

Numerical Simulation of Heat Flux Evaluation for Atmospheric Re-entry Control Wing Connections

Mostafa Mahmoodi^{a*}, Hamid Parhizkar^b, Jamasb Pirkandi^c, Amir Reza zadbari^d

^{a,b,c} Assoc. Prof., Aerospace. Eng., Malek Ashtar University, Iran

^dMaster Student, Mech. Eng., University of Urmia, Urmia, Iran

ABSTRACT

The present research has investigated the simulation of the aerodynamic heating of a missile with regard to the placement and non-placement of the control block and its connection components. In this research, a commercialized missile in four different configurations were investigated (missile without the placement of other components, missile with the placement of a control block, missile with the placement of a control block with a shaft attached to it and missile with the placement of a control block with a shaft attached to it and considering the wedge) and the results have been compared between different configurations. The results showed that the presence of control block as an obstacle in the way of air flow has increased the heat flux on the missile surface by about 27% compared to the first phase. In the upstream of the shaft, this increase in the amount of heat flux is 5 times compared to the case without the shaft. Also, with the simulation of the fourth phase, the effect of the presence of the wedge in guiding the fluid flow and reducing the damaging effects of heating around the location of the shaft was revealed. The results showed that the presence of the wedge caused the heat flux of the missile surface to decrease by about 52% compared to the third phase. Also, the wedge has reduced the maximum heat flux created on the shaft surface by about 74% compared to the third phase.

KEYWORDS

Re-entry Vehicle, Numerical Simulation, Heat Flux, Control Wing Connections.

* Corresponding Author: Email: mostafamahmoodi@mut.ac.ir

1. Introduction

Today, progress in the space industry and the growing need for defense equipment and space exploration have led to the development of equipment in the space industry such as ballistic missiles, re-entry vehicles, and space shuttles [1]. In general, due to the high importance of work in the field of air and space, the high time it takes to rebuild the object, as well as the high cost of air and space equipment, return capsules or any other important practical devices are simulated and studied at the moment of returning to the Earth's atmosphere. Challenges and limitations should be revealed [2]. Among the influencing factors of the environment that can have the most destructive effect on the returning object at the moment of re-entry is the aerodynamic heating that affects the device and can leave harmful destructive effects on the object and leave the desired project unfinished [3]. The design and implementation of thermal insulation is one of the conventional methods to prevent damage to the body of a rocket or an object returning to the Earth's atmosphere, which is studied by most of the air and space researchers [4]. The discussion of aerodynamic heating is of particular importance due to the relationship between the generated heat and the third power of speed; Therefore, if this produced heating is not controlled well, it will cause financial and human damages and also cause the destruction of the re-entry means [5]. In the present research, the simulation of aerodynamic heating of a returnable projectile sample with the placement of the control block and the components connected to it has been investigated. The main question answered by this research is the effect of modeling the bulkhead shaft on the aerodynamic heating of the body at the place where the bulkhead is installed, as well as the effect of using a wedge in front of the shaft to reduce heating. In various articles, the aerodynamic heating of the body and even the bulks of objects returning to the atmosphere have been discussed, leading to the effect of the presence of the shaft, which leads to the creation of local hot spots on the body, and in a way, the problem of heating caused by the bulk is the missing piece, in no reference article available. It is not addressed in the present research. In this research, he investigated four different geometries of a commercialized rocket sample. These cases include rocket without a block, rocket with a control block, a missile with a control block with a shaft connected to it, and a missile with a control block and a shaft connected to it, considering the wedge in front of the shaft and comparing the results between different geometries, has taken place.

2. The geometry of the problem

The missile investigated in this study is Pershing-2, which is made in the United States. The Pershing-2 missile is a two-stage solid fuel missile with a range of 1,770 km, which has a maximum speed of the last stage of Mach 8 [6]. Figure 1 shows a picture of the missile control beam and the shaft connected to it.

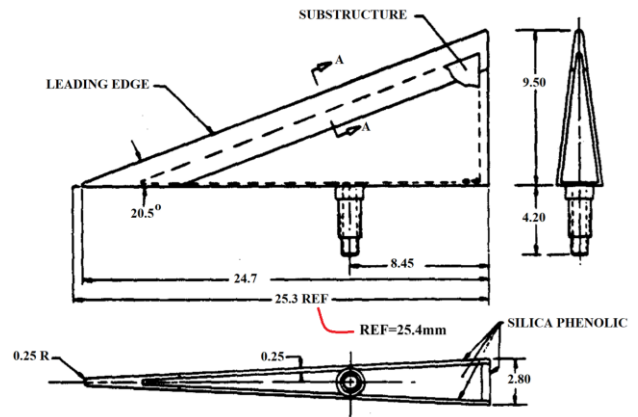


Figure 1. Detailed details of the control wing and the shaft connected to it in different views [7]

3. Governing equations and boundary conditions

In this research, Fluent software was used to perform simulations. The main equations governing the fluid flow in this software are the complete Navier-Stokes equations, which are used in the present work along with the kw SST turbulence model. The described boundary conditions are shown in Figure 2.

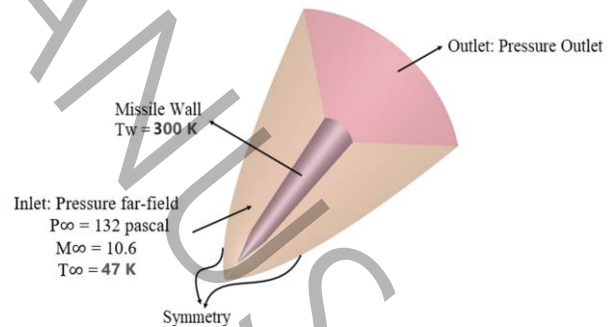


Figure 2. Schematic of boundary conditions governing the problem

4. Results

In order to validate the present work, the experimental data obtained from the study of Clearly et al. [8] have been used. The research of this group is about the effect of changes in the angle of attack and changes in the radius of curvature of the cone with a spherical nose on the heat flux distribution. The conical object studied by this group has been investigated in 2 states: spherical

nose radius 28 mm (cone length 510 mm) and spherical nose radius 9.5 mm (cone length 1270 mm), which can be seen in Figure 3.

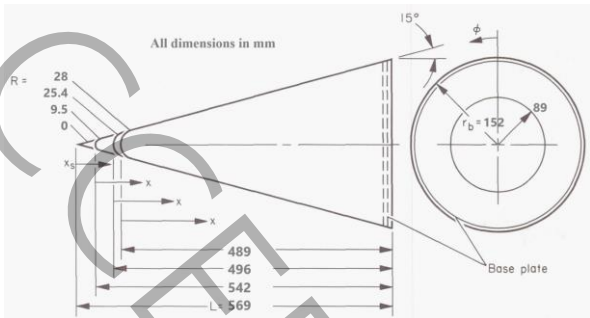


Figure 3. Geometric characteristics of the studied cone [V]

Figure 4 shows the heat flux distribution diagram on the wall along the length of the cone.

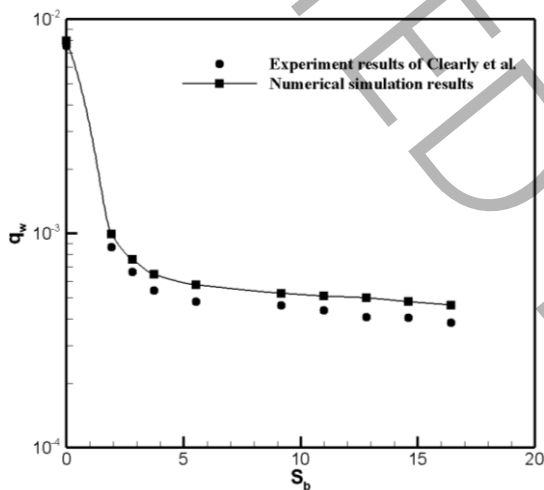


Figure 4. Comparison of the results of aerodynamic heating created on the body of a spherical cone with a nose radius of 28 mm.

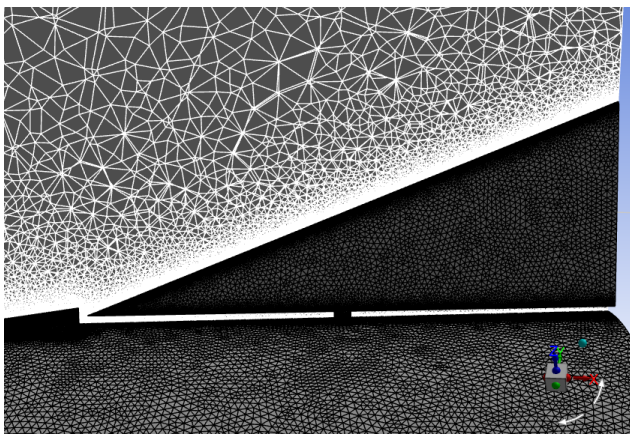


Figure 5. Grid on body, shaft and control wing geometry wedge

Figure 6 shows the heat flux distribution on the rocket wall for the first to fourth geometries. According to the diagram in the range of wedge placement, the maximum

amount of heat flux was about $4.88E+06$ W/m², which has experienced a double increase compared to the geometry without wedge. Aerodynamic heating starts upstream of the wedge and continues to increase until maximum heating is achieved just downstream of the reattachment point. The cause of the increase in aerodynamic heating on the surface of the wedge can be related to the formation of the shear layer that was explained earlier. So that this shear layer with the expansion of the separation shock causes drastic changes in the properties gradient and finally leads to aerodynamic heating and loading on the wedge.

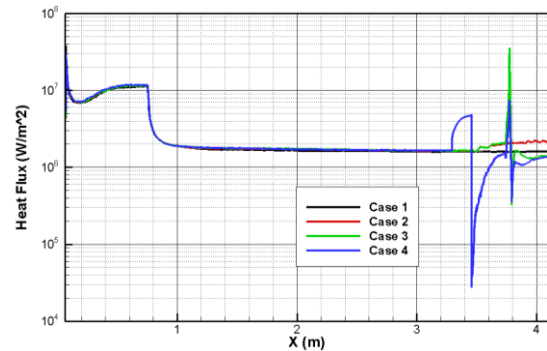


Figure 6. Heat flux diagram on the midline of the rocket body for the first to fourth geometries

References

- [1] M.S. Karimi, M.J. Oboodi, Investigation and recent developments in aerodynamic heating and drag reduction for hypersonic flows, *Heat and Mass Transfer*, 55(2) (2019) 547-569.
- [2] C.M. James, S.W. Lewis, R.G. Morgan, Y. Liu, A. Lefevre, Generating high-speed earth reentry test conditions in an expansion tube, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 58(2) (2021) 345-362.
- [3] F. Stella, M. Giangi, F. Paglia, M. D'ascenzi, M. Iannuccelli, Numerical simulation of re-entry flow: Heat flux evaluation, *Heat transfer engineering*, 27(2) (2006) 58-69.
- [4] R. Scigliano, V. De Simone, M. De Stefano Fumo, Finite Element Method for Ablative Thermal Protection Systems Design for Atmospheric Re-Entry Vehicles, in: *22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*, 2018, pp. 5207..
- [5] Muthu, S. Siva Lakshmi, S. Babu, Aerothermodynamic design and performance analysis of modified nose cones for space reentry vehicles, *International Journal of Ambient Energy*, 43(1)(2022)32-329.
- [6] C. Paine, Pershing II: the Army's strategic weapon, *Bulletin of the Atomic Scientists*, 36(8) (1980) 25-31.
- [7] J.W. Cleary, Effects of Angle of Attack and Bluntness on Laminar Heating-Rate Distributions of a 15 Cone at a Mach number of 10.6, *National Aeronautics and Space Administration*, 1969.

شبیه‌سازی پرتابه بازگشتی به جو زمین جهت اندازه‌گیری شار حرارتی اعمال شده بر روی

اتصالات بالک کنترلی

مصطفی محمودی^{۱*}، حمید پرهیزکار^۲، جاماسب پیرکندی^۳، امیر رضازاد باری^۴

۱- مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر تهران، ایران، mostafamahmoodi@mut.ac.ir

۲- مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران، Hparhiz@mut.ac.ir

۳- مجتمع هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ایران، jpirkandii@mut.ac.ir

۴- دانشگاه ارومیه، ارومیه، ایران، amirrezazad9000@gmail.com

چکیده

پژوهش حاضر شبیه‌سازی گرمایش آیرودینامیکی یک نمونه پرتابه بازگشت‌پذیر با قرارگیری بالک کنترلی و اجزای متصل به آن را مورد بررسی قرار داده است. در این پژوهش به بررسی چهار هندسه مختلف یک نمونه موشک تجاری‌سازی شده شامل موشک بدون بالک، موشک به همراه بالک کنترلی، موشک با بالک کنترلی به همراه شفت متصل به آن و موشک با بالک کنترلی و شفت متصل به آن با در نظر گرفتن گوه پرداخته شده و مقایسه نتایج بین این هندسه‌ها صورت گرفته است. نتایج نشان می‌دهند که حضور بالک کنترلی به‌عنوان مانعی در راه حرکت جریان هوا باعث افزایش ۲۷ درصدی شار حرارتی روی بدنه موشک شده است. به واسطه وجود شفت، شار حرارتی روی بدنه موشک در بخش جلوی شفت افزایش یافته است. علت این موضوع، تداخل لایه مرزی روی بدنه با موج شاک تشکیل شده در جلوی شفت است. بطوری‌که در بالادست شفت این افزایش مقدار شار حرارتی ۵ برابر هندسه بدون شفت است. حضور گوه در جلوی شفت، باعث کاهش ۵۲ درصدی شار حرارتی در قسمت پایین دست خود می‌شود. همچنین گوه ماکزیمم شار حرارتی ایجاد شده روی سطح شفت را نسبت به هندسه سوم حدود ۷۴٪ کاهش می‌دهد. بنابراین وجود گوه از اثرات مخرب گرمایش آیرودینامیکی در نزدیکی بالادست شفت به خوبی کاسته است.

کلمات کلیدی

پرتابه بازگشتی، شبیه‌سازی عددی، شار حرارتی، بالک کنترلی.

امروزه پیشرفت در صنعت فضایی و نیاز روزافزون به ادوات دفاعی و اکتشافات فضایی، منجر به توسعه تجهیزات در صنایع فضایی مانند موشک‌های بالستیک، وسایل نقلیه ورود مجدد^۱ به جو و شاتل‌های فضایی شده است [۱]. یکی از جهش‌های عظیم تاریخ بشر، فرستادن انسان به ماه بود. اکنون تعداد زیادی پژوهش در حال انجام است تا دریابد که آیا حیات انسان می‌تواند در ماه و سیارات باقی بماند یا خیر. یکی از چالش‌های مهم پیش رو در این زمینه بررسی دقیق شرایط حین بازگشت به جو زمین است. به طور کل به دلیل اهمیت بالای کار در حوزه هوا و فضا، بالا بودن زمان ساخت مجدد جسم و همچنین گران بودن تجهیزات هوا و فضایی، کپسول‌های بازگشتی یا هر وسیله مهم کاربردی دیگر در لحظه بازگشت به جو زمین شبیه‌سازی و مورد مطالعه قرار می‌گیرند تا چالش‌ها و محدودیت‌ها آشکار گرد [۲]. بنابراین شناسایی محدودیت‌ها و درک درست فیزیک جریان در شرایط بازگشتی به جو زمین از آسیب‌های احتمالی پیش رو کاسته و می‌تواند کمک شایانی به انسان جهت درک بهتر مسائل فضایی بکند.

یکی از مسائل جالب و پیچیده در حوزه هوافضا، مسأله بازگشت به جو است. اکثر اجسام پرنده، پدیده بازگشت به جو را تجربه نمی‌کنند و مطالعه این پدیده حیاتی تنها در خصوص آن دسته از اجسامی موضوعیت دارد که از جو خارج شده و بازگشت به جو آنها به دلایلی اهمیت دارد. به جز شهاب سنگ‌ها، موشک‌های بالستیک اولین اجسامی بودند که انسان مسأله ورود به جو آنها را تجربه نمود [۳]. هر چند تا قبل از سال‌های ۱۸۷۰ در رابطه با موشک‌ها، فعالیت‌های تجربی و تئوریک مختلفی در اقصی نقاط دنیا در جریان بود، اما فعالیت‌های عمده از سال ۱۹۱۴ ظاهر گردید و مشکلات فنی تحقق یافتن موشک‌های چند مرحله‌ای نیرومند از میان برداشته شد. همچنین فناوری مورد نیاز برای ورود مجدد به جو، به سرعت در دهه ۱۹۵۰ به بلوغ رسید. در این برهه زمانی بین ابرقدرت‌های دنیا، جنگی بر سر تکنولوژی موشک‌های بالستیک وجود داشت. در ادامه این سال‌ها، پیشرفت‌های قابل توجهی در مطالعه و تحقیق موشک‌های آزمایشی بالستیک کوتاه برد تحت رهبری فون براون در موسسه پرواز فضایی آلمان به دست آمد. موشک مورد آزمایش این موسسه اسمبلی نام داشت که از جمله مشخصات پروازی آن می‌توان به ارتفاع پروازی ۸۰ تا ۱۰۰ کیلومتر و حداکثر سرعت ۴ ماخ و برد ۳۲۰ کیلومتری اشاره کرد. به گفته این گروه تحقیقاتی، جنس بدنه این موشک ساخته شده از ترکیب آلیاژهای آلومینیوم و فولاد بود که به خوبی توانسته بود گرمایش آیرودینامیکی لحظه ورود به جو زمین را تحمل کند [۴]. در ادامه کار تحقیقاتی فن براون، در سال ۱۹۵۳ همین تیم یک موشک بالستیک دیگر ساخت که دارای ارتفاع پروازی بالاتری بود. آنها گزارش کردند که در هنگام ورود مجدد، سرعت این موشک به سرعت حداکثر حدود ۵/۵ ماخ رسید. همچنین بعدها این گروه نسخه بهبود یافته‌ای از موشکی با نام مشتری^۲ را ساختند که تا ارتفاع پروازی آن به ۶۲۵ کیلومتر می‌رسید و حداکثر سرعت ۱۵ ماخ در هنگام ورود مجدد برای آن ثبت شد [۵]. امروزه اجسام بازگشتی پیشرفته نیازمند گونه‌ای از الگوریتم‌های کنترلی بوده که عملکرد آن را در حضور اغتشاشات دمایی و آیرودینامیکی، بهینه نموده و منجر به فرود یا اصابت به هدفی مشخص با ارضای قیودی در مسیر پرواز شوند؛ لذا طراح سیستم کنترلی باید قادر به فهم پدیده‌های مختلف مرتبط با ورود به جو، باشد [۶]. از جمله عوامل تاثیر گذار محیطی که می‌تواند در لحظه ورود مجدد بیشترین اثر تخریب را بر جسم بازگشتی وارد نماید، گرمایش آیرودینامیکی است که وسیله را تحت تاثیر قرار داده و می‌تواند آثار تخریبی زیان باری بر جسم گذاشته و پروژه مورد نظر را ناتمام باقی بگذارد [۷]. از این رو مهندسان حرارتی همواره توجه ویژه‌ای به این موضوع داشته و سعی می‌کنند شرایط را به گونه‌ای رقم بزنند که کمترین تنش حرارتی روی بدنه جسم ظاهر گردد. طراحی و پیاده‌سازی عایق حرارتی یکی از روش‌های مرسوم برای جلوگیری از آسیب رسیدن به بدنه موشک یا جسم بازگشتی به جو زمین است که توسط اکثر محققان هوا و فضایی مورد مطالعه قرار می‌گیرد [۸].

بطور کلی اکثر پژوهش‌های معتبر بیان کرده‌اند که وسایل بازگشتی به جو زمین (موشک، کپسول و شاتل)، هنگام برخورد با لایه‌های جوی به دلیل دارا بودن سرعت ماورای صوت (انرژی جنبشی بالا)، دچار پدیده شاک ضربه‌ای می‌شوند [۹]. این عمل باعث به وجود آمدن گرادیان‌های شدید فشاری شده که باعث افت سریع و شدید سرعت جسم می‌شود. همچنین گزارش‌ها نشان می‌دهند که به دلیل ایجاد شاک‌های حرارتی، دمای وسایل در حین بازگشت به جو زمین به شدت افزایش یافته و اختلاف دمای بالایی بین موج

¹ Reentry vehicle

² Jupiter

شاک ضربه‌ای و دماغه وسیله ایجاد شده که به گرمایش آیرودینامیکی معروف است. بحث گرمایش آیرودینامیکی بخاطر ارتباط حرارت تولید شده با توان سوم سرعت از اهمیت خاصی برخوردار است؛ بنابراین، اگر این گرمایش تولید شده به خوبی کنترل نشود سبب ایجاد خسارت‌های مالی و انسانی و همچنین باعث از بین رفتن وسیله ورود مجدد خواهد شد [۱۰]. به عنوان مثال در سال ۲۰۰۳ ایستگاه فضایی کلمبیا خبر داد که شاتل فضایی این کشور در حین بازگشت به جو زمین به دلیل آسیب دیدگی در صفحات کربن، دچار آتش سوزی شده و در نهایت منفجر شد [۱۱].

استفاده از نسبت منطری مناسب^۱ در طراحی شکل دماغه وسیله بازگشتی و همچنین استفاده از لایه‌های محافظ حرارتی مناسب در سرتاسر وسیله بازگشتی از جمله راهکارهایی هستند که می‌توان به کار گرفت تا از بروز خسارت جلوگیری کرد [۱۲]. موس و همکاران [۱۳] در سال ۲۰۰۶ به شبیه‌سازی تاثیر طراحی دماغه وسایل برگشت پذیر بر پسای آیرودینامیکی پرداختند. از شرایط انجام شبیه‌سازی می‌توان به تحلیل دو بعدی هندسه کپسول آپولو و همچنین رژیم جریان ماوراء صوت اشاره کرد. آنها به این نتیجه رسیدند که در صورت استفاده از دماغه پخ، پسای آیرودینامیکی افزایش یافته و سرعت برخورد با لایه‌های جو کاهش می‌یابد. در تحقیقی دیگر که توسط استالری و همکاران [۱۴] در سال ۲۰۱۰ صورت گرفت، روش متفاوت برای کنترل گرمایش آیرودینامیکی ارائه شد. در این تحقیق چگونگی استفاده از یک میله جلوی دماغه وسایل ورود مجدد به خصوص دماغه‌های پخ برای تغییر شکل موج ضربه‌ای و مقدار پسا ارائه شده است. با استفاده از این روش انتقال حرارت به بدنه جسم را می‌توان کنترل کرده و به خوبی کاهش داد. در پژوهشی مشابه، برزگر و همکاران [۱۵] در سال ۲۰۱۰ به شبیه‌سازی اثرات استفاده یا عدم استفاده از یک میله در جلوی دماغه مخروطی وسایل بازگشتی به جو پرداختند. از شرایط انجام این مطالعه می‌توان به مدل توربولانسی کی-اومگا اس-اس-تی^۲، عدد ماخ ۵/۷۵ و زاویه حمله‌های ۳، ۷، ۱۰ و ۱۲ درجه اشاره کرد. نتایج نشان دادند که در صورت استفاده از میله باید از نسبت منطری طول به قطر یک استفاده کرد؛ زیرا در این حالت بار حرارتی کمتری به سیستم تحمیل می‌شود و همچنین باید از میله با طول کم اجتناب کرد زیرا این طول کم می‌تواند منجر به برخورد مجدد شاک کمان و شاک اتصالی شود و عملکرد سیستم را تحت تاثیر قرار دهد.

تاکور و همکاران [۱۶] به شبیه‌سازی عددی کپسول ورود مجدد آپولو در عدد ماخ‌های مختلف و دو زاویه حمله (صفر و ۱۰ درجه) توسط نرم افزار انسیس فلونت پرداختند. آنها هدف از این بررسی را تاثیر تغییرات عدد ماخ و زاویه حمله بر روی خواص آیرودینامیکی، مانند فشار، چگالی و دما بیان کردند. نتایج نشان دادند که تاثیر خالص افزایش عدد ماخ در افزایش فشار استاتیک، چگالی و دما است، در حالی که تاثیر افزایش زاویه حمله برعکس می‌باشد. افزایش زاویه حمله منجر به کاهش متغیرها می‌شود، اگر چه نتایج افزایش زاویه حمله در جهت عمودی نسبت به میدا متقارن نیست. در برخی نقاط، فشار استاتیک، چگالی و دما به طور ناگهانی با افزایش زاویه حمله افزایش می‌یابد. این حالت به این دلیل رخ می‌دهد که کج شدن هندسه نسبت به جریان، منجر به شکل‌گیری الگوهای جریان متفاوت در اطراف هندسه ورود مجدد می‌شود. در مطالعه‌ای دیگر، ژاو و همکاران [۱۷] به شبیه‌سازی بررسی عوامل موثر در کاهش درگ اجسام ورود مجدد پرداختند. آنها بیان کردند که در صورت استفاده از آئروسپایک^۳ می‌توان درگ را تا حدودی کاهش داد. همچنین نتایج نشان دادند که شعاع آئروسپایک در محدوده معینی برای کاهش درگ مفید است.

در رابطه به استفاده از انواع حفاظ‌های حرارتی در سالیان اخیر نیز مطالعات مفیدی صورت گرفته است. سریرام و همکاران [۱۸] به تجزیه و تحلیل تجربی اثرات آرایه‌های متعدد میکروجت در مقابل یک تزریق جت سیال خنک‌کننده منفرد در یک تونل باد مافوق صوت پرداختند. آنها روشی را پیشنهاد کردند که شامل استفاده از سوراخ‌های کوچک در یک هندسه مخروطی است. از شرایط انجام آزمایش می‌توان به استفاده از گازهای نیتروژن و هلیوم به عنوان سیال خنک‌کننده و میدان جریان با سرعت ۵/۹ اشاره کرد. نتایج نشان دادند که وجود آرایه‌های متعدد میکروجت منجر به کاهش ۵۰ درصدی شار حرارتی در نقطه سکون نسبت به حالت تزریق جت منفرد شد. در مطالعه‌ای دیگر برزگر و همکاران [۱۹] یک تحلیل عددی با استفاده از کد عددی بر روی عملکرد گاز تزریقی جهت کاهش بار حرارتی بدنه مخروطی شکل پرداختند. سیالات خنک‌کننده انتخاب شده کربن دی اکسید و هلیوم بودند. آنها بیان کردند که

¹ Aspect ratio

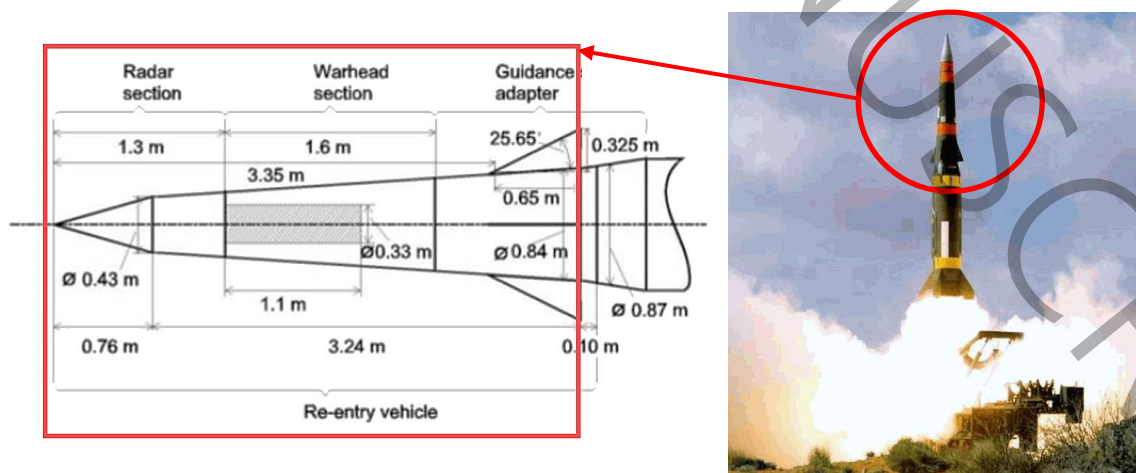
² K-omega SST

³ Aerospike

در شرایط فرض گاز تزریقی به عنوان گاز ایده‌آل و همچنین در میدان جریان ماخ ۵/۷۵، هر دو گاز بار حرارتی روی بدنه مخروطی را کاهش دادند و در نهایت بیان کردند که در صورت استفاده از خنک‌کننده گاز هلیوم عملکرد حرارتی بهتری بدست می‌آید. در تحقیق حاضر شبیه‌سازی گرمایش آیرودینامیکی یک نمونه پرتابه بازگشت‌پذیر با قرارگیری بالک کنترلی و اجزای متصل به آن را مورد بررسی قرار داده است. اصلی‌ترین سؤال که تحقیق حاضر به آن پاسخ داده است، تأثیر مدل‌سازی شفت بالک بر گرمایش آیرودینامیکی بدنه در محل نصب بالک و همچنین تأثیر استفاده از گوه در جلوی شفت برای کاهش گرمایش است. در مقالات مختلفی به گرمایش آیرودینامیکی بدنه و حتی بالک‌های اجسام بازگشتی به جو پرداخته شده است منتهی تأثیر حضور شفت که منجر به ایجاد نقاط داغ موضعی بر روی بدنه می‌شود و به‌نوعی تکه گمشده پازل مشکل گرمایش ناشی از بالک است، در هیچ مقاله‌ای مرجعی موجود نیست که در تحقیق حاضر به آن پرداخته شده است. در این پژوهش به بررسی چهار هندسه مختلف یک نمونه موشک تجاری‌سازی شده پرداخته است. این موارد شامل موشک بدون بالک، موشک به همراه بالک کنترلی، موشک با بالک کنترلی همراه با شفت متصل به آن و موشک با بالک کنترلی و شفت متصل به آن و با در نظرگیری گوه در جلوی شفت پرداخته شده و مقایسه نتایج بین هندسه های مختلف صورت گرفته است.

۲- هندسه مسئله

یکی از روش‌های کنترل اجسام هدایت‌شونده در بازگشت به جو زمین، استفاده از بالک‌های کنترلی است. حضور بالک‌ها و اجزای متصل به آن، باعث افزایش گرمایش آیرودینامیکی موضعی در اطراف محل نصب بالک می‌شوند. مطالعات نشان داده که این افزایش گرمایش آیرودینامیکی ناشی از تداخل شک بالک و شفت آن با لایه مرزی ایجاد شده روی بدنه جسم است؛ بنابراین ارائه راهکاری در جهت کاهش این افزایش گرمایش ناخواسته اهمیت ویژه‌ای دارد. بدین منظور یک هندسه بازگشتی به جو زمین در ماخ ابر صوت انتخاب شده و در حالت‌های مختلف مورد بررسی قرار خواهد گرفت که در ادامه فصل به معرفی این هندسه پرداخته خواهد شد. موشک مورد بررسی این پژوهش پرشینگ-۲ است که ساخت کشور آمریکا می‌باشد. این موشک بالستیک در سال ۱۹۷۳ توسط مهندسان هوافضای ناسا آمریکا توسعه داده شد. موشک پرشینگ-۲، یک موشک دومرحله‌ای سوخت جامد با برد ۱۷۷۰ کیلومتر است که دارای حداکثر سرعت مرحله آخر ۸ ماخ است [۲۰]. در شکل ۱ تصویری کلی از موشک پرشینگ-۲ و قسمت‌های مختلف و بخش جدا شونده آن که وارد جو زمین می‌شود اشاره شده است. هدف این تحقیق مطالعه روی قسمت بازگشتی به جو زمین این موشک است که بالک کنترلی و شفت متصل به آن قرار می‌گیرد. بنابراین مطالعه و شبیه‌سازی عددی به صورت سه‌بعدی فقط روی این قسمت جداشونده انجام خواهد شد. در این شکل تصویری از بدنه و ابعاد بالک نشان داده شده است (کادر قرمز نشان دهنده ناحیه ورود مجدد به جو زمین است).

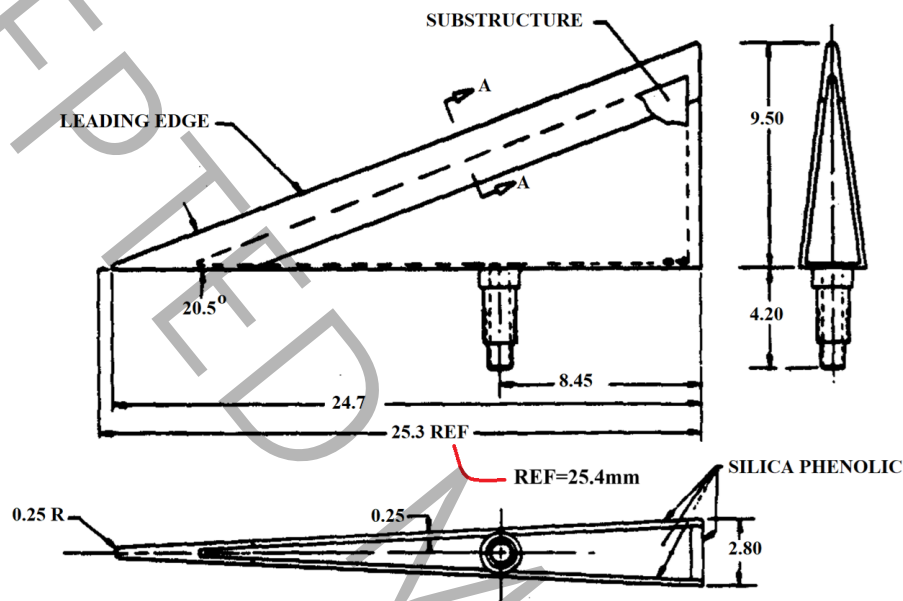


شکل ۱. نمای دو بعدی از فاز ورود مجدد به جو موشک پرشینگ-۲ همراه با ابعاد آن [۲۱]

Fig.1. Two-dimensional view of the re-entry phase of the Pershing-2 missile with its dimensions [21]

همان‌طور که در شکل ۱ مشخص است، فاز ورود مجدد به جو دارای ۴ بالک کنترلی جهت هدایت سر جنگی است. همچنین طبق مطالعات صورت گرفته بالک توسط شفتی به ارتفاع ۱ سانتی‌متر به بدنه موشک وصل شده است. در شکل ۲ تصویری از بالک کنترلی و شفت متصل به آن آورده شده است. همچنین جزئیات دقیق بالک کنترلی و شفت متصل به آن در نماهای مختلف این شکل آورده شده است.

در این پژوهش جهت صرفه‌جویی در هزینه و زمان محاسبات، ۱/۴ هندسه که در برگیرنده یک بالک کنترلی است، به صورت سه‌بعدی مورد مطالعه و شبیه‌سازی قرار گرفته است.



شکل ۲. جزئیات دقیق بالک کنترلی و شفت متصل به آن در نماهای مختلف [۲۱]

Fig.2. Detailed details of the control wing and the shaft connected to it in different views [21]

در این پژوهش به مطالعه و بررسی چهار هندسه پرداخته شده و مقایسه نتایج موردنظر بین این هندسه‌ها صورت خواهد گرفت. هندسه‌های مورد مطالعه در زیر آورده شده است:

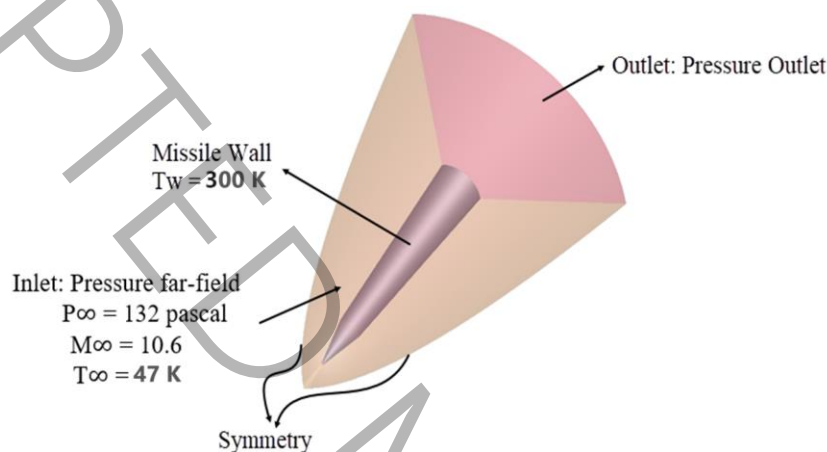
- هندسه اول: موشک بدون بالک و شفت
- هندسه دوم: موشک به همراه بالک کنترلی بدون شفت متصل به آن
- هندسه سوم: موشک با جانمایی بالک کنترلی و شفت متصل به آن
- هندسه چهارم: موشک با جانمایی بالک کنترلی و شفت متصل به آن و با در نظرگیری گوه در جلوی بالک

۳- معادلات حاکم، فرضیات حل و شرایط مرزی حاکم بر مسئله

در این تحقیق از نرم‌افزار فلوئنت برای انجام شبیه‌سازی‌ها استفاده شده است. معادلات اصلی حاکم بر جریان سیال در این نرم‌افزار، معادلات کامل ناویراستوکس است که در کار حاضر از این معادلات به همراه مدل آشفتگی k-WSST استفاده شده است. دیگر جزئیات مدل‌های استفاده شده برای حل به‌قرار زیر است:

- استفاده از فرم سه‌بعدی معادلات تراکم‌پذیر ناویراستوکس در حالت پایا
- مدل آشفتگی کی - امگا (جزئیات مدل: فرم اس - اس - تی با فعال بودن گزینه تراکم‌پذیری. برای سایر ضرایب مدل آشفتگی از پیش‌فرض‌های نرم‌افزار استفاده شده و پیش‌فرض‌ها تغییر داده نشده‌اند)
- فرض گاز ایدئال برای محاسبه دانسیته
- ظرفیت گرمای ویژه و ضریب انتقال حرارت هوا به‌صورت متغیر با دما در نظر گرفته شده است

- مدل لزجت ساترلند
 - استفاده از روش بالادست رو^۱ با گسسته‌سازی صریح برای محاسبه شار گذرنده از سطوح حجم‌های کنترل
 - استفاده از فرم گسسته‌سازی بادقت مرتبه دوم برای محاسبه تمامی شارها
- شرایط مرزی مسئله شامل فشار و دما و ماخ پروازی و دمای سطح، مشابه با مرجع [۲۲] در نظر گرفته شده است. در ورودی، شرط مرزی فشار دور دست در نظر گرفته شده است؛ بطوریکه سرعت جریان آزاد، فشار جریان و دمای سیال یکنواخت و به ترتیب برابر با ۱۰/۶ ماخ، ۱۳۲/۱۵ پاسکال و ۴۷ درجه کلوین در نظر گرفته شده است. برای خروجی، از شرط مرزی فشار استفاده شده است. همچنین برای موشک شرط مرزی دیواره دما ثابت ۳۰۰ درجه کلوین در نظر گرفته شده است. با توجه به تقارن هندسی جسم و جریان، برای مرزهای جانبی، از شرط تقارن^۲ استفاده شده است. شرایط مرزی توضیح داده شده، در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۳. شماتیک شرایط مرزی

Fig.3. Schematic of the boundary conditions

۴- تحلیل نتایج

در این بخش ابتدا به اعتبارسنجی مقاله مرجع پرداخته شده تا از صحت نتایج شبیه‌سازی پژوهش حاضر بتوان اطمینان حاصل کرد. در ادامه بخش به بررسی استقلال حل از شبکه هندسه مورد مطالعه پرداخته شده و در انتها نتایج حاصل از شبیه‌سازی تمام حالت‌های مورد مطالعه آورده شده است.

۴-۱- اعتبار سنجی

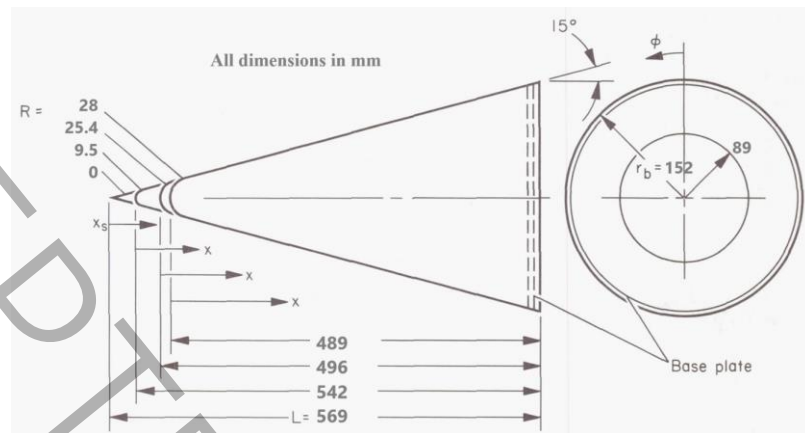
جهت اعتبارسنجی کار حاضر، از داده‌های تجربی حاصل از پژوهش کلیرلی و همکاران [۲۲] استفاده شده است. تحقیق این گروه در مورد تاثیر تغییرات زاویه حمله و تغییرات شعاع انحنای مخروط با دماغه کروی بر روی توزیع شار حرارتی است. جسم مخروطی مورد مطالعه توسط این گروه در ۲ حالت شعاع دماغه کروی ۲۸ میلیمتر (طول مخروط ۵۱۰ میلیمتر) و شعاع دماغه کروی ۹/۵ میلیمتر (طول مخروط ۱۲۷۰ میلیمتر) مورد بررسی قرار گرفته است که در شکل ۴ قابل مشاهده است.

شرایط جریان هوا شامل فشار ۱۳۲ پاسکال، دمای ۴۷ درجه کلوین، دمای دیواره موشک ۳۰۰ درجه کلوین، زاویه حمله ۰ تا ۲۰ درجه و عدد ماخ ۱۰/۶ است. برای اعتبار سنجی کار حاضر، دماغه کروی با شعاع دماغه ۲۸ میلیمتر (طول مخروط ۵۱۰ میلیمتر) انتخاب گردیده و مسأله در زاویه حمله صفر درجه شبیه‌سازی شده است. لازم به ذکر است که با توجه به متقارن بودن هندسه و همچنین جهت صرفه جویی در زمان و هزینه محاسبات، هندسه مخروط کروی به صورت متقارن محوری شبیه‌سازی شده است.

¹ Roe

² Symmetry

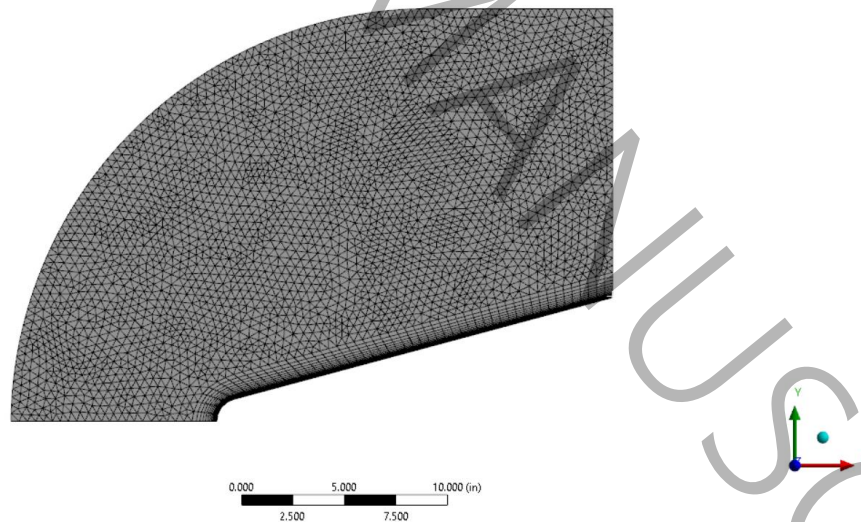
هندسه مورد نظر توسط ماژول دیزاین مدلر نرم افزار انسیس-فلوئنت ترسیم گردیده است. لازم به ذکر است که طول دامنه محاسباتی جلوی جسم حدود نصف طول مخروط در نظر گرفته شده است.



شکل ۴. مشخصات هندسی مخروط مورد مطالعه [۲۲]

Fig.4. Geometrical characteristics of the studied cone [22]

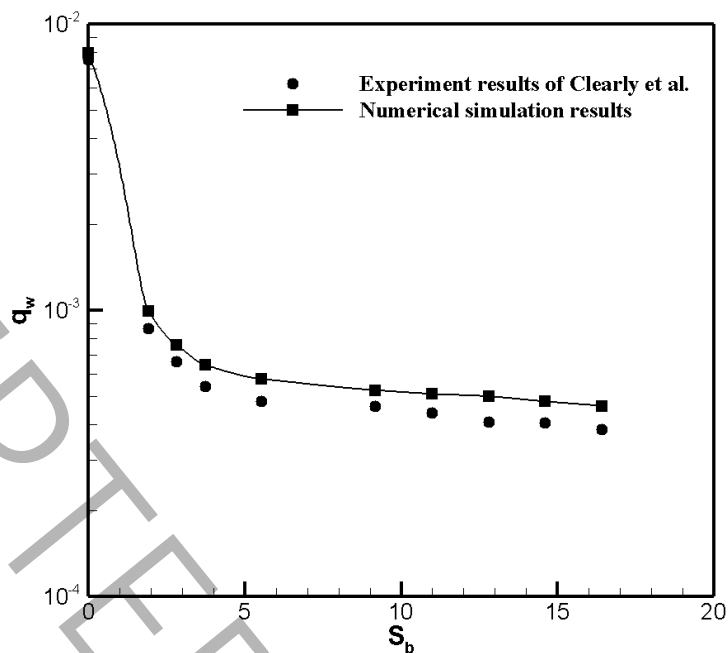
پس از ترسیم هندسه، با استفاده از ماژول مشینگ نرم افزار انسیس - فلوئنت، شبکه بندی هندسه انجام شده است. برای شبکه بندی هندسه از لایه مرزی مناسب (المان) برای نزدیکی دیواره ها استفاده شده است تا بتوان تغییرات ایجاد شده به خاطر شاک فشاری را به خوبی شناسایی کرد و برای باقی دامنه محاسباتی از المان مثلثی استفاده شده است. شبکه بندی ایجاد شده در شکل ۵ قابل مشاهده است.



شکل ۵. شبکه بندی هندسه مخروط مورد مطالعه

Fig.5. Grid layout of the studied cone geometry

شکل ۶ نمودار توزیع شار حرارتی روی دیواره در راستای طول مخروط را نشان می دهد. همانطور که در شکل مشخص می باشد، نتایج حاصل از شبیه سازی انجام شده، به خوبی روند نتایج کلیرلی و همکاران را دنبال می کند و به این ترتیب می توان از صحت نتایجی که در ادامه برای تحقیق حاضر، ارائه شده است، اطمینان حاصل کرد. مقایسه بین نتایج شبیه سازی حاضر و نتایج مقاله مرجع نشان می دهد که میانگین اختلاف بین نتایج مرجع و شبیه سازی حاضر حدود ۱۶٪ است که برای محاسبه شار حرارتی، خطای قابل قبولی به حساب می آید.



شکل ۶. مقایسه نتایج گرمایش آیرودینامیکی ایجاد شده روی بدنه مخروط کروی با شعاع دماغه ۲۸ میلیمتری

Fig.6. Comparison of aerodynamic heating results generated on a spherical cone body with a nose radius of 28 mm.

۲-۴- بررسی استقلال حل از شبکه

پس از اعتبارسنجی با مقاله مرجع، در این قسمت به بررسی استقلال حل از شبکه مسئله حاضر برای هندسه اول شبیه‌سازی (هندسه موشک ساده بدون بالک و شفت متصل به آن) پرداخته شده است.

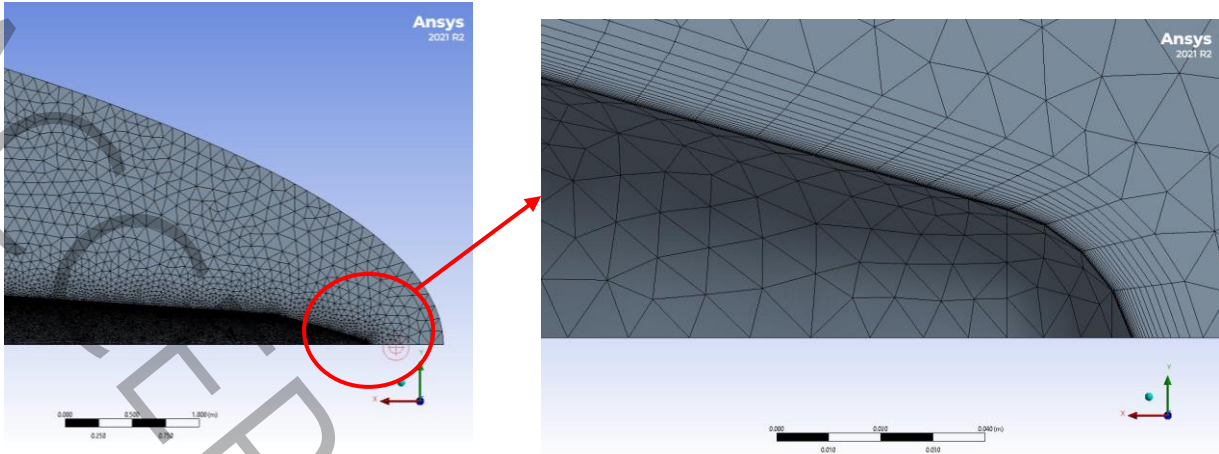
یک شبکه بی‌سازمان با المان‌های ۴ وجهی^۱ همراه با لایه مرزی مناسب (المان‌های شش وجهی) نزدیک بدنه موشک جهت پیش بینی دقیق مقادیر دما، سرعت و گرادیان آن‌ها در نظر گرفته شده است. تعداد کل سلول‌ها برای بررسی استقلال از شبکه مطابق با جدول ۱ می‌باشد. با توجه به جدول تعداد المان‌های هر شبکه ۱/۵ برابر شبکه قبل از خود می‌باشد و شبکه لایه مرزی ایجاد شده شامل لایه اول شبکه با اندازه ۰/۰۰۰۱ متر در ۲۰ لایه و با ضریب رشد ۱/۲ می‌باشد. تصاویر شبکه ایجاد شده در شکل ۷ نشان داده شده است.

جدول ۱. استقلال حل از شبکه برای نرخ انتقال حرارت برای هندسه اول (موشک ساده بدون بالک و شفت متصل به آن)

Table 1. Grid independence of the solution for the heat transfer rate for the first geometry (simple rocket without control wing and shaft connected to it)

تعداد المان	اندازه وجوه	نرخ انتقال حرارت (W)	% اختلاف نسبت به شبکه قبل
۸۰۵۵۲۶	۰/۰۱۲۲۰	۴۲۲۰۴۱۶	-
۱۱۴۴۹۱۷	۰/۰۱۰۰۰	۴۲۸۵۹۹۳	۱/۵۷
۱۶۴۸۶۵۱	۰/۰۰۸۲۰	۴۱۷۵۸۴۴	۲/۵
۲۳۴۸۶۱۳	۰/۰۰۶۷	۴۱۸۷۵۹۰	۰/۲

^۱ Tetrahedral



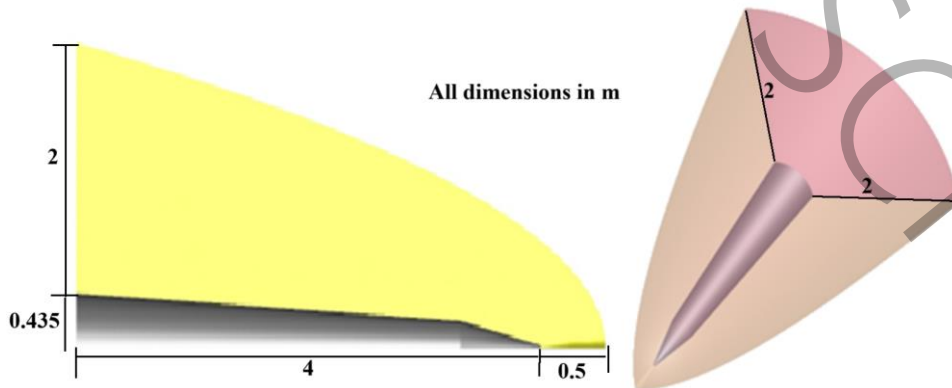
شکل ۷. شبکه لایه مرزی ایجاد شده روی بدنه موشک

Fig.7. Boundary layer mesh created on the missile body

همان طور که در جدول بالا مشخص است کلاً خطای بسیار کمی بین هندسه‌های مختلف شبکه برقرار است. با استفاده از نتایج به دست آمده می‌توان دریافت که از شبکه سوم به بعد خطا کاهش می‌یابد و در بین شبکه سوم و چهارم کمترین مقدار خطا وجود دارد. پس در نتیجه می‌توان از شبکه سوم با تعداد ۱۶۴۸۶۵۱ المان برای ادامه شبیه‌سازی استفاده کرد.

۳-۴- هندسه اول: موشک بدون جانمایی اجزاء متصل به آن

در ابتدا، مطالعه بر روی موشک پرشینگ-۲ بدون جانمایی بالک کنترلی و اجزاء متصل به آن صورت گرفته است و پارامترهای مهم از جمله نرخ انتقال حرارت روی بدنه موشک، توزیع فشار روی بدنه و شار حرارتی در قالب نمودار استخراج شده است که در ادامه به آن‌ها پرداخته می‌شود. طول موشک در فاز برگشتی به جو زمین ۴/۱ متر است و سایر ابعاد هندسه مورد مطالعه در بخش قبلی اشاره شده است. هندسه مورد نظر توسط مازول دیزاین مدلر نرم‌افزار انسیس - فلونتت ترسیم گردیده که در شکل ۸ آورده شده است. پس از ترسیم هندسه، با استفاده از مازول مشینگ نرم‌افزار انسیس - فلونتت، شبکه‌بندی هندسه انجام شده است. برای این هندسه تعداد شبکه لایه‌مرزی ایجاد شده شامل لایه اول شبکه با اندازه ۰/۰۰۰۱ متر در ۲۰ لایه و با ضریب رشد ۱/۲ است. همچنین برای محیط سیال پیرامون از سائز المان ۰/۱ متر و برای بدنه موشک از سائز المان ۰/۰۰۸ متر استفاده شده است. بدین ترتیب پس از انجام شبکه‌بندی، شبکه‌ای با کیفیت ایجاد شده که معیار عمود بودن خطوط شبکه آن در حدود ۰/۸۲ است.

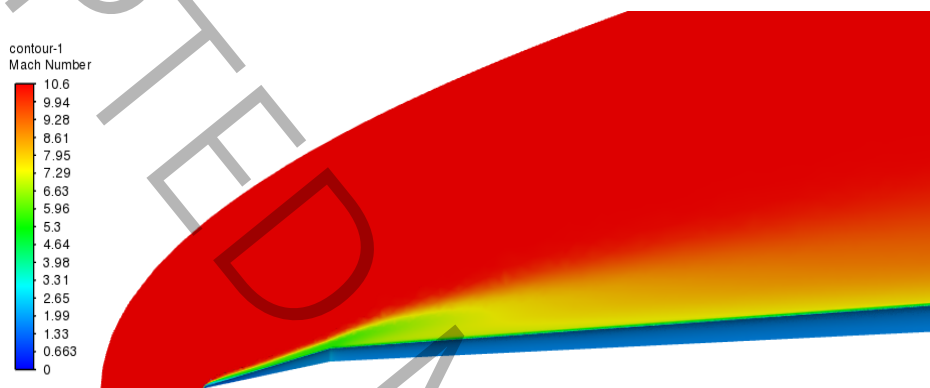


شکل ۸. هندسه اول: (الف) نمای ایزومتریک و (ب) نمای بغل

Fig.8. First geometry: (a) isometric view and (b) side view

شکل ۹ توزیع عدد ماخ در اطراف موشک برای هندسه اول را نشان می‌دهد. با توجه به شکل، شاک تشکیل شده در جلوی دماغه موشک از نوع شاک ضربه‌ای خمیده می‌باشد. ناحیه قرمز رنگ مشخص شده در شکل مربوط به عدد ماخ $10/6$ است که به عنوان ماخ جریان آزاد شناخته می‌شود. مشابه با تمامی دماغه‌هایی که در ماخ هایپرسونیک پرواز می‌کنند، در این شکل نیز مشاهده می‌شود که شاک تشکیل شده خمیدگی زیادی دارد و به بسیار نزدیک به بدنه است.

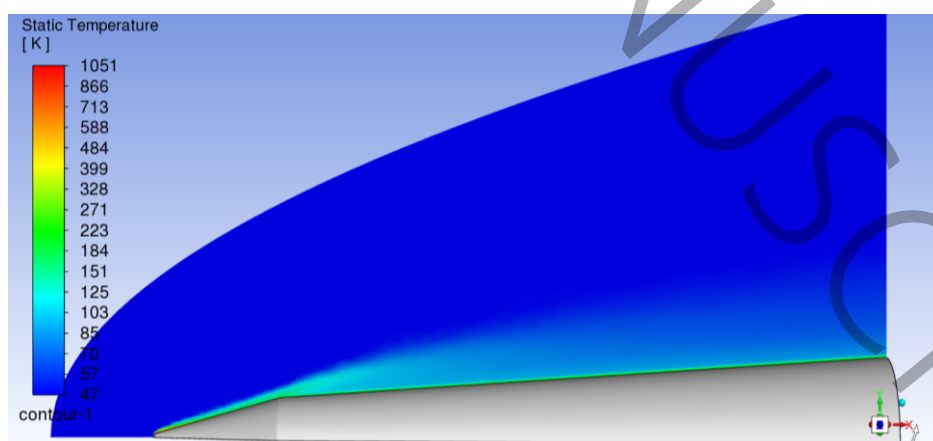
همچنین باتوجه به شکل ۹ قبل از ایجاد شاک عدد ماخ جریان $10/6$ است. این مقدار بعد از شاک ضربه‌ای در اثر این پدیده به حدود $0/6$ ماخ کاهش یافته که بیشترین کاهش در جلوی دماغه موشک است و این مقدار در نقطه سکون به صفر رسیده است. بنابراین سرعت جریان در نقطه سکون صفر است و علت آن تشکیل لایه مرزی و شاک ضربه‌ای خمیده عمود بر جریان بالادست در جلوی دماغه موشک است. همچنین با توجه به شکل، با دور شدن از نقطه سکون شاک ضربه‌ای به تدریج خمیده‌تر شده و ضعیف‌تر می‌شود و سرانجام در فاصله‌ای دور از بدنه به موج ماخ تبدیل می‌گردد.



شکل ۹. توزیع عدد ماخ در میدان حل حول موشک برای هندسه اول

Fig.9. Mach number distribution in the solution field around the rocket for the first geometry

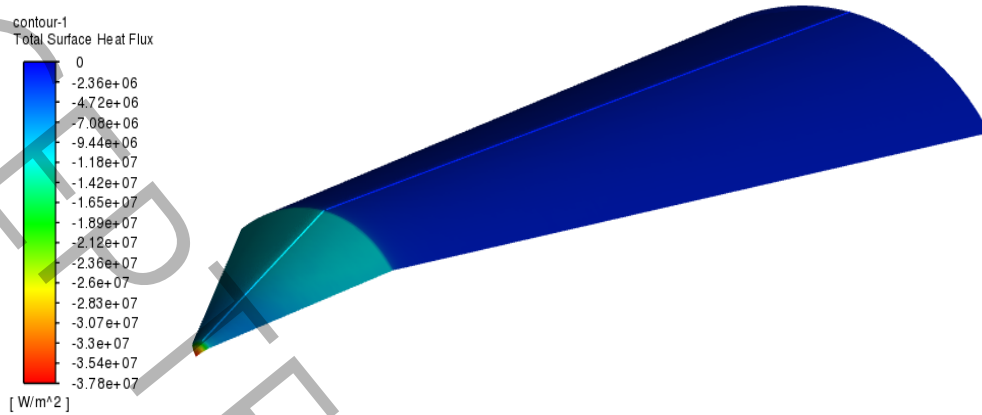
توزیع دمای استاتیکی اطراف موشک برای هندسه اول در شکل ۱۰ آورده شده است. با توجه به شکل، بیشترین دما مربوط به نقطه سکون است و مقدار آن برابر با 1051 درجه کلون است. همچنین با توجه به شکل ۱۰، با دورتر شدن از نقطه سکون و حرکت به سمت پایین دست جریان به علت کاهش قدرت شاک و تبدیل آن به موج ماخ از میزان دما کاسته می‌شود.



شکل ۱۰. توزیع دمای استاتیکی حول میدان حل اطراف جسم برای هندسه اول

Fig.10. Static temperature distribution around the solution field around the object for the first geometry

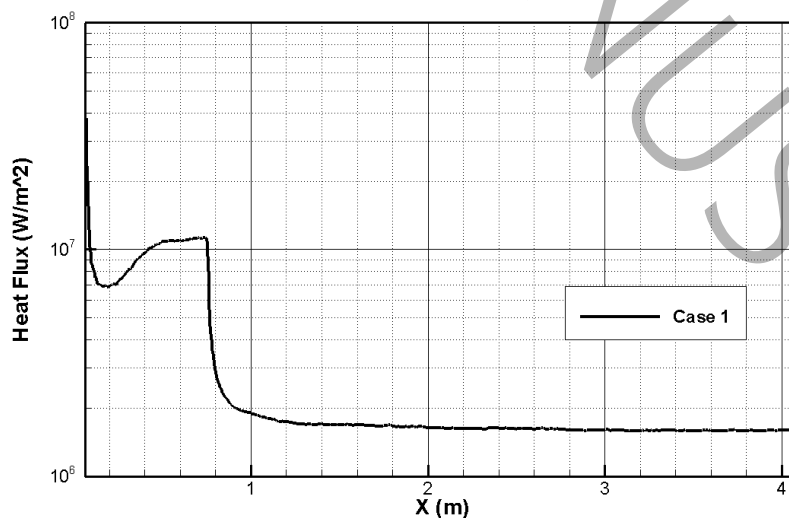
توزیع شار حرارتی روی بدنه هندسه اول در شکل ۱۱ آورده شده است. با بررسی شکل به وضوح مشخص است که در نقطه سکون جلوی دماغه ماکزیمم گرمایش آیرودینامیکی رخ داده است و با دور شدن از نقطه سکون و حرکت به سمت پایین دست جریان به علت کاهش قدرت شاک و تبدیل آن به موج ماخ از میزان گرمایش آیرودینامیکی و دما کاسته می‌شود.



شکل ۱۱. توزیع شار حرارتی روی بدنه موشک هندسه اول مطالعه

Fig.11. Heat flux distribution on the rocket body of the first geometry of the study

در شکل ۱۲ نمودار توزیع شار حرارتی روی خط وسط بدنه موشک در راستای طولی هندسه اول آورده شده است. همانطور که توضیح داده شد با تشکیل موج شوک قوی در نقطه سکون، دمای جریان جلوی دماغه به شدت افزایش می‌یابد. بنابراین میزان گرمایش آیرودینامیکی نیز در این نقطه به ماکزیمم مقدار خود می‌رسد ($3/87 \times 10^7 \text{ W/m}^2$) سپس با حرکت به سمت پایین دست جریان و با کاهش قدرت شوک، میزان گرمایش آیرودینامیکی روی بدنه نیز کاهش می‌یابد. همچنین با توجه به شکل در بازه $0/3 \leq X \leq 0/7$ ، در نقطه مشترک قوس اولیه و ثانویه پرتابه یعنی در جایی که تغییر سطح مقطع هندسه بعلافت تفاوت در شعاع پرتابه رخ می‌دهد، شار حرارتی افزایشی بوده و بعد از آن روند نزولی شده و در نهایت با ثابت ماندن زاویه سطح، این مقدار تا انتهای هندسه تقریباً ثابت می‌ماند. علت افزایش مقادیر در نقطه مشترک قوس اولیه و ثانویه را می‌توان با به هم ریختن لایه مرزی و افزایش گرادیان خواص سیال در نزدیکی دیواره بیان کرد.



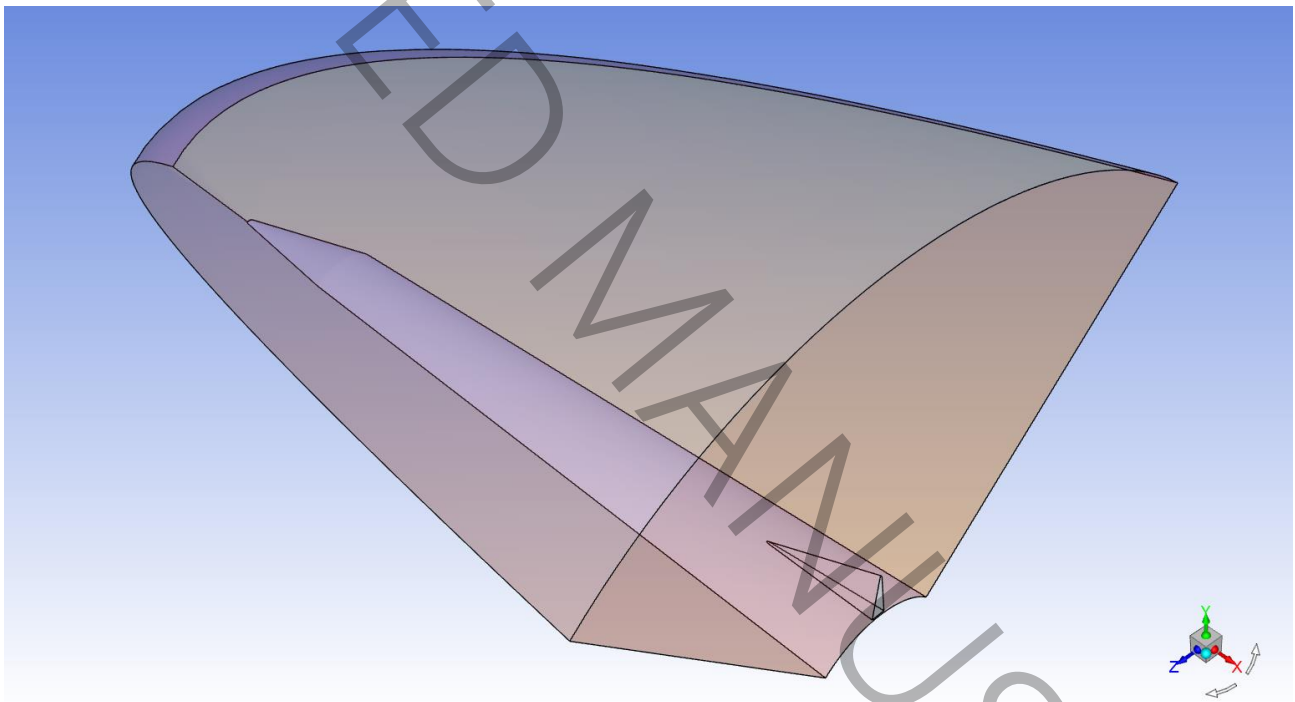
شکل ۱۲. نمودار شار حرارتی روی خط وسط بدنه موشک در هندسه اول

Fig.12. Heat flux diagram on the centerline of the missile body in the first geometry

۴-۴- هندسه دوم: موشک به همراه بالک کنترلی بدون شفت متصل به آن

در این بخش، مطالعه بر روی موشک با جانمایی بالک کنترلی و بدون در نظرگیری شفت متصل به آن صورت گرفته است و پارامترهای مهم عملکردی در قالب توزیع، نمودار و جدول استخراج شده است. لازم به ذکر است که هندسه بالک کنترلی مورد مطالعه در ابتدای این فصل آورده شده است. طول بالک کنترلی $0/6$ متر بوده و در فاصله 1 سانتی متری از بدنه موشک قرار گرفته است. بدین ترتیب شماتیک هندسه دوم در شکل ۱۳ نشان شده است. لازم به ذکر است که ابعاد میدان حل دقیقاً مشابه با هندسه قبل در نظر گرفته شده است.

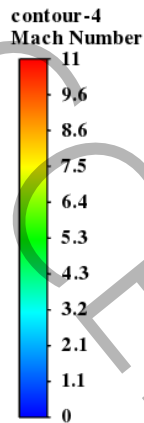
برای این هندسه، تعداد 2984410 المان بی سازمان با در نظرگیری لایه مرزی مناسب برای بدنه و المانهای 4 وجهی برای دامنه محاسباتی ایجاد شده است. شبکه لایه مرزی ایجاد شده برای بدنه موشک و بالک کنترلی شامل لایه اول شبکه با اندازه $0/0001$ متر در 16 لایه و با ضریب رشد $1/2$ می باشد. همچنین برای محیط سیال پیرامون از سایز المان $0/1$ متر و برای بدنه موشک و بالک کنترلی از سایز المان $0/008$ متر استفاده شده است و برای سطح پایینی بالک کنترلی المان با سایز $0/004$ متر تنظیم شده است. بنابراین پس از انجام شبکه بندی، شبکه ای با کیفیت ایجاد شده که معیار عمود بودن خطوط شبکه آن در حدود $0/77$ است.



شکل ۱۳. هندسه دوم

Fig.13. Second geometry

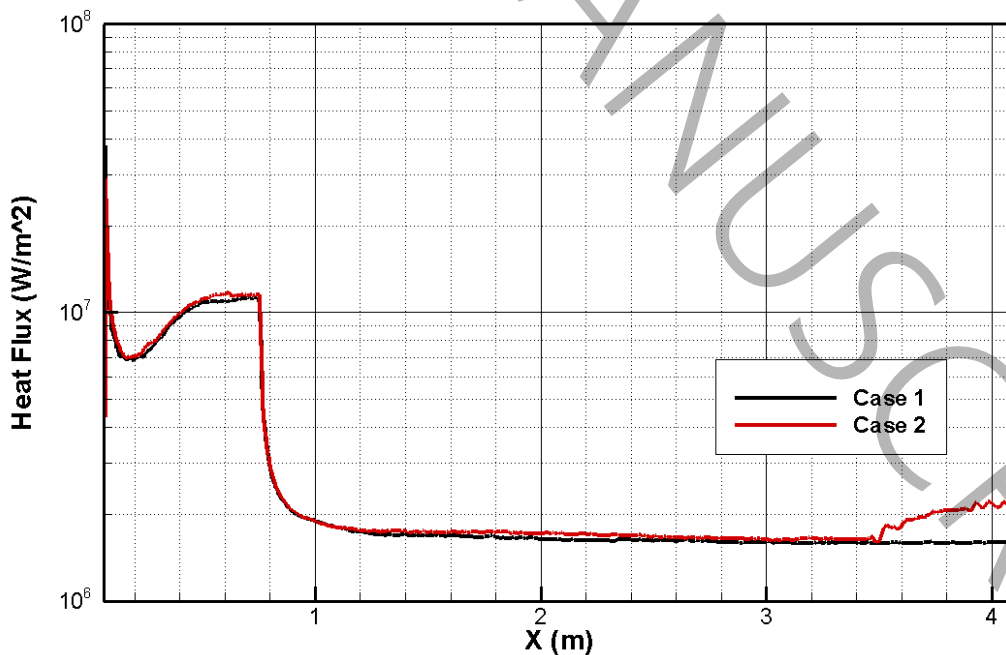
شکل ۱۴ توزیع عدد ماخ در اطراف موشک برای هندسه دوم را نشان می دهد. با توجه به توزیع ترسیم شده تا حوالی محل قرارگیری بالک کنترلی رفتار شاک ضربه ای تشکیل شده عین رفتار شاک تشکیل شده در هندسه اول می باشد. تنها تفاوت در محدوده قرارگیری بالک کنترلی است که حضور بالک در فاصله 1 سانتی متری از بدنه به عنوان یک سد در راه حرکت سیال عمل کرده و باعث کاهش نسبی سرعت جریان در زیر بالک کنترلی شده است.



شکل ۱۴. توزیع عدد ماخ در میدان حل حول موشک در هندسه دوم

Fig.14 Mach number distribution in the solution field around the rocket in the second geometry

در شکل ۱۵ نمودار توزیع شار حرارتی روی خط وسط بدنه موشک برای هندسه‌های اول و دوم آورده شده است. برای مشاهده بهتر تفاوت مقادیر، نمودار به صورت لگاریتمی ترسیم شده است. با توجه به شکل بیشترین گرمایش آیرودینامیکی مربوط به دماغه موشک بوده و پس از آن تا ابتدای محل حضور بالک تفاوتی در مقادیر شار حرارتی وجود ندارد ولی با توجه به شکل ۱۵ در محل قرارگیری بالک کنترلی (مقدار گرمایش آیرودینامیکی روی بدنه موشک افزایش پیدا کرده است. تداخل اثرات شاک سطح پایینی بالک با لایه مرزی بدنه باعث ایجاد اثرات مخرب گرمایش آیرودینامیکی روی بدنه موشک شده است. با بررسی نتایج می‌توان بیان کرد که حضور بالک کنترلی (به واسطه شاک ناشی از بالک)، به طور میانگین باعث افزایش ۲۵/۳۰ درصدی گرمایش آیرودینامیکی نسبت به هندسه بدون بالک کنترلی در حد فاصل $۳/۵ \leq X \leq ۴/۱$ شده است.



شکل ۱۵. مقایسه شار حرارتی هندسه اول و دوم روی خط وسط بدنه موشک

Fig15. Comparison. of heat flux of the first and second geometries on the centerline of the missile body

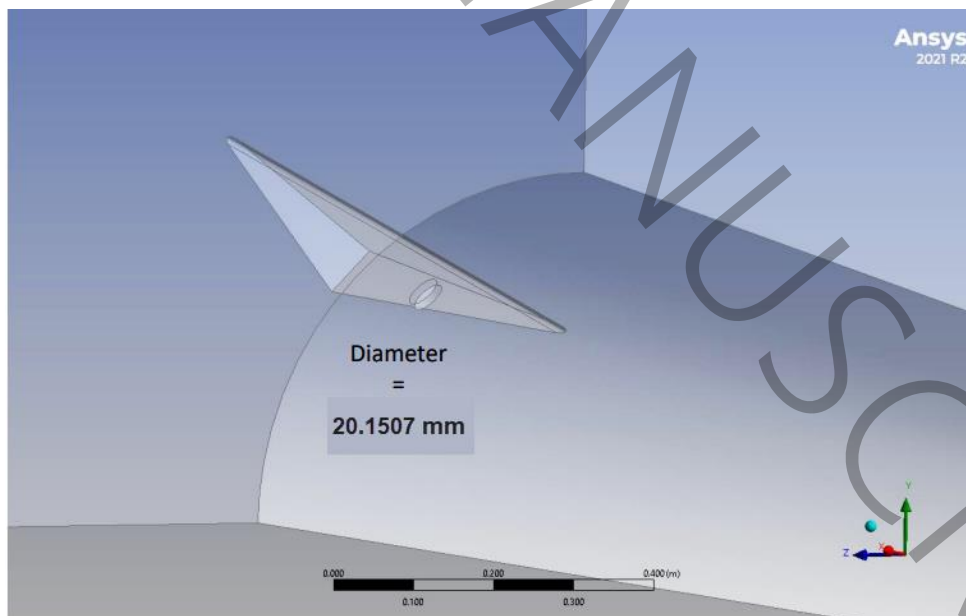
همچنین در جدول ۲ نرخ انتقال حرارت روی بدنه موشک برای هندسه‌های اول و دوم آورده شده است. با توجه به جدول به واسطه حضور بالک کنترلی، نرخ انتقال حرارت در هندسه دوم نسبت به هندسه اول حدود ۳/۸٪ افزایش پیدا کرده است.

جدول ۲. نرخ انتقال حرارت روی بدنه موشک برای هندسه‌های اول و دوم

اختلاف نتایج (%)	نرخ انتقال حرارت موشک (W)	
-	۴۱۷۵۸۴۴	هندسه اول
۳/۸٪	۴۳۲۸۹۳۸	هندسه دوم

۵-۳- هندسه سوم: موشک با جانمایی بالک کنترلی و شفت متصل به آن

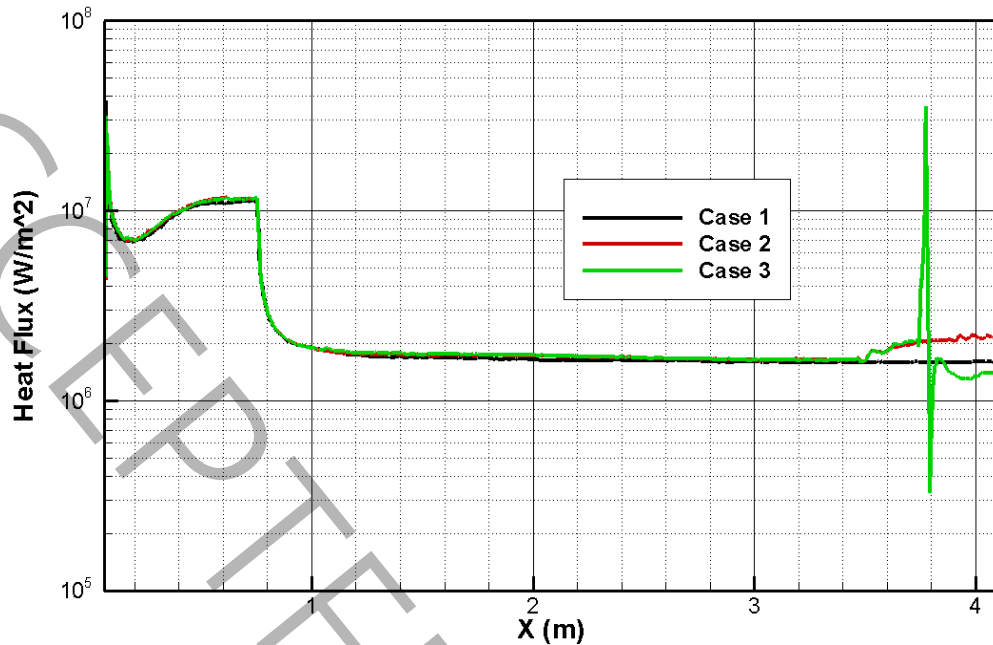
در بخش سوم مقاله، مطالعه بر روی موشک با جانمایی بالک کنترلی و شفت متصل به آن صورت گرفته است تا تأثیر حضور شفت بر گرمایش آیرودینامیکی و پارامترهای مهم از جمله نرخ انتقال حرارت روی بدنه موشک و توزیع فشار آشکار گردد (شکل ۱۶). لازم به ذکر است که شفت متصل به بالک دارای ارتفاع ۱ سانتی‌متری و قطر ۲۰/۱۵ میلی‌متری است. برای شبکه‌بندی این هندسه، تعداد ۲۹۹۸۱۸۰ المان بی‌سازمان با در نظرگیری لایه مرزی مناسب برای بدنه و المان‌های ۴ وجهی برای دامنه محاسباتی ایجاد شده است. شبکه لایه مرزی ایجاد شده برای مجموع بدنه موشک، بالک کنترلی و شفت متصل به آن شامل لایه اول شبکه با اندازه ۰/۰۰۱ متر در ۱۶ لایه و با ضریب رشد ۱/۲ می‌باشد. همچنین برای محیط سیال پیرامون از سایز المان ۰/۱ متر و برای بدنه موشک و بالک کنترلی از سایز المان ۰/۰۰۸ متر استفاده شده است و برای سطح پایینی بالک کنترلی و شفت متصل به آن المان با سایز ۰/۰۰۴ متر تنظیم شده است. بدین ترتیب پس از انجام شبکه‌بندی، شبکه‌ای با کیفیت ایجاد شده که معیار عمود بودن خطوط شبکه آن^۱ برابر با ۰/۷۶۵۷ است.



شکل ۱۶. هندسه سوم

Fig.16. Third geometry

¹ Orthogonal Quality

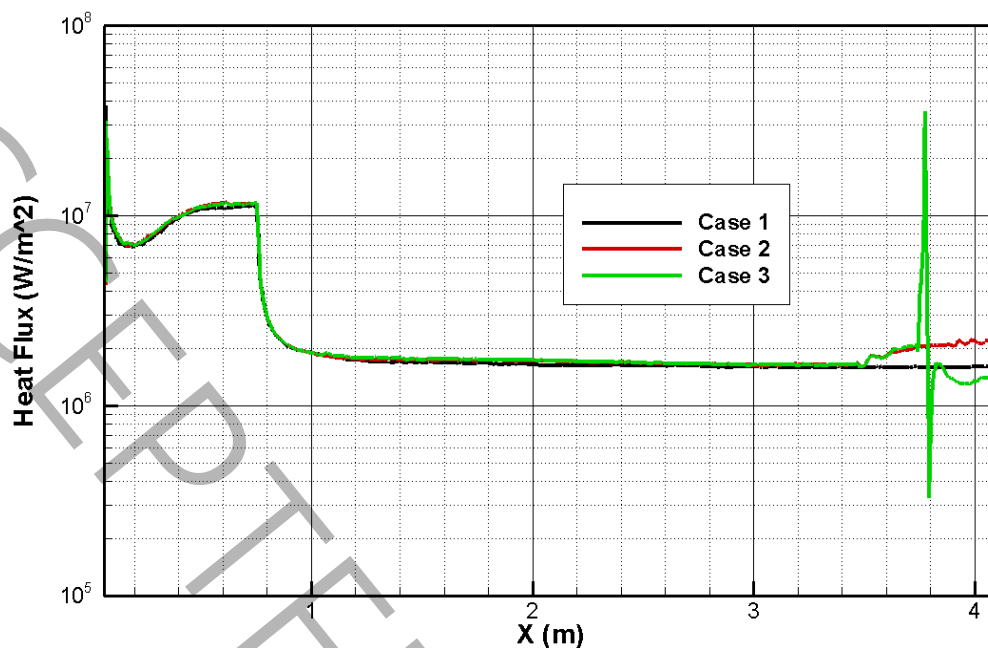


در

شکل ۱۷ نمودار توزیع شار حرارتی روی خط وسط بدنه موشک برای هندسه‌های اول تا سوم آورده شده است. با توجه به شکل تفاوت اصلی در فاصله $3/5 \leq X \leq 4/1$ که محل حضور بالک کنترلی و شفت متصل به آن است، آشکار می‌گردد. بطوریکه بیشترین گرمایش آیرودینامیکی پس از دماغه موشک، مربوط به سطح جلویی شفت است و مقادیر شار حرارتی در این دو نقطه (دماغه موشک و سطح جلویی شفت) تقریباً در یک مرتبه ($\approx 10^7$) هستند. با توجه به نتایج در محل شفت ($3/77 \leq X \leq 3/79$)، مقدار گرمایش آیرودینامیکی روی خود بدنه شفت افزایش شدیدی پیدا کرده است که این موضوع در شکل ۱۷ توضیح داده شد.

همچنین طبق موارد اشاره شده قبلی، در جلوی شفت به واسطه وجود شفت و برهم‌کنش لایه‌های مرزی و موج شاک، گرادیان خواص و به طبع آن شار حرارتی مقداری افزایش یافته است که نشان می‌دهد تداخل لایه‌مرزی روی بدنه با موج شاک باعث اثرات مخرب گرمایشی شده است. مقایسه نتایج هندسه‌های مختلف و تغییرات شار حرارتی ایجاد شده روی بدنه موشک برای تمامی هندسه‌ها در انتهای بخش بعد در قالب جدول آورده خواهد شد.

همچنین باتوجه به نمودار شکل ۱۷ در ناحیه پایین دست شفت (پشت شفت) مقادیر شار حرارتی روی بدنه نسبت به سایز هندسه‌ها کمتر است که دلیل آن کاهش سرعت جریان ناشی از گردابه جریان در پشت شفت است. افت سرعت ناشی از شفت باعث کاهش گرمایش آیرودینامیکی بدنه در قسمت پشت به باد شفت شده است.



شکل ۱۷. نمودار شار حرارتی روی خط وسط بدنه موشک برای هندسه‌های اول تا سوم

Fig.17. Heat flux diagram on the centerline of the missile body for the first to third geometries

در جدول ۳ نرخ انتقال حرارت روی بدنه موشک برای هندسه‌های اول تا سوم آورده شده است. با توجه به جدول به واسطه حضور بالک کنترلی و شفت متصل به آن، نرخ انتقال حرارت در هندسه دوم و سوم نسبت به هندسه اول به ترتیب $\frac{3}{8}\%$ و $\frac{3}{26}\%$ افزایش پیدا کرده است. همچنین انتقال حرارت در هندسه سوم نسبت به هندسه دوم حدود $\frac{0}{4}\%$ کاهش یافته است که دلیل آن ایجاد ناحیه‌ای در پشت شفت است که افت گرمایش آیرودینامیکی را نسبت به هندسه بدون شفت دارد.

جدول ۳. نرخ انتقال حرارت روی بدنه موشک برای هندسه‌های اول تا سوم

Table 3. Heat transfer rate on the rocket body for the first to third geometries

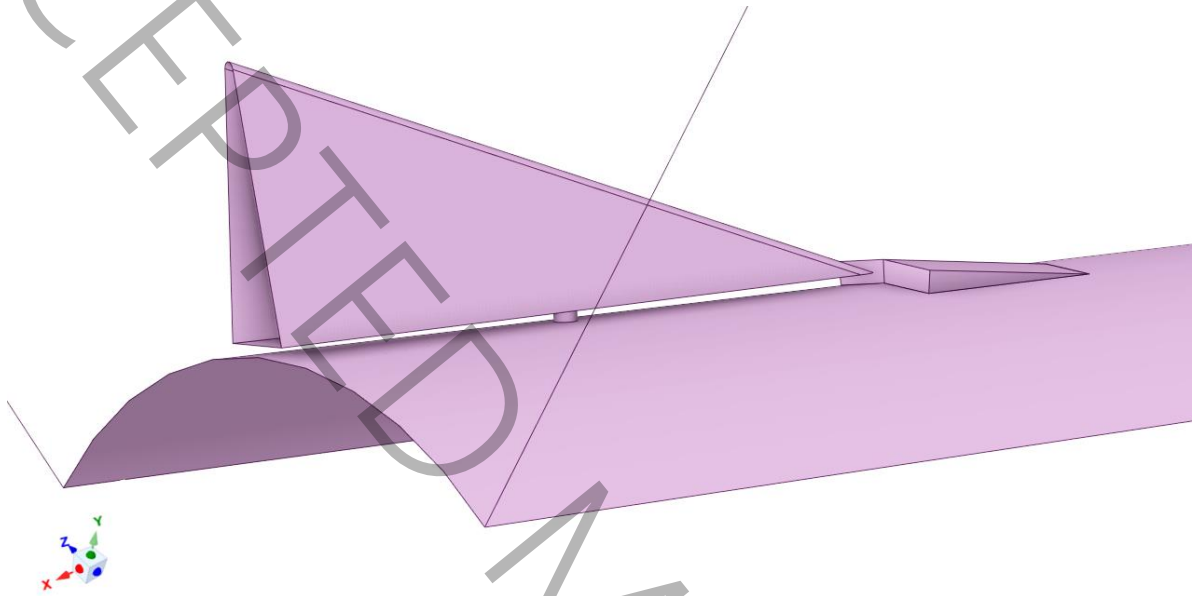
تغییرات نسبت به هندسه دوم (%)	تغییرات نسبت به هندسه اول (%)	نرخ انتقال حرارت موشک (W)	
-	-	۴۱۷۵۸۴۴	هندسه اول
-	$\frac{3}{8}\%$	۴۳۲۸۹۳۸	هندسه دوم
$\frac{0}{4}\%$	$\frac{3}{26}\%$	۴۳۱۱۸۹۳	هندسه سوم

۶-۳- هندسه چهارم: موشک با جانمایی بالک کنترلی و شفت متصل به آن و با در نظرگیری گوه در جلوی بالک

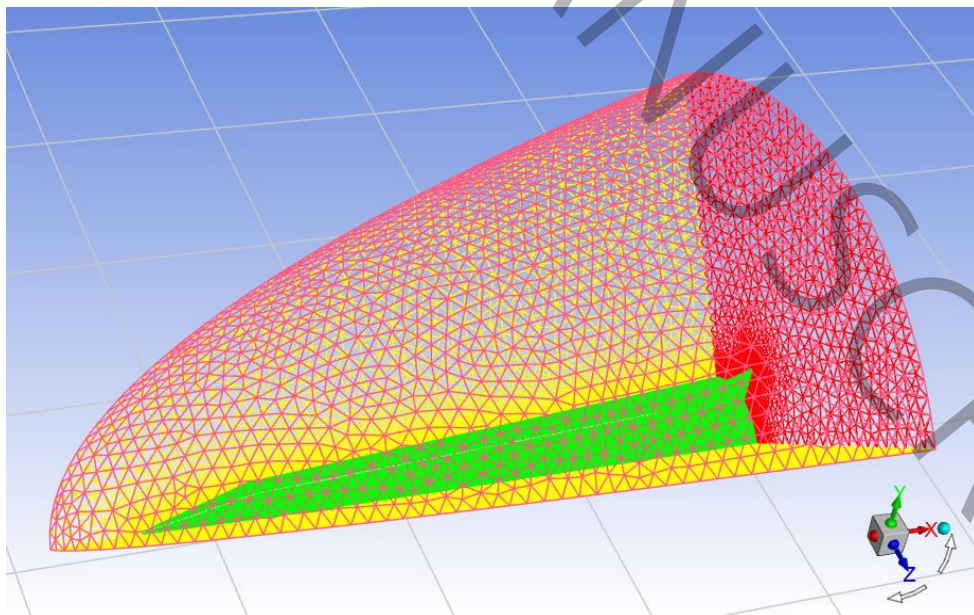
در بخش چهارم این پژوهش، مطالعه بر روی موشک با جانمایی بالک کنترلی و شفت متصل به آن و با در نظرگیری گوه در جلوی بالک صورت گرفته است تا تأثیر حضور گوه در هدایت جریان سیال و کاهش اثرات مخرب گرمایشی در اطراف محل حضور شفت آشکار گردد. شماتیک هندسی گوه مورد مطالعه در شکل ۱۸ آورده شده است. با توجه به شکل، گوه دارای ارتفاع انتهایی ۲۰ سانتی‌متری است و ۱۰ سانتی‌متر جلوتر از بالک کنترلی روی بدنه موشک سوار شده است.

برای شبکه‌بندی هندسه چهارم، تعداد ۳۵۴۲۰۰۲ المان بی‌سازمان با در نظرگیری لایه مرزی مناسب برای بدنه و المان‌های ۴ وجهی برای دامنه محاسباتی ایجاد شده است. شبکه لایه مرزی ایجاد شده برای مجموع بدنه موشک، بالک کنترلی، شفت متصل به آن

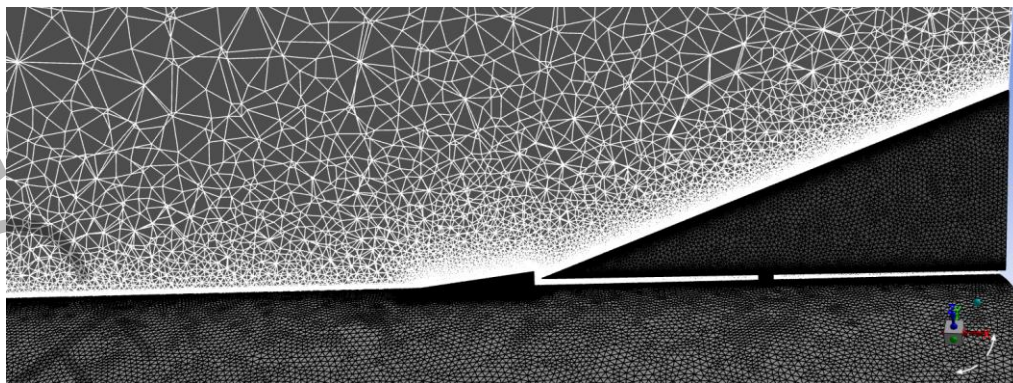
و گوه شامل لایه اول شبکه با اندازه $0/0001$ متر در 16 لایه و با ضریب رشد $1/2$ می‌باشد. برای محیط سیال پیرامون از سایز المان $0/1$ متر و برای بدنه موشک و بالک کنترلی از سایز المان $0/008$ متر استفاده شده است و برای سطح پایینی بالک کنترلی و شفت متصل به آن المان با سایز $0/004$ متر تنظیم شده است و برای گوه از سایز المان $0/002$ متر استفاده شده است. بدین ترتیب پس از انجام شبکه‌بندی، شبکه‌ای با کیفیت ایجاد شده که معیار عمود بودن خطوط شبکه آن برابر با $0/76$ است. شکل شبکه با بزرگنمایی روی بخش‌های مختلف در شکل‌های 19 تا 22 آورده شده است.



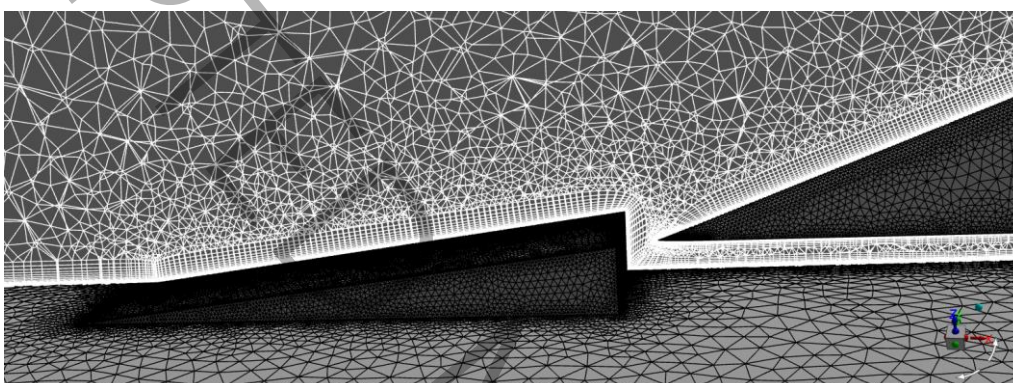
شکل ۱۸. نمای ایزومتریک هندسه هندسه چهارم
Fig.18. Isometric view of the fourth geometry



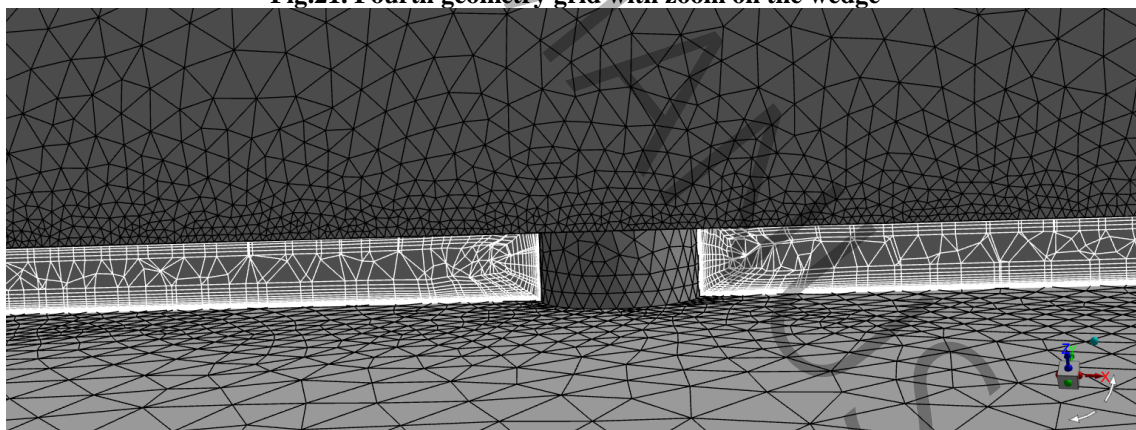
شکل ۱۹. نمای کلی شبکه حل عددی هندسه چهارم
Fig.19. Overview of the numerical solution network for the fourth geometry



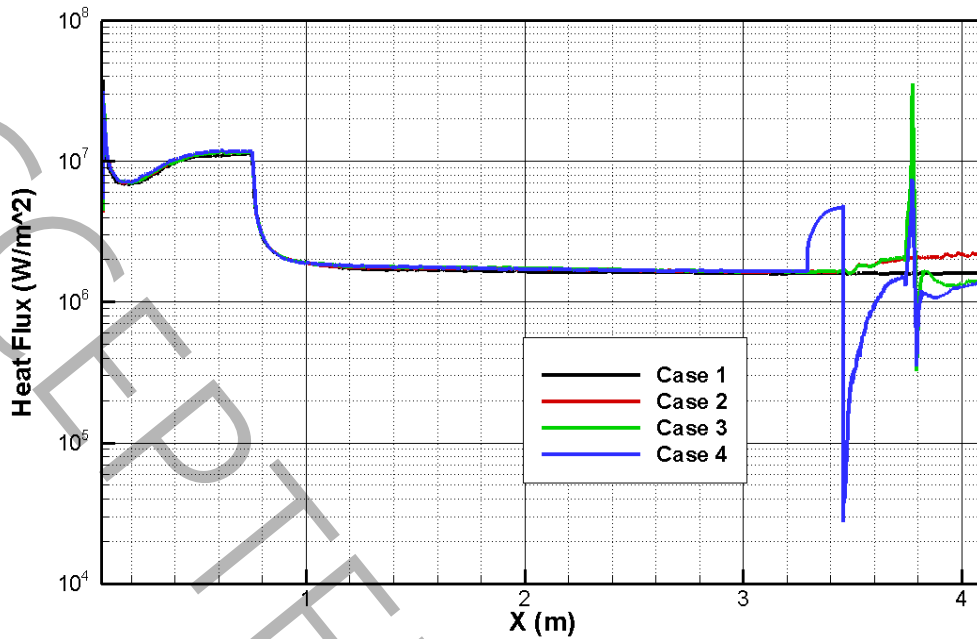
شکل ۲۰. شبکه روی بدنه بالک و شفت و گوه هندسه چهارم
Fig.20. Grid on block body and shaft and wedge of fourth geometry



شکل ۲۱. شبکه هندسه چهارم با بزرگنمایی روی گوه
Fig.21. Fourth geometry grid with zoom on the wedge

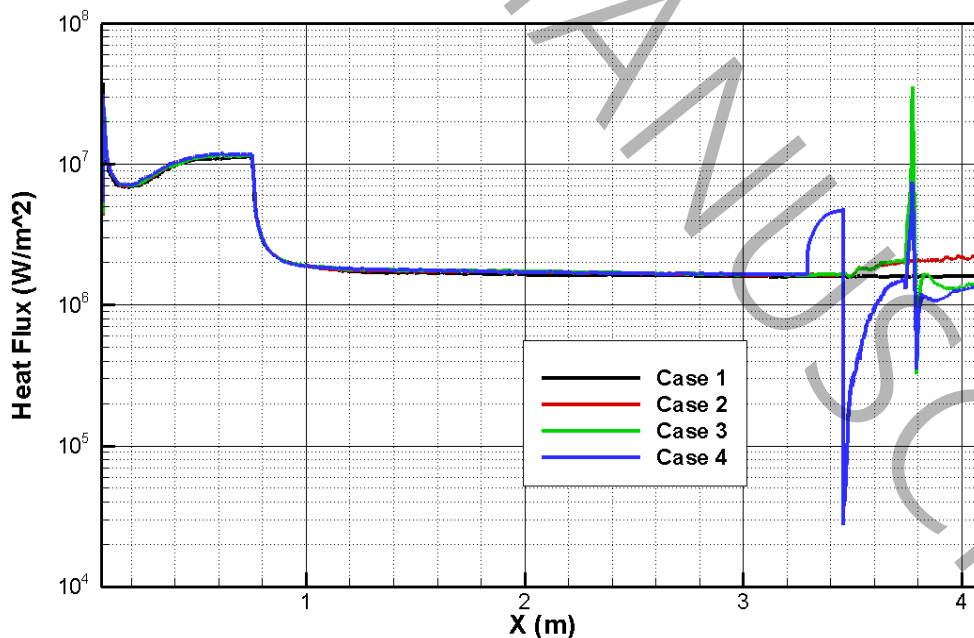


شکل ۲۲. شبکه هندسه چهارم با بزرگنمایی روی شفت بالک
Fig. 22. Fourth geometry grid with zoom on wing shaft



در

شکل ۲۳ نمودار توزیع شار حرارتی روی دیواره موشک برای هندسه‌های اول تا چهارم آورده شده است. با توجه به نمودار در محدوده قرارگیری گوه، ماکزیمم مقدار شار حرارتی حدود $4/88 \times 10^6 \text{ W/m}^2$ بوده که نسبت به هندسه بدون گوه، افزایش حدوداً دو برابری را تجربه کرده است. بطوریکه گرمایش آیرودینامیکی در بالادست گوه شروع می‌شود و تا زمانی که حداکثر گرمایش درست در پایین دست نقطه اتصال مجدد حاصل شود به افزایش ادامه می‌دهد. علت افزایش گرمایش آیرودینامیکی روی سطح گوه را می‌توان به تشکیل لایه برشی که قبلاً توضیح داده شد مربوط دانست. بطوریکه این لایه برشی با گسترش شک جداسازی باعث تغییرات شدید در گرادیان خواص و در نهایت منجر به گرمایش آیرودینامیکی و بارگذاری ساختاری روی گوه می‌شود.



شکل ۲۳. نمودار شار حرارتی روی خط وسط بدنه موشک برای هندسه‌های اول تا چهارم

Fig. 23. Heat flux diagram on the centerline of the missile body for the first to fourth geometries

باتوجه به شکل می توان کاهش گرمایش آیرودینامیکی روی سطح جلویی شفت و سطح موشک را درک کرد. علت این کاهش گرمایش مخرب آیرودینامیکی در نزدیکی شفت را می توان به حضور گوه در مسیر حرکت جریان هوا مرتبط دانست. حضور گوه باعث شده تا جریان با سرعت کمتری در فضای خالی بین سطح پایین بالک کنترلی و سطح بالایی موشک به سمت شفت حرکت کند. ماکزیمم مقدار شار حرارتی در نزدیکی دیواره جلویی شفت روی بدنه موشک برای هندسه چهارم حدود $6/15 \times 10^6 \text{ W/m}^2$ است که نسبت به هندسه سوم حدود $68/9\%$ کاهش داشته است. پس می توان نتیجه گرفت که حضور گوه، اثرات مخرب گرمایشی ایجاد شده اطراف شفت کنترلی را به خوبی کاهش می دهد.

در جدول ۴ مقایسه شار حرارتی روی سطح جلویی و پشتی شفت برای هندسه های مختلف آورده شده است. با توجه به نتایج در سطح جلویی شفت شار حرارتی حدود $1/98 \times 10^7 \text{ W/m}^2$ است که این مقدار در هندسه چهارم به $5/11 \times 10^6 \text{ W/m}^2$ رسیده است. بنابراین با یک تحلیل ساده می توان نتیجه گرفت که حضور گوه بر کاهش ماکزیمم شار حرارتی ایجاد شده روی سطح خود شفت نیز اثر مفیدی گذاشته و این مقدار را تا حدود 74% کاهش داده است.

جدول ۴. مقایسه شار حرارتی روی سطح جلویی و پشتی شفت برای هندسه های سوم و چهارم

Table 4. Comparison of heat flux on the front and back surfaces of the shaft for the third and fourth geometries

ردیف	مکان داده خوانی	شار حرارتی هندسه سوم	شار حرارتی هندسه چهارم	درصد تغییرات هندسه سوم نسبت به سوم
	$X (m)$	$q_3'' (W/m^2)$	$q_4'' (W/m^2)$	$\frac{(q_4'' - q_3'')}{q_3''} \times 100$
۱	۳/۷۷۴۶۹ (متناظر با سطح جلویی شفت)	$1/98 \times 10^7$	$5/11 \times 10^6$	۷۴/۱۸ درصد
۲	۳/۷۹۴۶۹ (متناظر با سطح پشتی شفت)	$3/8 \times 10^5$	$3/75 \times 10^5$	۱/۲۵ درصد

بنابراین، باتوجه به نتایج به دست آمده می توان گفت جهت کارکرد بهتر موشک در حین بازگشت به جو زمین، یکی از نقاط حساس و مهم برای استفاده از لایه های حفاظت حرارتی، سطح شفت است. طوریکه برای این سطح باید از لایه های حفاظت حرارتی با ضخامت بیشتر استفاده کرد. همچنین ناحیه بالادست شفت که فاصله بسیار نزدیکی به آن دارد از دیگر نقاط مهم برای استفاده از لایه های حفاظت حرارتی با ضخامت بیشتر است.

۵- نتیجه گیری

باتوجه به توضیحات ارائه شده، مهم ترین نتایج حاصل از انجام تحقیق را می توان به صورت زیر بیان نمود:

- حضور بالک کنترلی باعث افزایش شار حرارتی در حدود 27% شده است.
- حضور شفت باعث افزایش شار حرارتی در نزدیکی سطح جلویی شفت شده است. طوریکه در این محل شار حرارتی روی بدنه نسبت به هندسه بدون شفت حدود ۵ برابر شده است.
- علت افزایش شار حرارتی در حضور شفت بر همکنش لایه مرزی بدنه و موج شاک بالک است که این عمل باعث افزایش گرادیان خواص شده است.
- گوه، ماکزیمم شار حرارتی ایجاد شده روی سطح شفت را نسبت به هندسه سوم حدود 74% کاهش داده است.
- علت کاهش گرمایش آیرودینامیکی در نزدیکی شفت در هندسه چهارم نسبت به سوم را می توان به حضور گوه در مسیر حرکت جریان هوا مرتبط دانست.

▪ از نقاط حساس و مهم برای استفاده از لایه‌های حفاظت حرارتی با ضخامت بیشتر سطح شفت و ناحیه بالادست شفت است که فاصله بسیار نزدیکی به آن دارد.

۶- مراجع

- [1] S. Karimi, M.J. Oboodi, Investigation and recent developments in aerodynamic heating and drag reduction for hypersonic flows, *Heat and Mass Transfer*, 55(2) (2019) 547-569.
- [2] C.M. James, S.W. Lewis, R.G. Morgan, Y. Liu, A. Lefevre, Generating high-speed earth reentry test conditions in an expansion tube, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 58(2) (2021) 345-362.
- [3] H. Allen, Motion of a ballistic missile angularly misaligned with the flight path upon entering the atmosphere and its effect upon aerodynamic heating, aerodynamic loads, and miss distance, (No. NACA-TN-4048), 1957.
- [4] G.P. Kennedy, *Vengeance weapon 2: the V-2 guided missile*, Smithsonian Books (DC), 1983.
- [5] A.Q. W. Dvds, and K. Dvds, *North American X-15 Airplane Videos and Airplane Pictures*.
- [6] N.F. Palumbo, B.E. Reardon, R.A. Blauwkamp, Integrated guidance and control for homing missiles, *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 25(2) (2004) 121-139.
- [7] F. Stella, M. Giangi, F. Paglia, M. D'ascenzi, M. Iannuccelli, Numerical simulation of re-entry flow: Heat flux evaluation, *Heat transfer engineering*, 27(2) (2006) 58-69.
- [8] R. Scigliano, V. De Simone, M. De Stefano Fumo, Finite Element Method for Ablative Thermal Protection Systems Design for Atmospheric Re-Entry Vehicles, in: *22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference*, 2018, pp. 5207.
- [9] J.A. Santos, K.T. Edquist, H.H. Hwang, *Entry, Descent, and Landing Instrumentation*, *Planetary Sciences Decadal Survey 2023-2032*, (2020).
- [10] R. Muthu, S. Siva Lakshmi, S .Babu, Aerothermodynamic design and performance analysis of modified nose cones for space reentry vehicles, *International Journal of Ambient Energy*, 43(1) (2022) 3282-3293.
- [11] R.K. Patel, K. Venkatasubbaiah, Numerical simulation of the Orion CEV reentry vehicle, *Journal of Aerospace Engineering*, 28(2) (2015) 04014067.
- [12] O. Uyanna, H. Najafi, Thermal protection systems for space vehicles: A review on technology development, current challenges and future prospects, *Acta Astronautica*, 176 (2020) 341-357.
- [13] J.N. Moss, C.E. Glass, F.A. Greene, Blunt body aerodynamics for hypersonic low density flows, in: *25th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, 2006.
- [14] G. d'Humières, J. Stollery, Drag reduction on a spiked body at hypersonic speed, *The Aeronautical Journal*, 114(1152) (2010) 113-119.
- [15] M. Barzegar Gerdroodbary, Numerical analysis on cooling performance of counterflowing jet over aerodisked blunt body, *Shock Waves*, 24(5) (2014) 537-543.
- [16] S. Thakur, H. Kumar, S. Sarma, Flow Simulation of Atmospheric Re-entry Vehicle at Varying Mach Number and Angle of Attack, in: *Advances in Electromechanical Technologies: Select Proceedings of TEMT 2019*, Springer, 2021, pp. 245-251.
- [17] H. Zhao, K. Peng, Z. Wu, W. Zhang, J. Yang, J. Sun, Numerical simulation of supersonic Carman curve bodies with aerospike, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021(1) (2021) 8821721.
- [18] R. Sriram, G. Jagadeesh, Film cooling at hypersonic Mach numbers using forward facing array of micro-jets, *International journal of heat and mass transfer*, 52(15-16) (2009) 3654-3664.
- [19] M.B. Gerdroodbary, S. Hosseinalipour, Numerical simulation of hypersonic flow over highly blunted cones with spike, *Acta Astronautica*, 67(1-2) (2010) 180-193.
- [20] C. Paine, Pershing II: the Army's strategic weapon, *Bulletin of the Atomic Scientists*, 36(8) (1980) 25-31.

[21] F. LUND, Evolution of the Pershing II missile system, in: 17th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference, 1984, pp. 1966.

[22] J.W. Cleary, Effects of Angle of Attack and Bluntness on Laminar Heating-Rate Distributions of a 15 Cone at a Mach number of 10.6, National Aeronautics and Space Administration, 1969.

Numerical Simulation of Heat Flux Evaluation for Atmospheric Re-entry Control Wing Connections

Mostafa Mahmoodi^{a1}, Hamid Parhizkar^b, Jamasb Pirkandi^c, Amir Reza zadbari^d

^{a,b,c} Assoc. Prof., Aerospace. Eng., Malek Ashtar University, Iran

^dMaster Student, Mech. Eng., University of Urmia, Urmia, Iran

ABSTRACT

The present research has investigated the simulation of the aerodynamic heating of a missile with regard to the placement and non-placement of the control block and its connection components. In this research, a commercialized missile in four different configurations were investigated (missile without the placement of other components, missile with the placement of a control block, missile with the placement of a control block with a shaft attached to it and missile with the placement of a control block with a shaft attached to it and considering the wedge) and the results have been compared between different configurations. The results showed that the presence of control block as an obstacle in the way of air flow has increased the heat flux on the missile surface by about 27% compared to the first phase. In the upstream of the shaft, this increase in the amount of heat flux is 5 times compared to the case without the shaft. Also, with the simulation of the fourth phase, the effect of the presence of the wedge in guiding the fluid flow and reducing the damaging effects of heating around the location of the shaft was revealed. The results showed that the presence of the wedge caused the heat flux of the missile surface to decrease by about 52% compared to the third phase. Also, the wedge has reduced the maximum heat flux created on the shaft surface by about 74% compared to the third phase.

KEYWORDS

Re-entry Vehicle, Numerical Simulation, Heat Flux, Control Wing Connections.

¹ Corresponding Author: Email: mostafamahmoodi@mut.ac.ir