j} = 4\pi J_{i,j} \quad J_{i,j} = K_p \int_0^\infty B_{v_{i,j}} dv \quad (1)$$

$$B_{v_{i,j}} = \frac{2h\nu^3}{C^2 \exp\left(\frac{h\nu}{KT_{i,j}} - 1\right)} \quad (2)$$



و نتایج آزمایشات طیف نگاری استفاده می‌گردد.

۴- جهت در نظر گرفتن اثرات فناشوندگی سطح از تئوری صحنه گذاری شده‌ی پارک استفاده می‌گردد.

۵- جهت محاسبه عبارات چشمه از قانون اثر جرم وابسته به زمان استفاده می‌گردد.

۶- جهت در نظر گرفتن اثرات انتقال حرارت جابجایی آزاد داخل دماغه، از ضریب انتقال حرارت هدایتی معادل هوا استفاده می‌گردد.

۷- به دلیل بالا بودن سرعت، گردابه‌های ناشی از آشفتگی جریان، رفتار دوبعدی دارند و با مدل بالدوین-لومکس مدل‌سازی می‌گردند.

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

۵- الگوریتم و روش حل

بانگاهی به تحقیقات صورت گرفته در زمینه گرمایش آیروترمودینامیکی و تشعشعی، می‌توان گفت که تحقیقات جامع و وسیعی در این زمینه صورت گرفته است ولی روش حل عددی تمام تحقیقات مذکور حجم محدود گام به گام زمانی مبتنی بر حلگرهای نرم‌افزار فلونت است. از معایب این روش، می‌توان به بالا بودن حجم فضای محاسباتی و زمان حل اشاره کرد و این عیب در شبیه سازی گرمایش آیروترمودینامیکی محموله‌های برد بلند در طی مسیر پرواز بسیار پررنگ‌تر خواهد شد و همچنین از مزایای آن می‌توان به جامع بودن فرض جاذب-متشعشع بودن المان‌های لایه‌ی شوک به دلیل هذلولی بودن معادلات جریان در روش حل عددی گام به

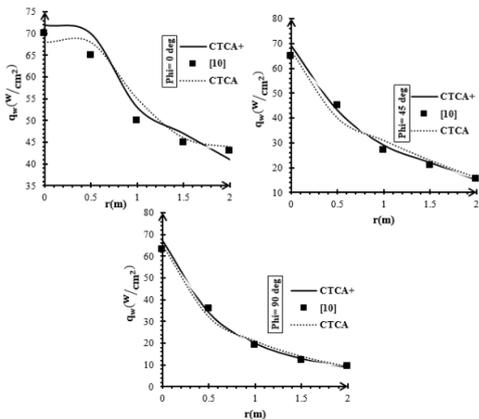
گام زمانی، اشاره نمود. در کد CTCA، جهت کاهش زمان حل معادلات جریان از روش ترکیبی گام به گام مکانی لایه شوک لزج و لایه مرزی لزج خودمتشابه، استفاده شده است. استفاده از روش ترکیبی بیان شده باعث سهموی شدن معادلات جریان شده و الزام عدم انتشار اطلاعات از پایین دست به بالادست جریان را به دنبال دارد. یعنی الزام استفاده از فرض شفاف بودن المان‌های لایه شوک را به طراح، دیکته می‌کند، به دلیل اینکه، فرض جاذب-متشعشع بودن المان‌های لایه‌ی شوک باعث انتشار اطلاعات از بالادست به پایین دست جریان و بیضوی شدن معادلات جریان می‌گردد [۲] و [۱۴-۱۶].

با استفاده از معادلات آنتالپی مرجع و نتایج مرجع [۱۹] می‌توان گفت که شار حرارتی بی‌بعد تابعی از دانستیته و سرعت پروازی، دمای دیواره، هندسه (شعاع، شیب و فاصله‌ی محوری از نوک) و عدد رینولدز است. با اجزای مختلف که با هندسه‌ها متفاوت از منظرهای شعاع و زاویه‌ی شیب دماغه ($N1=10, N2=10$)، ارتفاعات مختلف پروازی از منظر دانستیه ($N3=100$)، اعداد ماخ مختلف در محدوده‌ی ۱ تا ۱۰۰ ($N4=100$) که روی کد CTCA صورت گرفت (مجموعاً ۱۰۶ اجراء)، بانک اطلاعاتی شار حرارتی مطابق الگوریتم CTCA+ نشان داده شده در شکل (۴) استخراج گردید. با استفاده از فلوجارت شکل (۴) تابع $c_Function$ بدست می‌آید. این تابع همان تابع تصحیح اعمال شده روی معادله‌ی (۱۳)، جهت محاسبه‌ی شار حرارتی القاء شده روی بخش‌های مختلف دماغه است و اثرات تشعشع گازی در لایه‌ی شوک را نیز در بر می‌گیرد.



پروازی محموله‌های نوعی صحنه گذاری شده است.

مطالعه موردی (۱): در این حالت، با استفاده از کد CTCA و الگوریتم+CTCA (معادلات ۱۵ و ۱۶) شار حرارتی یک دماغه‌ی سهموی با شعاع نوک ۴۰ سانتی متر و مقطع بیضوی با اقطار a, b (۲۵) $(k=(a/b)^2=0.25)$ برحسب شعاع مقاطع مختلف دماغه در ارتفاع پروازی ۹۵ کیلومتر و سرعت پروازی ۶ کیلومتر بر ثانیه با زاویه حمله‌ی صفر و در زوایای نصف‌النهاری صفر، ۴۵ و ۹۰ درجه (مطابق با صفحه‌ی نصف‌النهاری نشان داده شده در شکل (۱))، محاسبه گردید و نتایج آن با نتایج کد CTCA و مرجع [۳] مقایسه شد. این مطالعه جهت اطمینان از انطباق نتایج معادلات شار حرارتی الگوریتم+CTCA با نتایج شار حرارتی کد CTCA و مرجع [۳] انجام شد.



شکل (۵). مقایسه نتایج شار حرارتی الگوریتم+CTCA با کد CTCA و مرجع [۱۰] برحسب شعاع مقاطع و زاویه‌ی نصف‌النهاری یک دماغه‌ی سهموی.

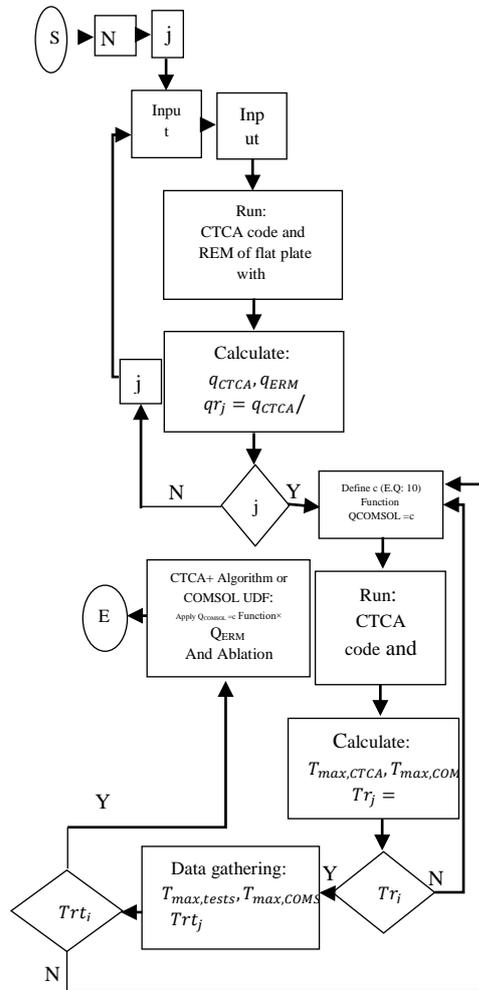
نتایج شکل (۵) نشان می‌دهد که حداکثر خطای نسبی الگوریتم+CTCA جهت محاسبه‌ی شار حرارتی نسبت به کد CTCA و مرجع [۱۰] در مطالعه‌ی موردی اول، به ترتیب کمتر از کمتر از ۵ و ۸ درصد است.

$$c_Function = RN = 0.6 \times 10^{F(PRN)} \quad (15)$$

$$F(RN) = 0.005 \times \text{Exp}(2.66RN)$$

$$q_{\text{Nose}} \left(\frac{W}{\text{cm}^2} \right) = q_{\text{Flat}} \left(\frac{W}{\text{cm}^2} \right) \times c_Function - q_{r,w} \quad (16)$$

$$q_{r,w} \left(\frac{W}{\text{cm}^2} \right) = \sigma \epsilon T_w^4 \times 10^{-4}, \sigma = 5.669 \times 10^{-8}$$

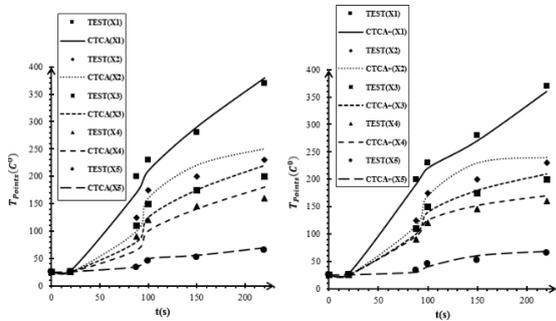


شکل ۴. الگوریتم+CTCA و استخراج c Function

۶- نتایج و بحث

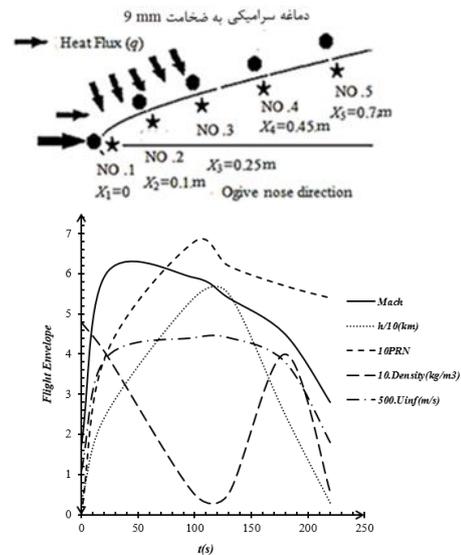
در این بخش، برخی از اجزای صورت گرفته شده روی کد CTCA و همچنین نتایج دمایی آزمایشات پروازی محموله‌های بالای صوت، جهت استخراج نتایج بدست آمده در معادلات (۱۵) و (۱۶)، تحت عنوان مطالعات موردی ۱ تا ۴ آورده شده است و نتایج بدست آمده در این معادلات با نتایج مرجع [۱۰] و نتایج دمایی آزمایشات

مطالعه موردی (۲): در پرواز واقعی یک محموله‌ی نوعی با برد ۳۲۰ کیلومتر (پوشش پروازی نشان داده شده در شکل ۶) با دماغه‌ی سرامیکی به ضخامت ۹ میلی‌متر و ساختار هندسی جناغی و با شعاع نوک ۱/۵ میلی‌متر، مقادیر دما در موقعیت‌های ۱ تا ۵ اندازه‌گیری گردید (نصب و تله متری سنسورهای دمایی از نوع PT1000 در نقاط ۱ تا ۵ براساس (شکل ۶)، توسط محققین صورت گرفت). در این حالت، ابتدا، نتایج شار حرارتی حاصل از الگوریتم CTCA+ در طی پرواز با کد CTCA مقایسه شد و سپس نتایج تحلیل دمایی حاصل از این الگوریتم در نقاط ۱ تا ۵ شکل (۶) در طی زمان با نتایج کد CTCA و مقادیر اندازه‌گیری شده، مقایسه گردید.

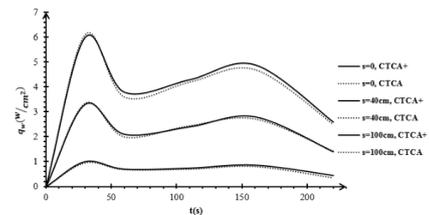


شکل ۸. تغییرات دمایی مطالعه موردی دوم برحسب فاصله محوری و زمان - مقایسه‌ی الگوریتم CTCA+ با کد CTCA و آزمایش پروازی

نتایج شکل (۸) نشان می‌دهد که حداکثر خطای نسبی الگوریتم CTCA+ جهت محاسبه‌ی دمایی نسبت به کد CTCA و آزمایش پروازی در مطالعه‌ی موردی دوم، به ترتیب کمتر از ۱۰ و ۸ درصد است. مطالعه موردی (۳): در پرواز واقعی یک محموله‌ی نوعی با برد ۴۵۰ کیلومتر (پوشش پروازی نشان داده شده در شکل ۹) با دماغه‌ی فولادی دربردارنده‌ی عایق کامپوزیتی به ضخامت ۶ میلی‌متر و ساختار هندسی جناغی و با شعاع نوک ۱/۸ میلی‌متر، مقادیر دما در موقعیت‌های ۱ تا ۵ اندازه‌گیری گردید (نصب و تله متری سنسورهای دمایی از نوع PT1000 در نقاط ۱ تا ۵ براساس شکل (۹)، توسط محققین صورت گرفت). در این حالت، ابتدا، نتایج شار حرارتی حاصل از الگوریتم CTCA+ در طی پرواز با کد CTCA مقایسه شد و سپس نتایج تحلیل دمایی حاصل از این الگوریتم در نقاط ۱ تا ۵ شکل (۹) در طی زمان با نتایج کد CTCA و مقادیر اندازه‌گیری شده، مقایسه گردید.



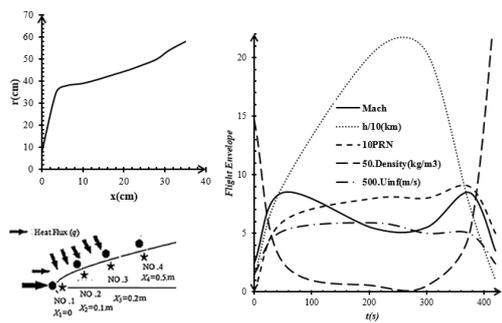
شکل ۶. پوشش پروازی مطالعه موردی دوم.



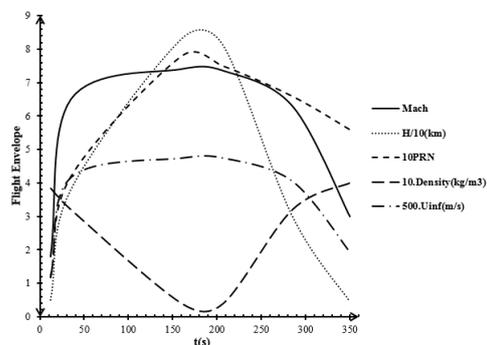
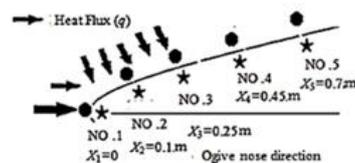
شکل ۷. تغییرات شار حرارتی کل مطالعه موردی دوم برحسب فاصله رویه‌ای و زمان - مقایسه‌ی الگوریتم CTCA+ با کد CTCA.

نتایج شکل (۱۱) نشان می‌دهد که حداکثر خطای نسبی الگوریتم CTCA+ جهت محاسبه‌ی دمایی نسبت به کد CTCA و آزمایش پروازی در مطالعه‌ی موردی سوم، به ترتیب کمتر از ۱۲ و ۸ درصد است.

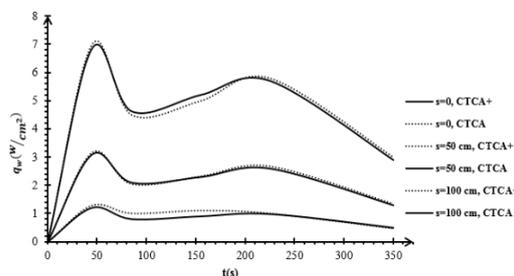
مطالعه‌ی موردی (۴): در پرواز واقعی یک محموله‌ی نوعی با برد ۱۲۰۰ کیلومتر (پوشش پروازی نشان داده شده در شکل ۱۲) با دماغه‌ی فولادی دربردارنده‌ی عایق کامپوزیتی به ضخامت ۶ میلی‌متر و ساختار نوعی (شکل ۱۲) با نوک گرافیتی به شعاع نوک ۸۰ میلی‌متر، مقادیر دما در موقعیت‌های ۱ تا ۴ اندازه‌گیری گردید (نصب و تله‌متری سنسورهای دمایی از نوع PT1000 در نقاط ۱ تا ۴ براساس شکل ۱۲)، توسط محققین صورت گرفت. در این حالت، ابتدا، نتایج شار حرارتی حاصل از الگوریتم CTCA+ در طی پرواز با کد CTCA مقایسه شد و سپس نتایج تحلیل دمایی حاصل از این الگوریتم در نقاط ۱ تا ۴ شکل (۱۲) در طی زمان با نتایج کد CTCA و مقادیر اندازه‌گیری شده، مقایسه گردید.



شکل ۱۲. پوشش پروازی و مشخصات هندسی دماغه‌ی مطالعه‌ی موردی چهارم.

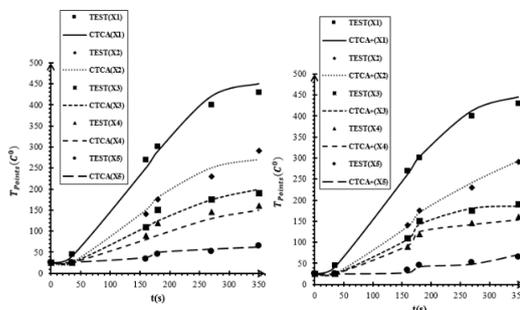


شکل ۹. پوشش پروازی مطالعه‌ی موردی سوم.

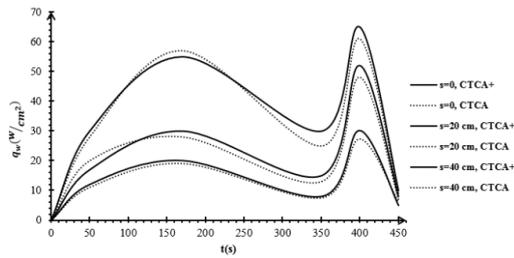


شکل ۱۰. تغییرات شار حرارتی کل مطالعه‌ی موردی سوم برحسب فاصله رویه‌ای و زمان - مقایسه‌ی الگوریتم CTCA+ با کد CTCA

نتایج شکل (۱۰) نشان می‌دهد که حداکثر خطای نسبی الگوریتم CTCA+ جهت محاسبه‌ی شار حرارتی نسبت به کد CTCA در مطالعه‌ی موردی سوم، کمتر از ۵ درصد است

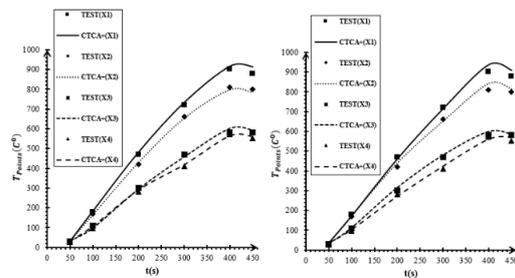


شکل ۱۱. تغییرات دمایی مطالعه‌ی موردی سوم برحسب فاصله محوری و زمان - مقایسه‌ی الگوریتم CTCA+ با کد CTCA و آزمایش پروازی.



شکل ۱۳. تغییرات شار حرارتی کل مطالعه موردی چهارم برحسب فاصله رویه‌ای و زمان - مقایسه‌ی الگوریتم CTCA+ با کد CTCA.

نتایج شکل (۱۳) نشان می‌دهد که حداکثر خطای نسبی الگوریتم CTCA+ جهت محاسبه‌ی شار حرارتی نسبت به کد CTCA در مطالعه‌ی موردی چهارم، کمتر از ۷ درصد است.



شکل ۱۴. تغییرات دمایی مطالعه موردی چهارم برحسب فاصله محوری و زمان - مقایسه‌ی الگوریتم CTCA+ با کد CTCA و آزمایش پروازی.

نتایج شکل (۱۴) نشان می‌دهد که حداکثر خطای نسبی الگوریتم CTCA+ جهت محاسبه‌ی دمایی نسبت به کد CTCA و آزمایش پروازی در مطالعه‌ی موردی چهارم، به ترتیب کمتر از ۱۲ و ۱۰ درصد است.

۷- نتیجه گیری

از مزایای بارز کد CTCA، می‌توان به کاهش ۸۰ درصدی زمان حل معادلات حاکم نسبت به حلگرهای الگوریتم حجم محدود، اشاره کرد و این مزیت در تحلیل‌های ناپایای دماغه‌های فناشونده با زمان پرواز طولانی جهت استخراج کانتور دمایی

در نقاط مختلف دماغه (محموله‌های میان برد و برد بلند) بسیار چشمگیرتر است [۲] و [۳]. در این تحقیق، جهت کاهش ۹۵ درصدی جهت محاسبه‌ی توزیع دمایی در بخش‌های مختلف دماغه‌ی محموله‌های بالای صوت نسبت به کد CTCA، الگوریتم CTCA+ تدوین شد. در این الگوریتم:

۱- با استفاده از انجام تحلیل‌های متعدد در محیط کد CTCA، معادلات تحلیلی محاسبه‌ی شار حرارتی صفحه‌ی تخت، عدد بی‌بعد RN و نتایج آزمایشات پروازی محموله‌های بالای صوت در گذر زمان، معادلات تحلیلی EECAR_AN جهت محاسبه‌ی مستقیم شار حرارتی این دماغه‌ها، استخراج شد و نتایج آن با نتایج تحقیقات مشابه [۱۰]، کد CTCA صحت‌گذاری گردید.

۲- با استفاده از حلگر معادلات ناپایای انتقال حرارت در محیط نرم‌افزار کامسول، زیربرنامه‌ی فناشوندگی سطح مربوط به کد CTCA، معادلات تحلیلی EECAR_AN، مشخصات هندسی دماغه و مشخصات ترمودینامیکی جنس بخش‌های مختلف دماغه، کد UDF در بستر نرم‌افزار کامسول جهت انجام تحلیل‌های دمایی کاربرپسند در محیط نرم‌افزار کامسول، تدوین گردید و نتایج آن با نتایج تحلیل دمایی کد CTCA و نتایج اندازه‌گیری‌های دمایی مربوط به آزمایشات پروازی محموله‌های داخلی مقایسه و صحت‌گذاری شد.

نتایج تحلیل‌های حاصل از معادلات EECAR_AN، نشان داد که حداکثر میزان خطا جهت محاسبه‌ی شار حرارتی کل نسبت به کد CTCA کمتر از ۷ درصد بود. همچنین نتایج



تحلیل‌های حاصل از الگوریتم $CTCA+$ ، نشان داد که حداکثر میزان خطا جهت محاسبه‌ی کانتور دمایی نسبت به کد $CTCA$ و آزمایشات پروازی محموله‌های نوعی به ترتیب کمتر از ۱۰ و ۸ درصد بود.

۸- فهرست علائم

۸.۱. علائم اصلی

A	سطح مقطع m^2
a_s	سرعت صوت $\frac{m}{s}$
C_p	گرمای ویژه در فشار ثابت $\frac{J}{kg.K}$
h	آنتالپی مخصوص $\frac{J}{kg}$
j	شاخص شناسایی نوع بدنه (۰ یا ۱)
K	ضریب انتقال حرارت هدایتی $\frac{w}{m.K}$

K_θ ضریب تابش

Ma عدد ماخ

M_{cg} دبی جرمی گازهای ناشی از فناشوندگی سطح

$\frac{kg}{s}$

PR عدد پرائنتل

q شار حرارتی $\frac{w}{m^2}$

R شعاع نوک دماغه m

T درجه حرارت K

s فاصله رویه‌ای تا نقطه سکون- محور رویه‌ای m

v سرعت جریان در راستای محور نرمال(عمود بر رویه) $\frac{m}{s}$

$\frac{m}{s}$

X_n فاصله نرمالیزه شده هر نقطه تا جبهه شوک

x_t نقطه شروع مغشوش شدن جریان m

۸.۲. علائم یونانی

α زاویه حمله rad

β زاویه دید rad

γ نسبت گرمای ویژه در فشار به حجم ثابت

σ ثابت استفهام-بولتزمن

ρ دانسیته $\frac{kg}{m^3}$

ζ, η بردارهای نرمالیزه شده y, s در مختصات دکارتی

α ضریب پخش حرارت $\frac{m^2}{s}$

θ زاویه رویه با محور افقی rad

γ	میزان انحناء بدنه
ϵ	ضریب تشعشع
Ξ	شاخص عدد رینولدز
θ	فرکانس تابش Hz
۸.۳. زیرنویس‌ها	
∞	جریان آزاد
ave	میانگین

CAMSOL	کامسول
r	تشعشع
sh	جبهه شوک
x	مشتق نسبت به X
O	نقطه سکون
i	شماره گونه
Plate	صفحه‌ی تخت
s	صوت
W	دیواره
y	مشتق نسبت به Y

۹- مآخذ

- [1] J. Anderson, Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, Second Edition, pp. 25-346, New York: ISBN:978-964-2751-04-4. 1989.
- [2] M. M. Doustar, M. Mardani, F. Ghadak, Aero-heating Modelling on the Ablative Noses during Flight Trajectory, Aircraft Engineering and Aerospace Technology Journal, in press, 2017.
- [3] 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).
- [4] A. Murry, and S. Forrest. Improvements to the Aeroheating and Thermal Analysis (ATAC), Missile Defense Group, Advanced Engineering & Sciences, 2005.
- [5] I. Vandrey. "Approximately Evolution of Aerodynamic Heating", Jet Propulsion, pp. 522-546, 1957.
- [6] B. Carrel, W. , Larry , and J. Thomas, A Coupled Computer Code for the Transient Thermal Response and Ablation of Non-Charring Heat Shields and Nose Tips, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D. C., October 1970.
- [7] E. Miner, W. Lewis, Computer User's Guide for a Chemically Reacting Viscous Shock Layer Code", NASA CR-2551, pp. 24-32, 1975.



number to determine the boundary between aerothermodynamics and radiation heating for ablative noses, Modares Mechanical Engineering, Vol. 14, No. 1, pp. 127-138, 2024 (in Persian).

- [20] S. Abdolahi Poor, A. Mardani, S.A. Seyed ShamsTaleghani, Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow, Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 5, No. 1, pp. 55-65, 2016 (in Persian).
- [21] S. Abdolahi, F. Etemadi, M. Ebrahimi, Aerodynamic Heating Prediction of Flying Body Using Fluid-Solid Conjugate Heat Transfer, Space Science and Technology, Vol. 8, No. 24, pp. 41-53, 2015.
- [8] D. Q. Robert, Real-Time Aerodynamic Heating and Surface Temperature Calculations for Hypersonic Flight Simulation, NASA Technical Memorandum 4222, 1990.
- [9] C. J. Riley, F. R. Dejarnette, "An Engineering Aerodynamic Heating Method for Hypersonic Flow", AIAA Journal, Vol. 92, No. 9, 1992.
- [10] C. Brykina, D. Scott, An Approximate Axisymmetric Viscous Shock Layer Aeroheating Method for Three Dimensional Bodies", AIAA NASA, TM198-207890, pp. 14-22, 1998.
- [11] H. Parhizkar, H. Karimian, Laminar and Turbulent Aeroheating Predictions around MultiCone Congurations in Hypersonic Equilibrium Air Flow, JAST, Vol. 3 No. 3 p. 159-166, 2006.
- [12] G. R. Dexygen, 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.
- [13] S. Benjamin, H. Roy, H.S. Paul, T. Baumanb, and T. A. Oliver, Modeling hypersonic entry with the fully-implicit Navier-Stokes (FIN-S) stabilized finite element flow solver Computers & Fluids, 2014 281-292.
- [14] 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).
- [15] M. M. Doustar, M. Mardani, F. Ghadak, Aero-heating Modelling on the Ablative Noses during Flight Trajectory, Aircraft Engineering and Aerospace Technology Journal, 2017.
- [16] M. M. Doustar, M. Mardani, F. Ghadak, Numerical simulation of radiance effects on the aerodynamic heating of ablative nose with VSL-VBLS method, Structure and Fluid Journal of Shahrod University, 2017.
- [17] J. Zhang., J , Guangchen., Recent advances in the application of advanced algorithms in computational dynamics technology , International Journal of a Aerospace Engineering, Vol. 32, No. 5, 2020.
- [18] R. Renane., R, Allouche., Aeroheating optimization of a hypersonic thermochemical non equilibrium around blunt body by application of opposing Jet and Blunt Spike , Hypersonic Vehicles Books, 2022.
- [19] S. Rostai, J. Pirkandi, M. Malekzadie deerin, Compiling the dimensionless

