



Research Paper;



Aerodynamic and Heating Analysis of an Air-to-Surface Missile in Flight Range

Mohammad Aelaei¹, Ahmad Sharafi², Daniyal Zhaleh³, Hayat Allah Adavi⁴

1. Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari, Tehran, Iran. **E-mail:** Aelaei@ssau.ac.ir

2. Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari University, Tehran, Iran. **E-mail:** sharafi@ssau.ac.ir

3. Department of Aerospace Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran. **E-mail:** daniyal.zhaleh@gmail.com

۴. Department of Aerospace Engineering, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran. **E-mail:** Hayat.adavi@gmail.com

Article Information

Abstract

Accepted:
2024/05/14

Received:
2024/10/09

Keywords:

*Thermal analysis,
Numerical
Simulation, Air to
Surface Missile,
Aerodynamic
Coefficients,
Missile Nose.*

**Corresponding
Author:**

Ahmad
Sharafi
Email:
sharafi@
ssau.ac.ir

In this research, a numerical investigation of the steady flow around an air-to-surface missile has been done by using Fluent and Missile Datcom software at different speeds and angles of attack. Force and moment coefficients and contours of Mach number, pressure and temperature around the missile have been investigated. In order to reduce the numerical error of the grid, the flow in the critical aerothermal conditions is examined around the nose of the missile using a structured mesh. The results show that the missile has static stability at all speeds and a vortical flow is formed on the body and control surfaces, and with the increase of the angle of attack, these vortices become larger and cover more areas of the body and control surfaces. Examining the temperature distribution on the surface of the missile showed that the point of maximum temperature is located at the missile's nose and at the leading edge of the control surfaces, and with the increase of the angle of attack, this point inclines towards the bottom of the missile's nose. Also, with the increase of Mach number, the temperature value at this point increases. The temperature distribution on the surface of the missile in steady conditions showed that these conditions are equivalent to a very long flight of the missile with the maximum Mach number of 3.7. In such conditions, the temperature reaches a range where there is a possibility of damage to the metal and composite structures, and the need to check the heat transfer of the missile is necessary considering the duration and conditions of the flight and the material of the body.



فصلنامه علمی دفاع هوافضایی

دوره ۳، شماره ۲
تابستان
صص ۶۴-۹۶

صفحه ۱۳۳



مقاله پژوهشی؛ 

تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

محمد اعلائی^۱، احمد شرفی^۲، دانیال ژاله^۳، حیات الله اداوی^۴

۱. استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران. رایانامه: Aelaei@ssau.ac.ir

۲. مربی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران. رایانامه: sharafi@ssau.ac.ir

۳. دانش آموخته دکتری مهندسی هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران. رایانامه: Daniyal.zhaleh@gmail.com

۴. دانشجوی دکتری، مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران. رایانامه: Hayat.adavi@gmail.com

چکیده

اطلاعات مقاله

در این تحقیق، به بررسی عددی جریان پایا حول یک موشک هوا به سطح با استفاده از نرم افزار فلونت و Missile Datcom در سرعت‌ها و زوایای حمله مختلف پرداخته شده است. ضرایب نیرویی، گشتاور و خطوط همتراز عدد ماخ، فشار و دما حول موشک بررسی شده است. به منظور کاهش خطای عددی ناشی از شبکه، جریان در بحرانی‌ترین شرایط گرمایشی، در اطراف دماغه موشک با استفاده از یک شبکه با سازمان بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که موشک در تمامی سرعت‌های مورد بررسی دارای پایداری استاتیکی بوده و جریان گردابه‌ای بر روی بدنه و سطوح کنترلی شکل گرفته که با افزایش زاویه حمله، این گردابه‌ها بزرگ‌تر شده و نواحی بیشتری از بدنه و سطوح کنترلی را در بر می‌گیرند. بررسی توزیع دما بر روی سطح موشک نشان داد که نقطه حداکثر دما در نوک موشک و در لبه حمله سطوح کنترلی واقع شده است که با افزایش زاویه حمله، این نقطه به سمت پایین نوک موشک متمایل می‌شود. همچنین با افزایش عدد ماخ، مقدار دما در این نقطه افزایش می‌یابد. توزیع دما روی سطح موشک در شرایط پایا نشان داد که این شرایط معادل پرواز بسیار طولانی مدت موشک با عدد ماخ حداکثر (ماخ ۳/۷) می‌باشد. دما در چنین شرایطی به محدوده‌ای می‌رسد که امکان آسیب‌رسیده به سازه‌های فلزی و کامپوزیتی وجود دارد و نیاز به بررسی انتقال حرارت موشک با توجه به مدت زمان و شرایط پرواز و جنس مواد بدنه ضروری به نظر می‌رسد.

تاریخ دریافت:

۱۴۰۳/۰۲/۲۵

تاریخ پذیرش:

۱۴۰۳/۰۷/۱۸

کلیدواژه‌ها:

تحلیل گرمایشی،
شبیه سازی عددی،
موشک هوا به سطح،
ضرایب آیرودینامیکی،
دماغه موشک.

نویسنده مسئول:

احمد شرفی

ایمیل:

sharafi@
ssau.ac.ir

استناد: اعلائی، محمد؛ شرفی، احمد و ژاله، دانیال و اداوی، حیات الله. (۱۴۰۳). تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی. دفاع هوافضایی، دوره (شماره)، صفحه-صفحه.

۱- مقدمه

مهماتی که برای نابودی به سمت یک هدف پرتاب می‌شوند را می‌توان به صورت راکت (مهماتی که نیروی محرکه را از خود می‌گیرند و هدایت‌پذیر نیستند)، گلوله (مهماتی که داخل یک سلاح دارای لوله شلیک می‌شوند)، بمب و نارنجک (مهماتی که نیروی محرکه خود را تأمین نمی‌کنند و از داخل سلاح شلیک نمی‌شوند) و موشک هدایت‌شونده (مهماتی که نیروی محرکه را خود تأمین می‌کنند و هدایت‌پذیر در هوا هستند) طبقه‌بندی کرد. موشک، یا به شکل کامل‌تر موشک هدایت‌شونده، نوعی سامانه تسلیحاتی هوایی است که معمولاً با نیروی محرکه راکت موتور یا موتور جت به حرکت درمی‌آید. با توجه به اینکه اساساً موشک با راکت شباهت زیادی دارد، می‌توان آن را یک راکت هدایت‌شونده نامید. مدل‌های پیشرفته موشک اولین بار در جنگ جهانی دوم پدیدار گشتند و موجب انقلابی در همه جنبه‌های فعالیت‌های نظامی شدند. استفاده از موشک‌ها به‌عنوان یکی از مهم‌ترین تسلیحات جنگی در نبردهای مدرن امروز با توجه به قابلیت مورد هدف قرار دادن نیروهای دشمن از راه دور، یکی از ارکان بالا بردن احتمال پیروزی است که بسیار موردتوجه قرار می‌گیرد. در دنیای امروز که استفاده از فناوری نقش پررنگی در همه قسمت‌های زندگی داراست، امکان بهره‌برداری از امکانات موجود در صنایع نظامی و دفاعی امری ضروری است. موشک‌ها از جنبه کاربرد و نوع به ۴ دسته زمین به زمین، هوا به زمین، زمین به هوا و هوا به هوا تقسیم می‌شوند.

یکی از انواع موشک‌های هواپایه، موشک هوا به سطح می‌باشد. از این موشک‌ها معمولاً برای حمله به سلاح‌های تاکتیکی و نابود کردن نیروهای زمینی یا اهداف زمینی مثل انبار سلاح‌ها، مخازن، کشتی‌ها و یا فرودگاه‌ها استفاده می‌شود. مشکلات پرتابی این موشک‌ها شبیه موشک‌های هوا به هوا است و برد آن‌ها نیز از چند کیلومتر تا چند صد کیلومتر متغیر است. در نوع برد کوتاه این موشک‌ها به دلیل سبکی معمولاً از نگهدارنده ثابت در آن‌ها استفاده می‌شود و در نوع برد بلند از نگهدارنده جداشونده استفاده می‌گردد. اگر برد قابل توجهی موردنیاز باشد، چندمرحله‌ای کردن این موشک‌ها سودمند خواهد بود. در نصب این موشک‌ها بر روی هواپیما برای پایین نیامدن خصوصیات عملکردی هواپیمای حامل (به‌ویژه در موشک‌های برد بلند) باید دقت زیادی به خرج داد. مانور پذیری این موشک‌ها به دلیل سرعت پایین آن‌ها خیلی کمتر از موشک‌های هوا به هوا است و همچنین چون این موشک‌ها بر علیه اهداف زمینی بکار گرفته می‌شوند، پس واضح است که نیاز به قابلیت مانور کمتری دارند.

مقایسه عملکرد طرح بالک کانارد، طرح دماغه مفصلی و طرح دماغه انعطاف‌پذیر در هدایت موشک مافوق صوت توسط خلقانی و همکارانش [۱] انجام شده است. آن‌ها، جریان سه‌بعدی

عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

لج در اطراف پرنده مافوق صوت را با سه روش هدایت، شبیه‌سازی کردند و نتیجه گرفتند که حرکت دماغه می‌تواند توسط یک مفصل و یا به صورت انعطاف‌پذیری پیوسته باشد. همچنین مقایسه طرح دماغه انعطاف‌پذیر و بالک کانارد در عدد ماخ ۳ و با زاویه‌تیریم یکسان نشان داد که ضریب پسای طرح بالک کانارد در شروع فرمان بیشتر ولی در وضعیت تیریم کمتر و ضریب برآی آن در شروع فرمان کمتر ولی در وضعیت تیریم بیشتر است. از سوی دیگر طرح دماغه انعطاف‌پذیر، در شروع فرامین بسیار قوی‌تر اعمال می‌کند و این برتری تا وضعیت پایدار ادامه دارد. دماغه مفصلی و دماغه انعطاف‌پذیر زاویه‌تیریم تقریباً یکسانی دارند. چه در شروع فرمان و چه در زاویه‌تیریم، ضریب پسای دماغه مفصلی بیشتر از طرح دماغه انعطاف‌پذیر است و ضریب برآی آن کمتر است. همچنین قدرت فرمان دماغه انعطاف‌پذیر کمی بیشتر است. در ضمن با افزایش عدد ماخ، زاویه‌تیریم هر سه طرح بزرگ‌تر شده و فرامین دماغه خمیده در ماخ ۵ شدیداً تقویت می‌شود ولی فرامین بالک کانارد رشد کمتری دارد. دماغه مفصلی و دماغه انعطاف‌پذیر در ماخ ۵ نیز زاویه‌تیریم تقریباً یکسانی دارند و با افزایش عدد ماخ نیروی پسا و قدرت فرامین در این دو طرح به هم نزدیک‌تر شده ولی قدرت مانور دماغه انعطاف‌پذیر بهبود بیشتری می‌یابد [۱].

طراحی هر راکت جنگی شامل بخش‌های گوناگون بوده و یکی از اساسی‌ترین آن‌ها تحلیل آیرودینامیکی و طراحی در شرایط بهینه است. برای رسیدن به هدف مذکور سازه راکت‌ها برحسب نوع کاربری به شکل‌های گوناگون ساخته می‌شوند. سکندری و همکارش [۲] در تحقیقی با تحلیل عددی جریان حول راکت با دماغه مخروطی با مقطع دایره و تغییر هندسه دماغه آن به مخروط با مقطع شش‌ضلعی در دو حالت افقی و عمودی به بررسی تفاوت‌ها در ضرایب آیرودینامیکی آن‌ها پرداخته‌اند آن‌ها برای حل مسئله از حل گر چگالی مینای فلونت استفاده کرده‌اند و پس از بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی از شبکه با حدود 2 میلیون سلول استفاده کرده‌اند. حل در شرایط پایا و با استفاده از مدل آشفتگی کی-امگا اس تی در رژیم‌های مختلف جریان صورت گرفته است. آن‌ها برای اعتبارسنجی از حل تحلیلی پارامترهای جریان فراصوت استفاده کرده‌اند. نتایج کار آن‌ها بهبود بازده آیرودینامیکی در ماخ ۰/۵ را در گستره زاویه حمله کمتر از ۱۰ درجه نشان می‌دهد. این در حالی است که در سایر رژیم‌های جریان وضعیت مطلوبی مشاهده نشده است [۲].

در طراحی یک جسم پرنده شکل‌ها و طرح‌های مختلفی وجود دارد. شکل و طرح پرتابه براساس ترکیبی از ملاحظات آیرودینامیکی، هدایت و سازه انتخاب می‌شود. یکی از فاکتورهای اصلی طراحی که بر روی شکل پرتابه اثر می‌گذارد نیروی پسا در دماغه است. پسا به سه مؤلفه اصلی (پسای اصطکاک سطح، پسای موجی و پسای پایه) تقسیم می‌شود.

باوجودی که معمولاً پسای موجی در سرعت مافوق صوت بیشترین بخش پسا را شامل می‌شود، انتخاب مناسب شکل دماغه برای اطمینان از عملکرد کل سیستم لازم است. دهقان منشادی و همکارانش [۳] به بررسی عددی جریان مافوق صوت با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت پرداخته‌اند و نتایج عددی بدست آمده را با نتایج معتبر دیگران مقایسه کرده‌اند. آن‌ها سه دماغه با زوایای ۱۱، ۱۴ و ۱۷ درجه با هندسه مخروطی نامتقارن طراحی کردند و تغییرات ضریب پسا بر روی آن‌ها را در سه زاویه حمله صفر، ۵ و ۱۰ درجه مورد بررسی قرار دادند. با توجه به نتایج بدست آمده آن‌ها دریافته‌اند که افزایش زاویه دماغه منجر به افزایش ضریب پسا می‌شود. همچنین ضریب فشار با افزایش زاویه دماغه افزایش می‌یابد [۳].

یکی از قسمت‌های مهم طراحی موشک، طراحی دماغه آن می‌باشد که می‌تواند تأثیر بسزایی در میزان پسای وارد بر موشک داشته باشد. از طرفی حجم دماغه موشک نیز پارامتر مهمی با توجه به مأموریت موشک می‌باشد. خزاییلی و همکارش [۴] به بهینه‌سازی آیرودینامیکی دماغه یک موشک کروز مافوق صوت پرداخته‌اند. آن‌ها در مطالعه خود انواع دماغه‌های ممکن برای یک موشک کروز مافوق صوت و همچنین حجم داخلی آن‌ها را مورد تحلیل و بررسی قرار دادند و سپس با استفاده از نرم افزار **MD** به مدل‌سازی این دماغه‌ها و اعتبار سنجی نتایج بدست آمده با سایر نتایج آزمایشگاهی پرداختند. در مرحله بعد ضریب پسا و راندمان آیرودینامیکی را برای انواع مختلف دماغه نظیر مخروطی، سری توانی با توان‌های مختلف، سهموی، ون کارمن، هاوک و تانژانت اجایو در اعداد ماخ $1/2$ تا ۴ و در زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها دریافته‌اند که بهترین شکل دماغه برای موشک‌های کروز مافوق صوت در صورتی که حجم دماغه موردنیاز برای موشک از اهمیت کمی برخوردار باشد، دماغه‌های سری توانی با ضریب توانی $0/7$ و $0/75$ و با در نظر گرفتن حجم داخلی موشک، دماغه ون کارمن می‌باشد. همچنین آن‌ها دریافته‌اند که دماغه‌های هاوک و تانژانت اجایو، با بالا رفتن عدد ماخ پروازی ضریب پسای بالایی دارند و استفاده از این دماغه‌ها در سرعت‌های مافوق صوت بالا، از نظر ضریب پسا مناسب نیست [۴].

بهبود عملکرد اجسام پروازی در زمینه کاهش نیروی پسا از موضوعاتی است که امروزه مطالعات گسترده‌ای روی آن انجام می‌شود. در جریان‌های مافوق صوت، اگرچه اجسام پروازی با دماغه‌های پخ عملکرد بهتری از منظر کاهش گرمای تولیدی نسبت به دماغه‌های باریک دارند، لیکن منجر به موج ضربه‌ای قوی در نوک دماغه شده و نیروی پسای آیرودینامیکی را افزایش می‌دهند. از تکنیک‌های مؤثر در کاهش پسای یک دماغه پخ، استفاده از اسپایک در نوک دماغه است. افزودن اسپایک همچنین منجر به افزایش ضریب انتقال حرارت دماغه نیز می‌شود. یکی از عوامل مؤثر بر صحت و دقت نتایج، در شبیه‌سازی‌های عددی مبتنی بر حل معادلات متوسط گیری شده ناویر استوکس روی این

عنوان تحلیل آبرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

دماغه‌ها، نوع مدل آشفتگی به کاررفته می‌باشد. سالاری و همکارانش [۵] جریان اطراف یک دماغه پخ همراه با اسپایک را به کمک یک مدل یک معادله‌ای آشفتگی اسپالارت آلماراس و سه مدل آشفتگی دو معادله‌ای $k-\varepsilon$ و $k-\omega$, $k-\omega$ -SST شبیه‌سازی کردند تا از مقایسه نتایج حاصله، مدل آشفتگی مناسب برای این نوع شبیه‌سازی‌ها را معرفی کنند. آن‌ها عدد ماخ جریان آزاد در این شبیه‌سازی‌ها را برابر 6 و زاویه حمله بدنه برابر صفر درجه در نظر گرفتند و معادلات جریان را با فرض آشفته و تراکم پذیر و شبیه‌سازی را به صورت تقارن محوری و پایا انجام دادند. آن‌ها کلیه تحلیل‌ها را در محیط نرم‌افزار فلوئنت انجام دادند و نتایج عددی حاصله را با نتایج تجربی موجود مقایسه و اعتبارسنجی کردند. برخلاف انتظار آن‌ها، نتایج نشان داد که مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت آلماراس جریان اطراف دماغه را بهتر پیش‌بینی می‌نماید [۵].

طراحان موشک سعی می‌کنند که دماغه پرتابه از ضریب پسا کمتری برخوردار باشد اما بسیاری از تغییرات هندسه که باعث کاهش ضریب پسا می‌شوند می‌توانند باعث آشکارسازی سریع‌تر پرتابه گردد. بنابراین جوادپور و همکارانش [۶] بر آن شدند تا با طراحی بهینه دماغه، ضمن ثابت نگه‌داشتن طول کلی پرتابه این مشکل را حداقل نمایند. آن‌ها در مطالعه خود دماغه اجایو یک پرتابه را با استفاده از الگوریتم ژنتیک چند هدفی بهینه کردند. آن‌ها پرتابه موردنظر را در ماخ 2 و فرکانس 4 تا 3 گیگاهرتز مورد بررسی قرار دادند. در مطالعه آن‌ها توابع هدف موردبررسی، توابع سطح مقطع راداری و ضریب نیروی پسا می‌باشد. آن‌ها برای انجام این کار ابتدا تابع ضریب پسای پرتابه را با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت محاسبه کرده و برای اعتبارسنجی نتایج بدست آمده آن‌ها را با نتایج عددی و تجربی تونل باد مقایسه کردند. آن‌ها همچنین تابع سطح مقطع راداری را با استفاده از کد تجاری HFSS محاسبه کردند و در نهایت با اجرای الگوریتم بهینه‌سازی چند هدفی، هر دو تابع هدف را به طور هم‌زمان بهینه نمودند و منحنی جبهه پرتو را برای آن‌ها به دست آوردند. این منحنی نشان‌دهنده بهترین نقاط طراحی برای توابع هدف است. نتایج بررسی آن‌ها نشان داد که اختلاف ضریب پسا و سطح مقطع راداری برای مدل پیشنهادی آن‌ها نسبت به مدل اولیه به ترتیب ۴۷ و ۱۴ درصد می‌باشد [۶].

رنجبر و همکارانش [۷] به بررسی عددی تداخل آبرودینامیکی دو جسم سیلندری عبوری از هم در سرعت‌های مافوق صوت پرداخته‌اند. آن‌ها در تحقیق خود به بررسی عددی میدان جریان بین دو بدنه باریک در فاصله نزدیک و تغییرات فشار در طول آن‌ها در سرعت‌های مافوق صوت پرداخته‌اند. آن‌ها جریان را به صورت دوبعدی و سه‌بعدی شبیه‌سازی نموده‌اند و برای مدل‌سازی آشفتگی جریان از مدل کی امگا اس تی استفاده کرده‌اند. آن‌ها در

بررسی خود دو بدنه باریک را در اعداد ماخ مختلف و در فواصل طولی مختلف از یکدیگر قرار دادند و آن دو بدنه را در دو حالت دارای حرکت نسبی و بدون حرکت نسبی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها دریافتند که با افزایش سرعت جریان آزاد، موج ضربه‌ای تشکیل شده از کمائی به مایل تغییر شکل می‌یابد و بین دو بدنه منعکس می‌شود. همچنین با کاهش عدد ماخ جریان و افزایش فاصله بین دو بدنه باریک، موج ضربه‌ای منعکس شده ضعیف‌تر می‌شود. در اعداد ماخ پایین‌تر بازتاب موج ضربه‌ای بین دو بدنه چندان محسوس نیست درحالی‌که در اعداد ماخ بالاتر موج ضربه‌ای به خوبی بین دو بدنه بازتاب دارد. همچنین در حالت دارای حرکت نسبی دو بدنه باریک در نقاط بازتاب موج ضربه‌ای، جدایش جریان روی می‌دهد و تعداد انعکاس موج ضربه‌ای نسبت به حالت بدون حرکت نسبی کمتر می‌شود [۷].

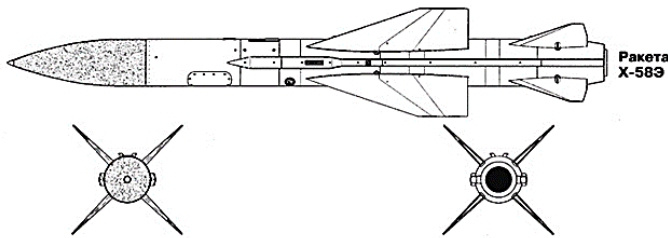
یکی از ویژگی‌های مهم و تأثیرگذار بر رفتار دماغه مخروطی در جریان مافوق صوت، نتایج استفاده از دیسک‌های چند ردیفه و تأثیر آن‌ها بر بهبود رفتار این دماغه است. از آنجایی‌که یک دماغه مخروطی به علت داشتن نوک تیز در حالت‌های پروازی نیروی پسای کم اما گرمای آیرودینامیکی زیادی تولید می‌کند؛ استفاده از آن در سرعت‌هایی با ماخ بالا مشکل‌زا می‌باشد. شریعتی و همکارش [۸] به مقایسه آیرودینامیکی دماغه‌های مافوق صوت مخروطی ساده و همراه با دیسک‌های چند ردیفه پرداخته‌اند. آن‌ها با تغییرات جدیدی که با استفاده از اضافه کردن دیسک‌های چند ردیفه در طراحی این دماغه مخروطی صورت دادند به این دماغه اجازه می‌دهند تا علاوه بر حفظ ماهیت خود برای تولید نیروی پسای کم، گرمای آیرودینامیکی بالای تولید شده را نیز به صورت مؤثری کاهش دهد. آن‌ها دریافتند که استفاده از ۱۲ عدد دیسک موجب کاهش حدود ۳۰ درصدی در ضریب نیروی پسا نسبت به دماغه مرجع بدون دیسک و کاهش قابل ملاحظه‌ای در دمای استاتیکی تولیدشده روی سطح دماغه می‌شود و این نوع دماغه ویژگی‌های آیرودینامیکی خود را برای استفاده در سرعت‌های بالا بهبود بخشیده و می‌توان امکان استفاده دوباره از این نوع دماغه به جای دماغه مخروطی محض را مطرح نمود [۸].

در پژوهش انجام شده به بررسی عددی جریان حول موشک مورد بررسی، به منظور تخمین نیروها، گشتاور پیچشی، پدیده‌های جریان اطراف بدنه، و گرمایش نوک موشک در شرایط پروازی با نرم‌افزار فلوئنت پرداخته شده است. علاوه بر این هدف دیگر این تحقیق ایجاد بانک اطلاعاتی برای موشک مورد بررسی در شرایط پروازی مختلف بوده است.

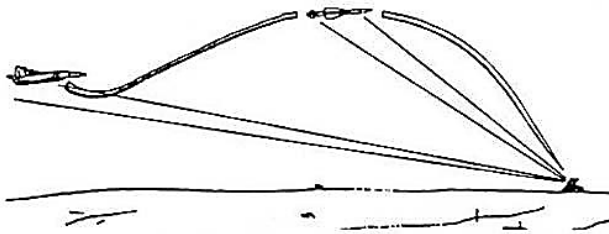
موشک مورد بررسی یک موشک هوا به سطح ضد می‌باشد که مأموریت اصلی آن، انهدام و مقابله با پدافندهای هوایی پیشرفته دشمن است که عملکرد آن به صورت قفل پس از پرتاب می‌باشد. این موشک دارای طول ۴/۸ متر، قطر ۳۸۰ میلی‌متر و دهانه بال ۱/۱۷ متر است و برد آن از ۴۰ تا ۲۰۰ کیلومتر متغیر بوده که این عامل به ارتفاع رهاسازی موشک بستگی

عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

دارد. هر چه ارتفاع رهاسازی بیشتر باشد، برد این موشک نیز افزایش پیدا می‌کند. سامانه هدایت موشک تا میانه مسیر بر عهده سیستم هدایت داخلی و در فاز پایانی بر عهده رادار غیرفعال تعبیه شده در دماغه موشک است و حداکثر سرعت آن به حدود $3/6$ ماخ می‌رسد. پیکربندی موشک مورد بررسی از یک بدنه استوانه‌ای به طول $4/8$ متر تشکیل شده است که دارای نوک تانژانت اوجایو در دماغه، چهار بال در میانه و ۴ بالک در انتهای موشک است که طرح سه نمای آن در شکل ۱ نشان داده شده است. در یک نمونه از پروفایل پروازی، موشک به وسیله سامانه هدایت اینرسیایی مسیری نیمه بالستیک را طی کرده و پس از نزدیکی به رادار، از طریق سامانه غیرفعال ضد رادار، هدف را می‌یابد. در شکل ۲ نمونه‌ای از پروفایل پروازی این موشک نمایش داده شده است [۹].



شکل ۱: طرح ۳ نمای موشک هوا به سطح مورد بررسی

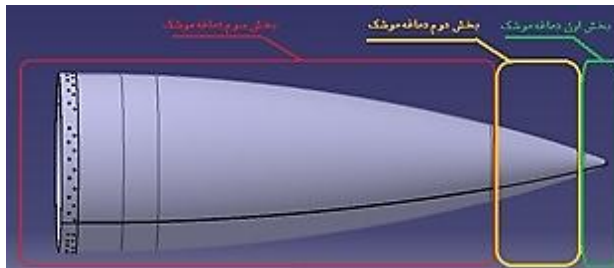


شکل ۲: شماتیک پروفایل پروازی موشک مورد بررسی [۲].

در روند طراحی موشک‌های تاکتیکی، شکل دماغه تقریباً مهم‌ترین عامل به شمار می‌رود. اگر آیرودینامیک دماغه به عنوان یک پارامتر جداگانه در طراحی موشک در نظر گرفته شود، بدون شک مهم‌ترین پارامتر خواهد بود. رایج‌ترین اشکال دماغه عبارتند از: دماغه‌های مخروطی، دماغه‌های پخ، و دماغه‌های اوجایو [۱۰]. هندسه دماغه هر موشک، بر اساس مأموریت عملیاتی آن تعیین می‌شود. عوامل مؤثر بر انتخاب شکل نوک (دماغه) موشک را می‌توان به دو دسته کاربردی و آیرودینامیکی تقسیم کرد [۱۱]. معمولاً اگر نوک موشک

کاربرد خاصی (از جمله رادار، فیوز، جستجوگر نوری و ...) نداشته باشد، طراحی آن بر اساس محدودیت‌های آیرودینامیکی انجام خواهد شد. در مورد موشک مورد بررسی و انواع مشابه آن، این طراحی بیشتر بر مبنای آیرودینامیک موشک انجام گرفته است و نوک این موشک با توجه به شکل مخروط با نسبت منظری بالا و شعاع نوک کوچک، یکی از مناسب‌ترین اشکال آیرودینامیکی می‌باشد.

در این تحقیق، به منظور به دست آوردن هندسه دقیق دماغه موشک، از دستگاه اندازه‌گیری مختصات (سی‌ام ام)^۱ استفاده شده است. در هندسه سی‌ام ام شده، قسمت دماغه موشک از ۳ بخش تشکیل شده است که نمایی از پیکربندی بخش دماغه موشک در شکل ۳ نمایش داده شده است. نکته قابل توجه در این پیکربندی، طراحی و ساخت شعاع تاثرانت اوجایو دماغه است که باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی موشک و همچنین کاهش نیروی پسا آن می‌شود. طراحی شعاع پخی دماغه که از تداخل یک دایره با یک منحنی اوجایو بوجود می‌آید، اثر بسیار زیادی بر کاهش پسا دارد [۱۱]. افزایش شعاع پخی و کاهش طول اوجایو، باعث افزایش پسا و بالعکس افزایش طول اوجایو و کاهش شعاع پخی باعث کاهش نیروی پسا خواهد شد. نکته دیگری که در طراحی نوک موشک باید مورد توجه قرار داد، اهمیت هندسه نوک موشک بر گرمایش آیرودینامیکی است [۱۰ و ۱۲]. نوک موشک معمولاً در سرعت‌های متناسب با اعداد ماخ بالا، دچار افزایش دما خواهد شد [۱۰]، به طوری که در اعداد ماخ بالای ۲، حتی احتمال آسیب دیدن بدنه موشک در اثر افزایش دما و تنش‌های حرارتی وجود دارد [۱۳].



شکل ۳: نمایی از پیکربندی و ابعاد دماغه موشک

۲- محاسبات عددی

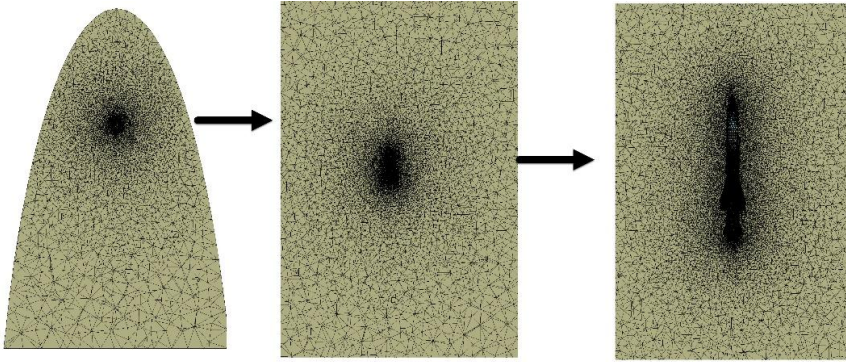
¹ Coordinate Measurement Machine

عنوان تحلیل آبرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

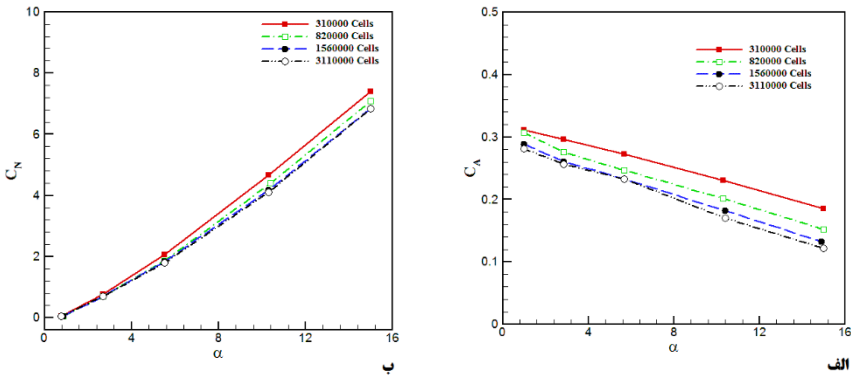
با توجه به اهمیت گرمایش در رژیم پروازی موشک هوا به سطح مورد بررسی، نوک این موشک در عدد ماخ $3/7$ که اندکی بیشتر از بیشترین سرعت این موشک است، در شرایط سطح دریا، با یک شبکه با سازمان مورد بررسی قرار گرفته است. دلیل استفاده از شبکه با سازمان، مرور تحقیقات پیشین در این زمینه است که صحت توزیع دمای به دست آمده با شبکه بی سازمان را زیر سؤال می برد [۱۴ و ۱۵]. داده های مربوط به توزیع دما که از تحلیل عددی بر روی شبکه با سازمان به دست آمده است، مرجع اصلی پیش بینی گرمایش موشک هستند و برای مثال، حداکثر دمای محاسبه شده با شبکه با سازمان دارای اهمیت کاربردی و طراحی می باشد. هندسه بدنه موشک با استفاده از اطلاعات هندسی موجود و با استفاده از نوک به دست آمده از اسکن سه بعدی در نرم افزار طراحی کامپیوتری بازسازی شده است. روند استقلال از شبکه، و پارامترهای تحلیل عددی، بر مبنای تجربه نگرانندگان انجام گرفته است. مطالب اصلی بیان شده در این بخش باید شامل تعریف طرح مسئله، مفاهیم مورد نیاز، روش های الگوسازی نظری یا تجربی و راه حل های ارائه شده باشد. در صورت استفاده از شکل ها، جدول ها و رابطه های ریاضی بکاررفته در مقاله، باید در متن مقاله به آن ها ارجاع داده شود.

۲-۱- شبکه تشکیل شده

به منظور بررسی ضرایب نیرو، یک میدان محاسبات جریان در اطراف هندسه موشک در نظر گرفته شد که در شکل ۴ نمایش داده شده است. دامنه جریان در اطراف موشک، با توجه به تجربیات پیشین و همچنین موارد توصیه شده در استانداردها و مقالات علمی [۳-۶]، به نحوی انتخاب شده است که با توجه به سهموی بودن معادلات در اعداد ماخ بالا، خطای شرایط مرزی بر روی پاسخ به دست آمده از حل عددی قابل صرف نظر باشد. مرزهای دامنه حل عددی در جهت جریان در حدود ۴۰ برابر طول موشک گسترش یافته است. تراکم سلول ها در اطراف موشک، با توجه به بزرگ تر بودن گرادیان های جریان در این ناحیه، به میزان قابل توجهی بیشتر از نقاط دوردست در میدان حل است. در این میدان حل، با استفاده از ضریب افزایش طول سلول ها، یک بررسی استقلال از شبکه، با شبکه هایی دارای ۳۱۰ هزار سلول تا ۳/۱ میلیون سلول انجام گرفته است. روند تغییرات نیروهای محوری و عمودی در شکل ۵ آورده شده است. با توجه به اختلاف کمتر از ۳ درصد مشاهده شده بین ضرایب نیرو در شبکه های دارای ۱/۵۶ میلیون سلول و ۳/۱۱ میلیون سلول و همچنین مشاهده همگرایی در نمودارها با افزایش تعداد سلول های شبکه، شبکه دارای ۱/۵۶ میلیون سلول برای بررسی ضرایب نیرو و گشتاور انتخاب شده است.



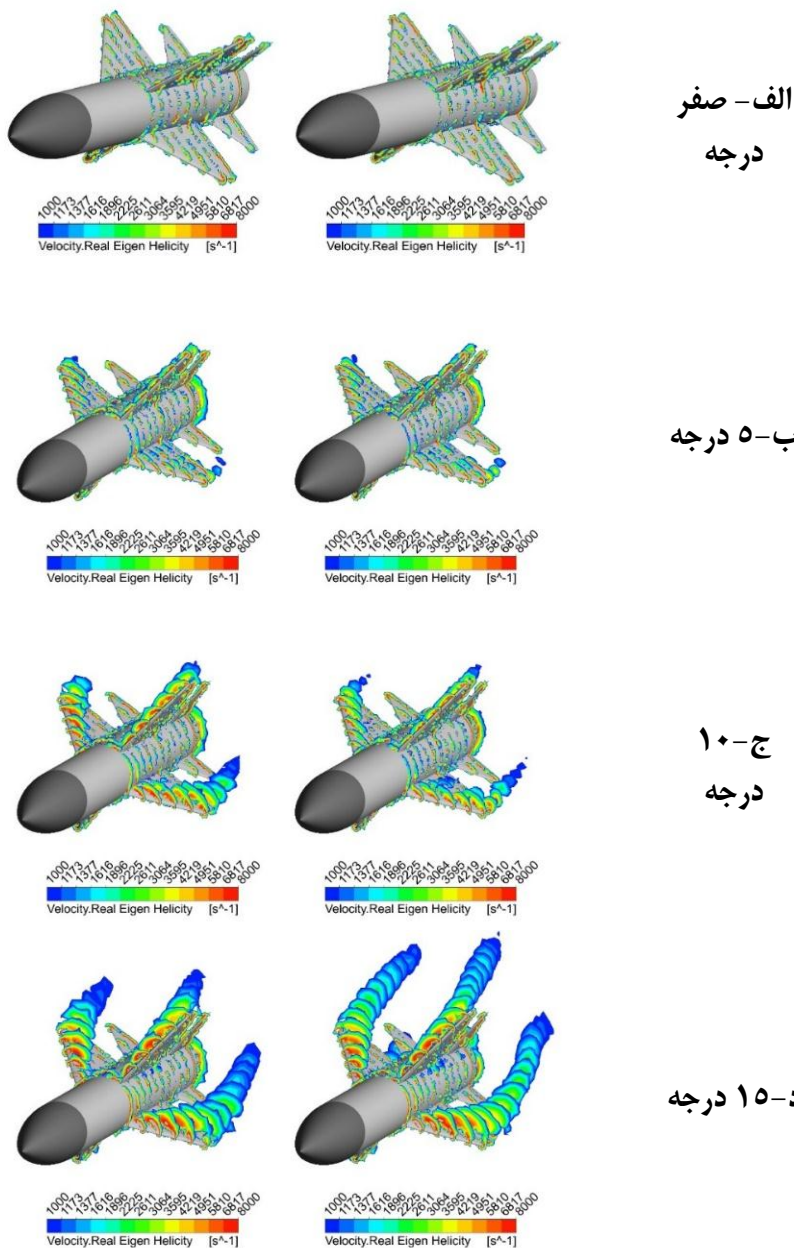
شکل ۴: شبکه تشکیل شده در اطراف موشک و نمایش میزان تراکم سلول‌ها



شکل ۵: تغییرات ضریب نیروی محوری (الف) و عمودی (ب) با افزایش تعداد سلول‌های شبکه

شبکه دارای ۳/۱۱ میلیون سلول، در فاصله‌های نزدیک به موشک، به‌طور قابل ملاحظه‌ای متراکم شده است و تغییرات اندک ضرایب نیرو با این میزان تغییر در تراکم شبکه نشانگر استقلال حل از شبکه است. به‌منظور بررسی اثرات افزایش سلول‌های شبکه، مقایسه‌ای میان ساختارهای گردابه‌ای روی بالک‌های موشک، در عدد ماخ ۰/۸ و زوایای حمله مختلف انجام شده است. با استفاده از خطوط هم‌تراز هلیسیتی، می‌توان ساختارهای گردابه‌ای را در جریان‌های سرعت بالا مشخص کرد. این ساختارها با افزایش زاویه حمله و افزایش قدرت گردابه‌های سمت مکش بالک‌ها، بزرگ‌تر خواهند شد [۱۶].

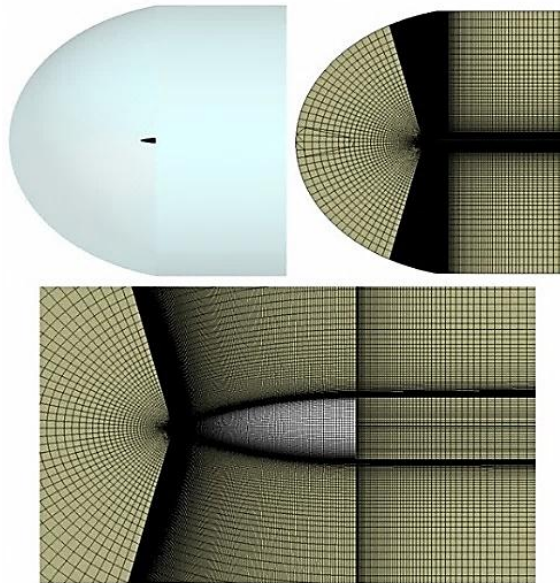
عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی



شکل ۷: ساختارهای گردابه‌ای در اطراف بالک‌های موشک، عدد ماخ $0.8+$ و در زوایای حمله مختلف، سمت راست شبکه با $3/5$ میلیون سلول، سمت چپ با تراکم $1/5$ میلیون سلول

در شکل ۷، این ساختارها در شبیه‌سازی‌های انجام‌شده با هر دو شبکه $1/5$ و $3/1$ میلیون سلولی مقایسه شده است. در زوایای حمله کمتر از 15° درجه، ساختارهای جریان نیز همخوانی بسیار خوبی دارند و تنها در زاویه حمله 15° درجه، تفاوتی میان ساختارهای جریان با استفاده از شبکه‌های مختلف مشاهده می‌شود.

با توجه به دقت کم شبیه‌سازی‌های عددی بر روی شبکه بی‌سازمان در تخمین توزیع دما [۱۷] و حل معادله انرژی و پرواز موشک با عدد ماخ $3/6$ و اهمیت گرمایش آیرودینامیکی در این شرایط پروازی، یک شبکه با سازمان دارای $3/7$ میلیون سلول 6 وجهی حول نوک موشک تشکیل شده است. در شکل ۸، نماهایی از این شبکه برای تحلیل گرمایش آیرودینامیکی جریان حول نوک موشک در شرایط پروازی عدد ماخ $3/7$ آورده شده است.



شکل ۸: میدان و ساختار شبکه با سازمان تشکیل‌شده در اطراف نوک موشک مورد بررسی

۲-۲- پارامترهای تحلیل عددی

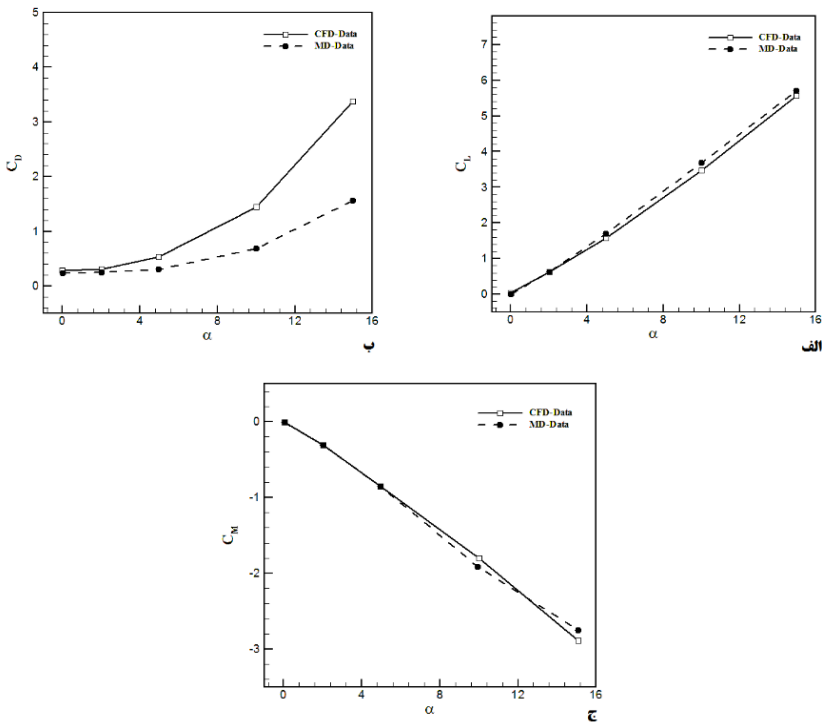
پارامترهای استفاده‌شده در تحلیل عددی جریان در جدول ۱ ارائه شده است. همچنین معیار همگرایی، کاهش باقیمانده‌ها به کمتر از 10^{-3} و ثابت شدن ضرایب آیرودینامیکی در بیشتر از 100 تکرار قرار گرفته است.

عنوان تحلیل آبرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

پارامتر تحلیل عددی	نوع/ اندازه
نوع حلگر	سه بعدی - چگالی مینا- پایا-ضمنی
شار عددی	AUSM
روش عددی	2nd Order Upwind
شرایط مرزی	Pressure Farfield-Wall
مدل آشفتگی	k- ω SST
عدد کورانت	> 0.5
فشار مرجع	.

۲-۳- اعتبار سنجی حل عددی انجام شده

به منظور سنجش میزان همخوانی دو روش عددی و نیمه تجربی MD و همچنین اعتبارسنجی نتایج، در شکل ۹ به ترتیب ضرایب نیروی برآ (الف)، پسا (ب) و گشتاور پیچشی (ج) در عدد ماخ ۰/۵ در زوایای حمله مختلف آورده شده و نتایج حاصل با هم مقایسه شده‌اند. همخوانی خوب نتایج به خصوص در زوایای حمله پایین نشان دهنده درصد خطای پایین محاسبات است. در شکل ۹ (ب) مشاهده می‌گردد که ضرایب نیروی پسا با استفاده از کد نیمه تجربی MD پیش‌بینی کمتری را نشان می‌دهد که به این اختلاف (پیش‌بینی کمتر ضریب نیروی پسا در کد MD) در کتب مرجع و راهنمای نرم‌افزار [۱۸] نیز اشاره شده است. روند پیش‌گفته برای اعداد ماخ ۰/۸، ۱/۲، ۲/۵ و ۳/۵ نیز همانند عدد ماخ قبلی انجام گرفت که همخوانی خوب نتایج به خصوص در زوایای حمله پایین، نشان دهنده درصد پایین خطای محاسبات است.



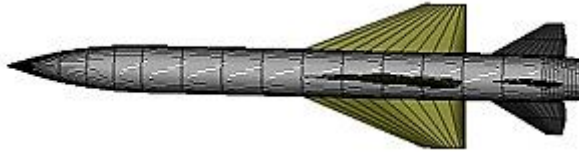
شکل ۹: مقایسه نتایج حل عددی با MD برای (الف) تغییرات ضرایب برآ، (ب) ضریب پسا و (ج) ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۵

۳- نتایج مربوط به محاسبات نیرو و گشتاور

در این بخش، نتایج در قالب تغییرات ضرایب نیروهای محوری و عمودی (نسبت به راستای طولی موشک) و همچنین گشتاور پیچشی حول مرکز جرم موشک ارائه شده است. بالک‌های موشک مورد بررسی دارای مساحت قابل توجهی هستند که اهمیت نیروهای لزج در این موشک را در مقایسه با بسیاری از موشک‌های دیگر افزایش می‌دهد. به این دلیل، نیروی محوری وارد بر موشک به‌طور تفکیک‌شده بین نیروهای لزج (نیروهای ناشی از تنش برشی بر روی بدنه) و نیروهای فشاری (نیروهای ناشی از توزیع تنش فشاری بر روی بدنه) محاسبه شده است. از آنجاکه در این تحقیق تنها اثر زوایای حمله مختلف بررسی شده است، بنابراین فقط گشتاور پیچشی مورد بررسی قرار گرفته است و گشتاور موشک حول مرکز جرم موشک سنجیده شده است. به دلیل نزدیکی مرکز فشار، مرکز آیرودینامیکی و مرکز جرم در این موشک، مقادیر گشتاور حول مرکز جرم بسیار کوچک خواهد بود که به‌منظور اجتناب از خطای عددی و حذف اعشار در مقادیر این گشتاور، گشتاور پیچشی حول نوک موشک ارائه

عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

شده است. به منظور اعتبارسنجی و همچنین مقایسه نتایج تحلیل عددی با کدهای نیمه تجربی، موشک موصوف در نرم افزار^۱ MD نیز مدل سازی و تحلیل شده است [۱۸]. در شکل ۱۰، پیکربندی موشک مستخرج از خروجی نرم افزار MD ترسیم شده است.



شکل ۱۰: هندسه پنبندی موشک با استفاده از خروجی MD

برای موشک موصوف، ضریب نیروی محوری^۲ (C_A)، ضریب نیروی عمودی^۳ (C_N) و همچنین گشتاور پیچشی در اعداد ماخ ۰/۳، ۰/۵، ۰/۶، ۰/۸، ۰/۹، ۱/۲، ۲، ۲/۵، ۳ و ۳/۵ و برای زوایای حمله مختلف از ۵- درجه تا ۲۰ درجه نیز محاسبه شده است که به منظور اجتناب از تعدد نمودارها در نمایش روند تغییرات ضرایب نیروی عمودی و محوری و همچنین ضریب گشتاور پیچشی، صرفاً تغییرات این ضرایب در اعداد ماخ ۰/۵، ۰/۸ و ۱/۲ و ۲ در جداول ۲ تا ۵ آورده شده است. با مطالعه این جداول مشاهده گردید که محدوده تغییرات ضریب نیروی عمودی در زوایای حمله صفر تا ۲۰ درجه، بین مقدار صفر تا ۱۱/۸۵۴۵ (در عدد ماخ ۱/۲) قرار داشته و به صورت صعودی می باشد. این افزایش مقدار ضریب نیروی عمودی در بین اعداد ماخ مورد بررسی، در سرعت ۱/۲ ماخ به حداکثر مقدار خود رسیده است که به دلیل ماهیت ناپایایی جریان و امواج ضربه‌ای تشکیل شده روی بدنه در محدوده گذر صوتی است. همچنین ضریب نیروی محوری در زوایای حمله مورد بررسی، تا مقدار ۰/۳۹۵۷ در زاویه حمله صفر درجه در سرعت ۱/۲ ماخ که محدوده گذر صوتی می باشد، افزایش نشان می دهد. مقدار این ضریب در سرعت های مافوق صوت به طور تقریبی حدود ۰/۳ است که از مقادیر این ضریب در سرعت های مادون صوت بیشتر بوده و این افزایش به دلیل تشکیل امواج ضربه‌ای در دماغه موشک بوجود می آید. ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم موشک نیز در زوایای حمله صفر تا ۲۵ درجه، بین مقدار صفر تا ۰/۵ متغیر می باشد که مقدار این گشتاور در سرعت های مافوق صوت کمتر از مقادیر متناظر آن در سرعت های مادون صوت است. همچنین یکسان بودن متناظر مقادیر ضرایب نیروی عمودی

¹ Missile Datcom

² Axial force Coefficient

³ Normal Force Coefficient

و نیروی محوری و گشتاور پیچشی در زوایای حمله ۵- و ۲- با زوایای ۵ و ۲ نشان‌دهنده تقارن موشک است.

جدول ۲ ضرایب نیرو و گشتاور پیچشی حول مرکز ثقل موشک در عدد ماخ ۰/۵

α	C_N	C_A	C_m
-5	-1.7044	0.1609	-0.0881
-2	-0.6241	0.2115	-0.0286
0	0	0.2216	0
2	0.6241	0.2115	0.0286
5	1.7044	0.1609	0.0881
10	3.7651	0.0242	0.2297
15	5.9012	0.0364	0.3618
20	8.2615	0.0038	0.4885

جدول ۳ ضرایب نیرو و گشتاور پیچشی حول مرکز ثقل موشک در عدد ماخ ۰/۸

α	C_N	C_A	C_m
-5	-1.7702	0.145	-0.0846
-2	-0.6559	0.1965	-0.0277
0	0	0.2067	0
2	0.6559	0.1965	0.0277
5	1.7702	0.145	0.0846
10	3.8562	0.0042	0.2207
15	6.0088	0.0131	0.3414
20	8.4684	-0.027	0.4523
25	11.3851	-0.0889	0.5494

جدول ۴ ضرایب نیرو و گشتاور پیچشی حول مرکز ثقل موشک در عدد ماخ ۱/۲

α	C_N	C_A	C_m
----------	-------	-------	-------

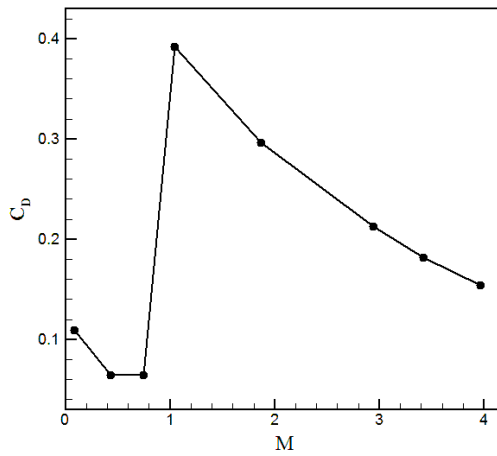
عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

-5	-1.7478	0.3937	-0.0538
-2	-0.6574	0.3954	-0.0176
0	0	0.3957	0
2	0.6574	0.3954	0.0176
5	1.7478	0.3937	0.0538
10	3.7637	0.3875	0.1427
15	5.9103	0.3773	0.232
20	8.4911	0.3636	0.3145
25	11.8545	0.3467	0.4277

جدول ۵ ضرایب نیرو و ممان پیششی حول مرکز ثقل موشک در عدد ماخ ۲

α	C_N	C_A	C_m
-5	-1.7356	0.34	-0.042
-2	-0.6579	0.3415	-0.0151
0	0	0.3418	0
2	0.6579	0.3415	0.0151
5	1.7356	0.34	0.042
10	3.7417	0.3346	0.1158
15	5.8005	0.3258	0.2548
20	8.0153	0.3138	0.3986
25	10.4656	0.2991	0.5

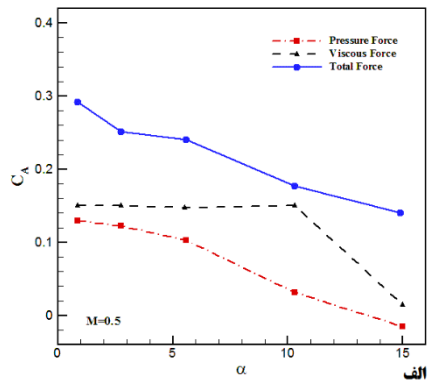
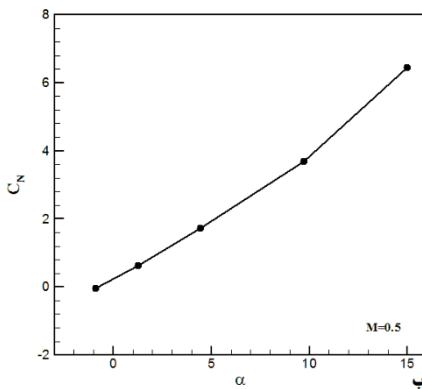
در شکل ۱۱، نتایج به دست آمده برای ضریب پسا از نرم افزار MD در زاویه حمله صفر درجه و در اعداد ماخ مختلف نشان داده شده است. عبور از محدوده گذر صوتی که با تشکیل امواج ضربه‌ای بر روی بدنه همراه می‌باشد، سبب افزایش شدید ضریب پسا در سرعت‌های نزدیک عدد ماخ یک تا ۱/۲ می‌شود که در نمودار قابل مشاهده است.



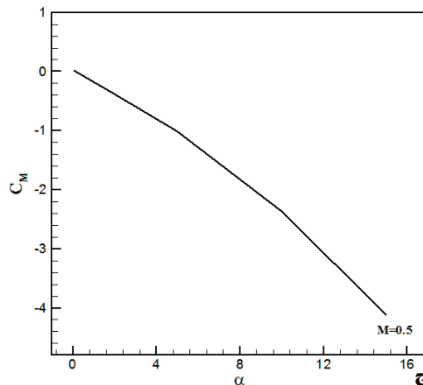
شکل ۱۱: تغییرات ضریب پسا موشک مورد بررسی بر حسب عدد ماخ

۴- نتایج و بحث

در شکل ۱۲، تغییرات ضرایب نیروهای محوری و عمودی و همچنین ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۵ نمایش داده شده است.



عنوان تحلیل آبرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی



شکل ۱۲: تغییرات ضریب نیرو برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۵

الف- تغییرات ضریب نیروی افقی در راستای محور افقی موشک ب- تغییرات ضریب نیروی عمود بر محور موشک ج- تغییرات ممان پیچشی حول نوک موشک

در این نمودار، نیروی فشاری و نیروی لزجی آورده شده است. ضریب نیروی لزج از انتگرال تنش‌های برشی (تنش برشی مماس بر سطح) بر روی تمام موشک به دست می‌آید که ناشی از ویسکوزیته جریان و گرادیان سرعت عمود بر سطح در لایه مرزی می‌باشد. شبیه‌سازی صحیح این تنش نیازمند دقت در استفاده از تابع دیواره در نزدیکی سطح و انتخاب مدل توربولانسی مناسب است. انتظار می‌رود که با افزایش عدد رینولدز، نسبت نیروهای لزج به نیروهای فشاری کاهش یابد. با توجه به افزایش عدد رینولدز با عدد ماخ، در اعداد ماخ بالاتر، نیروهای تنش برشی نسبت به نیروهای ویسکوز (نیروی فشاری به نیروی لزج) افزایش می‌یابند. همچنین روند کاهش تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول نوک محور موشک با افزایش زاویه حمله مشهود بوده که پایداری آن در زوایای حمله مختلف را نشان می‌دهد. این تحلیل و رسم نمودارها برای اعداد ماخ ۰/۸، ۱/۲، ۲/۵ و ۳/۵ هم انجام گرفت و مشاهده گردید که با افزایش عدد رینولدز، نسبت نیروهای لزج به نیروهای فشاری کاهش یافت. ضرایب نیرو به صورت ضریب نیروی عمودی به طور مجزا (نیروی فشاری: Ca-pressure، نیروی لزج: Ca-viscous و کل: Ca)، ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم موشک (Cm-cg) و ضریب گشتاور پیچشی حول نوک موشک (Cm-x=0)، در اعداد ماخ ۱/۲، ۲/۵ و ۳/۵ در زوایای حمله مختلف مستخرج از حل عددی انجام شده به ترتیب در جداول ۶ تا ۸ ارائه شده است.

جدول ۶ ضرایب نیرو و گشتاور پیچشی در عدد ماخ ۱/۲ از حل عددی

α	$C_{a\text{-pressure}}$	$C_{a\text{-viscous}}$	C_a	C_n	$C_{m\text{-cg}}$	$C_{m\text{-x}=0}$
0	0.461	0.121	0.582	-0.0001	0.0003	0.0008
2	0.446	0.119	0.565	0.72	0.0225	-0.4339
5	0.428	0.118	0.547	1.877	0.0407	-1.1499
10	0.403	0.119	0.522	4.304	0.0036	-2.7269
15	0.395	0.117	0.512	7.047	0.0667	-4.5369

جدول ۷ ضرایب نیرو و گشتاور پیچشی در عدد ماخ ۲/۵ از حل عددی

α	$C_{a\text{-pressure}}$	$C_{a\text{-viscous}}$	C_a	C_n	$C_{m\text{-cg}}$	$C_{m\text{-x}=0}$
0	0.324	0.113	0.437	0.002	0.0003	0.0011
2	0.279	0.09	0.369	0.676	0.0036	-0.4322
5	0.293	0.09	0.383	1.72	0.0068	-1.095
10	0.295	0.088	0.383	3.574	0.0105	-2.2569
15	0.304	0.085	0.389	5.657	0.0559	-3.533

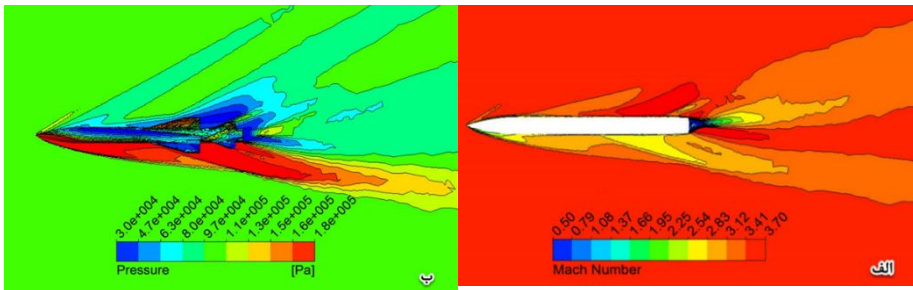
جدول ۸ ضرایب نیرو و گشتاور پیچشی در عدد ماخ ۳/۵ از حل عددی

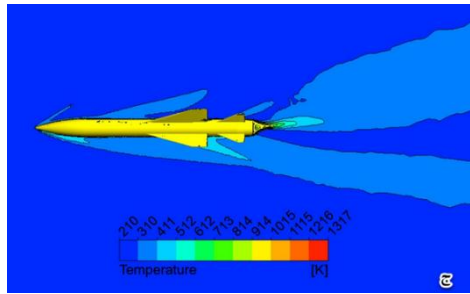
α	$C_{a\text{-pressure}}$	$C_{a\text{-viscous}}$	C_a	C_n	$C_{m\text{-cg}}$	$C_{m\text{-x}=0}$
0	0.233	0.074	0.308	0	-0.0003	0.0004
2	0.233	0.074	0.307	0.507	0.0122	-0.3091
5	0.232	0.075	0.307	1.411	0.0182	-0.8755
10	0.239	0.074	0.313	2.937	0.0591	-1.8039
15	0.25	0.075	0.325	4.726	0.1077	-2.8904

خطوط هم‌تراز فشار و دما حول موشک موصوف در عدد ماخ ۳/۵ و در زاویه حمله ۱۵ درجه (به‌عنوان نمونه) در شکل ۱۳ آورده شده‌اند. در Error! Reference source not found. خطوط هم‌تراز عدد ماخ حول موشک نشان داده شده است. همانطوری که مشاهده می‌شود حداکثر عدد ماخ در بخش انتهایی نوک موشک و اطراف بدنه در نزدیکی بال و بالک موشک به مقدار ۳/۷ ماخ رخ داده است و این خطوط تقارن خود را به دلیل وجود زاویه حمله از دست داده‌اند. با توجه به اینکه عدد ماخ سرعت جریان ۳/۵ است، بنابراین در زاویه حمله ۱۵ درجه (بالاترین زاویه مورد بررسی)، افزایش عدد ماخ در اطراف بال بیشتر نسبت به زوایای حمله پایین‌تر گسترش بیشتری یافته است. خطوط هم‌تراز فشار حول موشک در شکل ۱۳ (ب-۱۳) آورده شده است. همانطوری که از این شکل پیداست، حداکثر فشار در نوک

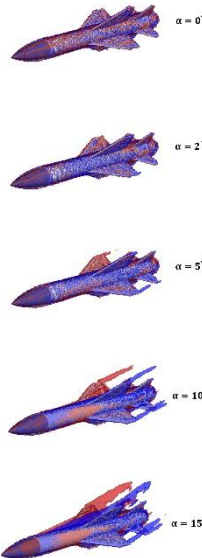
عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

موشک و به مقدار ۱۸۰ کیلو پاسکال است. همچنین با افزایش زاویه حمله، تقارن توزیع فشار نیز به سمت پایین متمایل می‌شود و ناحیه زیر موشک نسبت به ناحیه بالایی، پرفشارتر می‌گردد. در شکل (۱۳-ج) نیز خطوط هم‌تراز دما حول موشک آورده شده است. با بررسی خطوط هم‌تراز دما نیز مشاهده گردید که حداکثر دما در نوک موشک و لبه حمله بال و بالک دارای مقدار ۱۳۱۷ درجه کلوین به وجود می‌آید که با افزایش زاویه حمله، توزیع دما مقداری متمایل به پایین می‌شود. ذکر این نکته ضروری است که تحلیل‌هایی که تاکنون انجام گرفته، با استفاده از شبکه بی‌سازمان بوده که برای بررسی و تجزیه و تحلیل نیروها و بارگذاری آیرودینامیکی روی موشک مناسب بوده اما برای تحلیل گرمایش و انتقال حرارت دقیق مطلوب نیست [۱۷] و تحلیل دقیق نیازمند شبکه‌بندی با سازمان می‌باشد که یک نمونه از آن (در بیشترین سرعت موشک و با لحاظ ضریب اطمینان) ارائه شده است. شکل ۱۴ گردابه‌های نوک بالک‌ها و اطراف بدنه موشک را در عدد ماخ جریان آزاد ۳/۵ و در زوایای حمله صفر، ۲، ۵، ۱۰ و ۱۵ درجه نشان می‌دهد. در زاویه حمله صفر درجه یک جریان پتانسیل بر روی بدنه موشک و سطوح بال‌ها و بالک‌ها دیده می‌شود. در زاویه حمله ۲ درجه گردابه‌های نوک بال بر روی سطح بال‌ها و بالک‌ها شروع به شکل‌گیری می‌نمایند که با افزایش زاویه حمله این گردابه‌ها قوی‌تر شده و مساحت بیشتری از سطح بال و بالک‌ها را در برمی‌گیرند. در زاویه حمله ۱۰ درجه، دنباله ناشی از گردابه‌های نوک بال از روی بالک‌های کنترلی عبور می‌کنند. در این زاویه گردابه ناشی از بدنه نیز شروع به شکل‌گیری می‌نماید. با افزایش زاویه حمله (۱۵ درجه)، گردابه ناشی از بدنه نیز رشد کرده و سطح بیشتری از بال و بالک‌های کنترلی را تحت تأثیر خود قرار می‌دهد. همچنین در این زاویه نیز گردابه‌های نوک بال و دنباله ناشی از آن‌ها بزرگ‌تر شده‌اند.





شکل ۱۳: خطوط هم‌تراز ماخ، فشار و دما حول موشک در عدد ماخ ۳/۵ و در زاویه حمله ۱۵ درجه



شکل ۱۴: آشکارسازی گردابه‌های نوک بالک‌ها و ساختارهای گردابه‌ای اطراف بدنه در عدد ماخ

3/5

۵- تحلیل گرمایش نوک موشک در شرایط بحرانی

با توجه به شرایط عملیاتی موشک مورد بررسی که شامل پرواز در عدد ماخ ۳/۶ می‌شود، بررسی گرمایش این موشک به‌ویژه در نوک آن بسیار مهم خواهد بود. به‌منظور بررسی دقیق گرمایش آیرودینامیکی، استفاده از شبکه‌بندی مناسب، به‌طور ویژه شبکه با توانمندی شبیه‌سازی لایه‌مرزی ضروری است [۱۷]. شبکه با سازمان تولیدشده حول نوک موشک در

عنوان تحلیل آبرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

بخش پیشین معرفی شد (شکل ۸). در این بخش، نتایج اولیه بررسی گرمایش موشک، در سخت‌ترین شرایط گرمایشی (پرواز در عدد ماخ $3/7$ و ارتفاع سطح دریا) ارائه و بررسی شده است. در این شرایط پروازی، مدت زمان پرواز موشک با اعداد ماخ بالاتر از $2/5$ (عدد ماخی که گرمایش اهمیت زیادی می‌یابد) به‌منظور محاسبه شار گرمایی و دما در محفظه نوک موشک مورد نیاز است. در این پژوهش با فرض پرواز نسبتاً طولانی مدت موشک با عدد ماخ $3/7$ ، بیشترین دما و توزیع دما در سخت‌ترین شرایط بر روی نوک موشک بررسی شده است. این موشک با توجه به پرواز با بیشترین عدد ماخ در فاز نهایی عملیات، احتمال قرار گرفتن توأمان در شرایط پرواز با ماخ $3/7$ و زاویه حمله بالا را دارا می‌باشد که با در نظر گرفتن این مسئله، محاسبات گرمایش در سه زاویه حمله صفر، 15° و 30° درجه انجام شده است. زاویه حمله 30° درجه در عمل در این عدد ماخ بسیار سخت‌گیرانه خواهد بود و قرار گرفتن موشک در چنین شرایطی دور از ذهن است، ولی به‌منظور مشخص کردن روند تغییرات توزیع دما با زاویه حمله و شناخت نوع پدیده‌های نامتقارن جریان که باعث تغییر در گرمایش می‌شوند، بررسی این زاویه حمله می‌تواند ارزشمند باشد. در شکل ۱۵، ساختارهای گردابه‌ای در اطراف نوک موشک در شرایط پرواز با عدد ماخ $3/7$ و زاویه حمله صفر درجه ترسیم شده است. با توجه به تقارن جریان در این زاویه حمله، ساختارهای گردابه‌ای به شکل حلقوی در اطراف بدنه وجود دارند و گرمایش آبرودینامیکی تنها تحت تأثیر موج ضربه‌ای ایجادشده در جلوی دماغه و اصطکاک ناشی از لزجت در لایه مرزی خواهد بود. در شکل‌های 16° و 17° که به ترتیب نشان‌دهنده ساختارهای گردابه‌ای در سطوح مکش در زوایای حمله 15° و 30° درجه در عدد ماخ $3/7$ هستند، می‌توان مشاهده کرد که با افزایش زاویه حمله، جریان در اطراف نوک موشک به‌شدت نامتقارن خواهد شد و این گردابه‌ها که در سطح مکش تشکیل می‌شوند، گرمایش را نیز تحت تأثیر قرار خواهند داد به‌طوری‌که افزایش دما در سطح بالایی نوک موشک دیده می‌شود و با افزایش زاویه حمله نواحی دارای دمای بالاتر بر روی سطح بالایی موشک نیز افزایش می‌یابند. توزیع دما بر روی نوک موشک می‌تواند بسیار نامتقارن و دارای نقاط تکیگی شود.

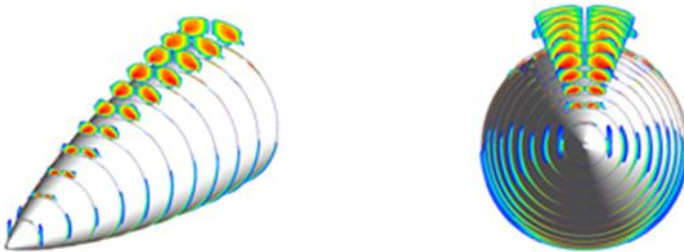


شکل ۱۵: ساختارهای گردابه‌ای اطراف نوک موشک در ماخ $3/7$ و زاویه حمله صفر درجه در سطح

دریا



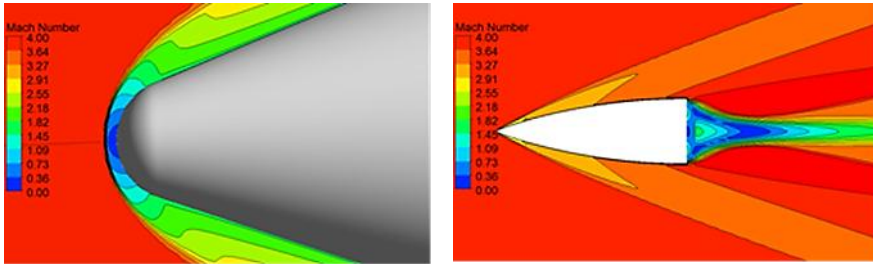
شکل ۱۶: ساختارهای گردابه‌ای اطراف نوک موشک در ماخ $3/7$ و زاویه حمله 15 درجه در سطح دریا



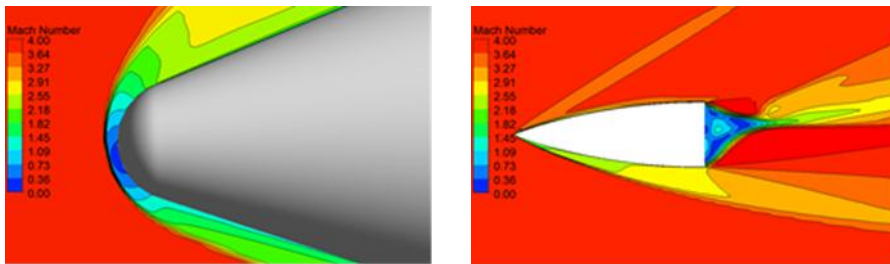
شکل ۱۷: ساختارهای گردابه‌ای اطراف نوک موشک در ماخ $3/7$ و زاویه حمله 30 درجه در سطح دریا

در شکل‌های ۱۸ و ۱۹، خطوط هم‌تراز عدد ماخ و موج ضربه‌ای ایجادشده در نوک موشک به ترتیب در زوایای حمله صفر و 15 درجه ترسیم شده‌اند. این خطوط هم‌تراز میزان گستردگی ناحیه سکون پس از موج ضربه‌ای نوک موشک را مشخص می‌کنند. در این ناحیه، سیال تقریباً متوقف می‌شود و بیشترین میزان تبدیل انرژی جنبشی به انرژی درونی در قالب فشار و دما در همین بخش رخ خواهد داد. همچنین با افزایش زاویه حمله، دنباله ناشی از نوک موشک کوچک‌تر شده و نقطه سکون نیز به قسمت پایین دماغه منتقل می‌گردد. در ضمن با افزایش زاویه حمله، زاویه موج ضربه‌ای شکل‌گرفته در نوک موشک نسبت به بدنه دماغه نیز بیشتر می‌شود و ضخامت موج ضربه‌ای نیز کاهش یافته و به طبع آن مناطق دارای سرعت بیشتر در سطح بالایی دماغه بعد موج ضربه‌ای افزایش می‌یابند.

عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

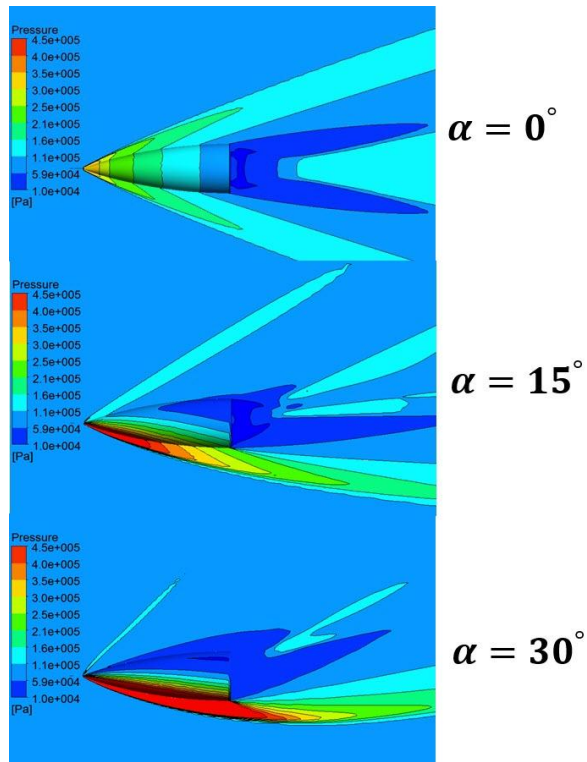


شکل ۱۸: خطوط هم‌تراز عدد ماخ در اطراف و نوک موشک و میزان عقب‌نشینی موج ضربه‌ای در عدد ماخ $3/7$ و زاویه حمله صفر درجه



شکل ۱۹: خطوط هم‌تراز عدد ماخ در اطراف و نوک موشک و میزان عقب‌نشینی موج ضربه‌ای در عدد ماخ $3/7$ و زاویه حمله 15 درجه

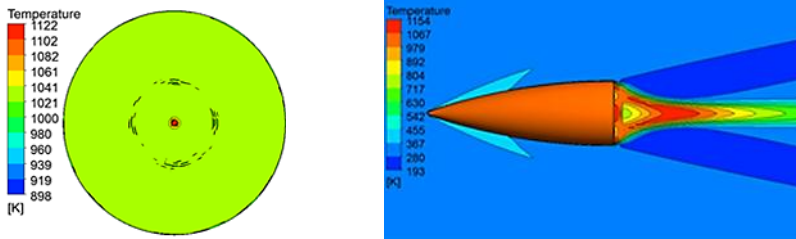
در شکل ۲۰، خطوط هم‌تراز فشار در زاویه‌های حمله مختلف در عدد ماخ $3/7$ در اطراف نوک موشک ترسیم شده است. این خطوط هم‌تراز میزان عدم تقارن جریان در زاویه‌های حمله مختلف را نشان می‌دهند. خطوط هم‌تراز فشار در این عدد ماخ، در مقایسه با خطوط هم‌تراز به‌دست‌آمده از حل جریان حول هندسه کامل موشک با شبکه بی‌سازمان، نشان‌دهنده ضخامت کمتر موج ضربه‌ای و در نتیجه خطای کمتر در محاسبات هستند. این کاهش خطا، به‌طور ویژه خود را در محاسبه دمای جریان در نزدیکی سطح موشک نشان خواهد داد. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه حمله، موج ضربه‌ای در سطح فشار به بدنه نزدیک می‌شود و جریان با فشار و دمای بالا سطح بیشتری از نوک موشک را فرا خواهد گرفت.



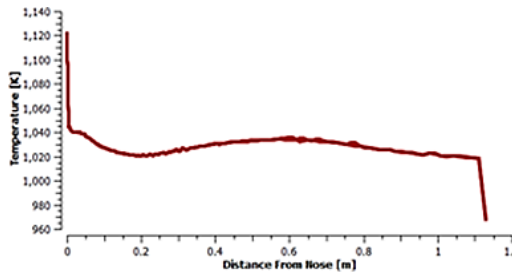
شکل ۲۰: خطوط هم‌تراز فشار در اطراف نوک موشک، در عدد ماخ ۳/۷، زوایای حمله صفر، ۱۵ و ۳۰ درجه

عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

توزیع دما بر روی سطح نوک موشک و در اطراف آن، در زاویه حمله صفر درجه، در شکل ۲۱. **Error! Reference source not found.** با استفاده از خطوط هم‌تراز دما ترسیم شده است. می‌توان مشاهده کرد که ناحیه دارای بالاترین دما، به یک دایره کوچک در نوک موشک محدود شده است و دمای آن از ۱۱۲۲ درجه کلوین فراتر نمی‌رود. نمودار توزیع دما بر روی سطح نوک موشک، بر روی خط تقارن جریان، در شکل ۲۲ ترسیم شده است. کاهش ۱۰۰ درجه‌ای دما بلافاصله پس از ناحیه سکون در این نمودار مشخص است. بیشتر سطح نوک موشک در این تحلیل، در محدوده ۱۰۲۰ درجه کلوین قرار می‌گیرد.

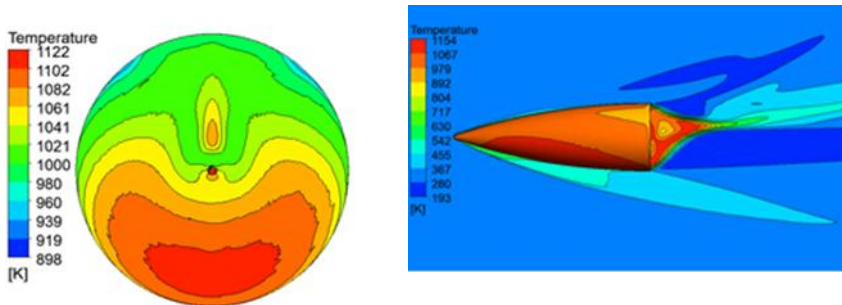


شکل ۲۱: خطوط هم‌تراز دما بر روی دماغه موشک از نمای کنار و روبه‌رو در عدد ماخ ۳/۷، زاویه حمله صفر درجه

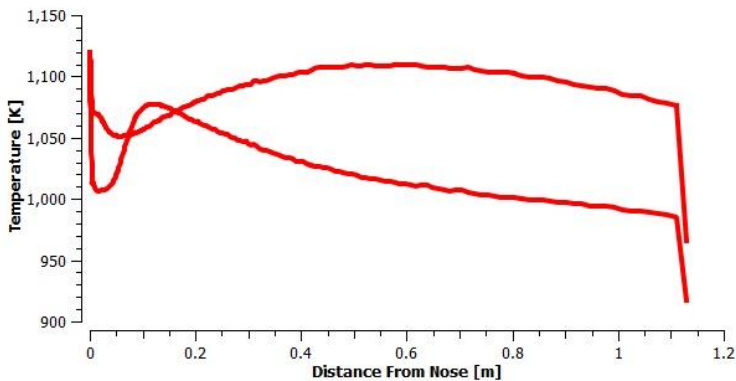


شکل ۲۲: توزیع دما بر روی منحنی تقارن نوک موشک در عدد ماخ ۳/۷، زاویه حمله صفر درجه

در زاویه حمله ۱۵ درجه و عدد ماخ ۳/۷، خطوط هم‌تراز دمای ترسیم‌شده بر روی بدنه و اطراف نوک موشک در شکل ۲۳ نشان‌دهنده گسترش یک ناحیه با دمای بالا در سطح فشار روی نوک موشک هستند. نمودار دمای سطحی در خط تقارن نوک موشک نسبت به جریان در شکل ۲۴. **Error! Reference source not found.** نیز نشان‌دهنده افزایش دما در سطح فشار نسبت به زاویه حمله صفر درجه هستند. البته حداکثر دما همچنان در نوک موشک رخ داده است و تغییر محسوس نداشته است.



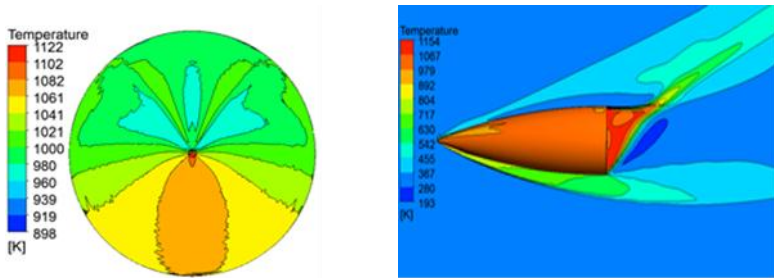
شکل ۲۳: خطوط هم‌تراز دما بر روی دماغه موشک از نمای کنار و روبه‌رو در عدد ماخ ۳/۷، زاویه حمله ۱۵ درجه



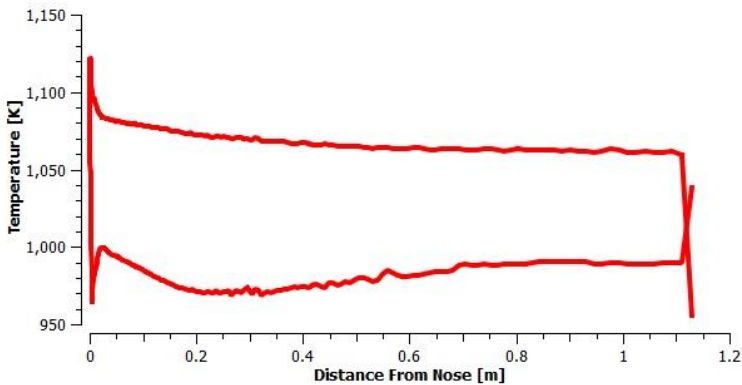
شکل ۲۴: توزیع دما بر روی منحنی تقارن نوک موشک در عدد ماخ ۳/۷، زاویه حمله ۱۵ درجه

خطوط هم‌تراز دمای ترسیم‌شده در شکل‌های ۲۵ و ۲۶، توزیع دمای سطحی و دمای جریان در اطراف موشک را در زاویه حمله ۳۰ درجه در عدد ماخ ۳/۷ نمایش می‌دهند. در این زاویه حمله، دمای سطح فشار نسبت به زاویه حمله ۱۵ درجه کاهش یافته است. این افزایش و کاهش دمای سطح با زاویه حمله، نشان‌دهنده وجود زاویه حمله بحرانی برای توزیع دما و نرخ انتقال حرارت سطحی در نوک موشک است.

عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی



شکل ۲۵: خطوط هم‌تراز دما بر روی دماغه موشک از نمای کنار و روبه‌رو در عدد ماخ $3/7$ ، زاویه حمله 30° درجه



شکل ۲۶: توزیع دما بر روی منحنی تقارن نوک موشک در عدد ماخ $3/7$ ، زاویه حمله 30° درجه

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، جریان حول یک مدل موشک هوا به سطح توسط نرم‌افزار آنسیس فلونت و MD در اعداد ماخ و زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار گرفت. هندسه موشک با استفاده از داده‌های موجود از منابع در دسترس، تشکیل شد. میدان حل و شبکه در اطراف بدنه به‌طور گسترده مورد بررسی قرار گرفته و استقلال حل عددی از شبکه بررسی شد. به‌منظور استخراج ضرایب نیرو، شبکه دارای بیش از $1/5$ میلیون سلول مورد استفاده قرار گرفت. ضرایب نیرویی و گشتاور با استفاده از حل به روش عددی و روش نیمه‌تجربی با استفاده از نرم‌افزار MD استخراج و مورد مقایسه قرار گرفتند. این ضرایب همخوانی مناسبی را میان نتایج دو روش نشان می‌دهند که می‌توان به‌عنوان بخشی از اعتبارسنجی نتایج در نظر گرفت. همخوانی مناسب میان ضرایب نیروی به‌دست‌آمده با روش‌های مختلف، علاوه بر اعتبار بخشی به نتایج

حاصل از حل عددی، نتایج نیمه تجربی را نیز به طور جدی محک زده است. با توجه به همخوانی بسیار مناسب، به ویژه در ضریب نیروی برآ، می توان دید مناسبی نسبت به میزان صحت ضرایب دینامیکی موشک که از همان روش های نیمه تجربی با نرم افزار MD به دست می آیند، پیدا کرد. جریان گرداب های در تمامی سرعت های مورد بررسی بر روی بدنه و سطوح بال و بالک های موشک تشکیل شده اند که با افزایش زاویه حمله، این گردابه ها بزرگ تر شده و مساحت بیشتری از بدنه و سطوح کنترلی را در بر گرفته اند همچنین مشاهده گردید که موشک مورد بررسی در تمامی زوایای حمله دارای پایداری استاتیکی است. در بررسی خطوط هم تراز عدد ماخ و فشار مشاهده شد که نواحی دارای سرعت حداکثر در بخش انتهایی نوک موشک و اطراف بدنه در نزدیکی بال و بالک های کنترلی واقع شده اند که با افزایش سرعت جریان و همچنین زاویه حمله، این نواحی نیز گسترش بیشتری می یابند. به منظور حصول اطمینان از صحت حل های عددی، با آشکارسازی جریان در اطراف بدنه موشک، ساختارهای جریان مورد بررسی قرار گرفت که مورد خاصی که نشانگر وجود خطای چشمگیر در محاسبات باشد، در این بررسی مشاهده نشد.

به منظور کاهش خطای عددی ناشی از شبکه، جریان در سخت ترین شرایط گرمایشی در اطراف نوک موشک با استفاده از یک شبکه با سازمان مورد بررسی قرار گرفت. نتایج به دست آمده با شبکه با سازمان، توزیع دما بر روی سطح موشک را در شرایط پایا نشان دادند که این شرایط معادل پرواز بسیار طولانی مدت موشک با عدد ماخ حداکثر (ماخ ۳/۷) می باشد. دما در چنین شرایطی به محدوده ای می رسد که امکان آسیب رسیدن به سازه های فلزی و کامپوزیتی وجود دارد و نیاز به بررسی انتقال حرارت موشک با توجه به مدت زمان و شرایط پرواز و جنس مواد بدنه ضروری به نظر می رسد. همچنین با مطالعه خطوط هم تراز دما حول موشک مشاهده گردید که نقطه حداکثر دما در نوک موشک (نقطه سکون) و لبه حمله بال و بالک های کنترلی واقع شده است که با فاصله گرفتن از نوک موشک یک کاهش چشمگیر در دمای روی سطح دیده می شود. با افزایش زاویه حمله این نقطه حداکثر دما در نوک موشک مقداری متمایل به پایین می شود. با افزایش عدد ماخ جریان، مقدار دما در نقطه حداکثر دما افزایش یافته و نواحی حداکثر دما در نوک موشک و همچنین لبه حمله بال و بالک های کنترلی نیز گسترش می یابند.

۷- فهرست علائم

علائم انگلیسی

C_N ضریب نیروی عمودی

عنوان تحلیل آیرودینامیکی و گرمایشی یک موشک هوا به سطح در گستره پروازی

C_A ضریب نیروی محوری

C_M ضریب گشتاور پیچشی

C_L ضریب نیروی برآ

C_D ضریب نیروی پسا

علائم یونانی

α زاویه حمله، Degree

۸- منابع

- [1] Khalghani, A., Javareshkian, M. H., and Pasandideh Fard, M., (2013) Comparison of the performance of the Canard fin, the articular nose and the flexible nose in the guidance of the supersonic missile, *Journal of Aeronautical Engineering*, 15(1), 84-96.
- [2] Sekandari, M., Tavakouli Sabour, S., A., (2016) Extracting the aerodynamic coefficients of a rocket with a conical nose and comparing them with a rocket with a multi-faceted nose, *The 15th International Conference of Iranian Aerospace Society*.
- [3] Dehghan Manshadi, M., Alborzi Jahromi, P., and Pourfatah, F., (2015) Numeric study the effect of changing the angle of asymmetric conical nose on the supersonic flow on drag force, *The 16th International Conference of Fluid Dynamics*.
- [4] Khazaeeli, E., Khoushkhou, R., (2017) Aerodynamic optimization of the nose of the supersonic cruise missile, *The 16th International Conference of Iranian Aerospace Society*.
- [5] Salari, M., Heidarpor, V., and Mohammadkhani, H., (2021) Evaluation of Four Different Turbulence Models for Numerical Simulation of Supersonic Flow over a Blunt Nose Equipped with a Spike, *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, 7(2), 47-57.
- [6] Javadpour, S. M., Rahmati, B., Khorasani nezhad, E. and Maryami, R., (2019) Optimization of Radar Cross Section and Drag coefficient of Ogive Nose Using the NSGA-II Algorithm", *Journal of Radar*, 7(1), 53-63.

- [7] Ranjbar, M. A., Pourmoayed, A. R. and Alimohammadian, S., (2023) Numerical Analysis of Aerodynamic Interference of Two Passing Cylindrical Bodies at Supersonic Speeds, *Journal of Aerospace Mechanics*, 19(3)79-95.
- [8] Shariati, Z., Dehghan Manshadi, M., (2023) Aerodynamic evaluation between supersonic strict conical nose and multi-row disks, *Aerospace knowledge and Technology Journal*, 12(1), 203-220.
- [9] <http://www.centralclubs.com/topic-t112522-12.html>
- [10] Fleeman, E. L. (2006). *Tactical missile design*. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics
- Chalia, S., & Bharti, M. K. (2016).
- [11] Chalia, S., Bharti, M. K., (2016) Mathematical modeling of ogive forebodies and nose cones. *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, 3(03), 744-747.
- [12] Nielsen, J. (1988). *Missile aerodynamics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [13] Hemsch, M. J., & Nielsen, J. N. (1986). *Tactical missile aerodynamics*.
- [14] Hirsch, C. (2007). *Numerical computation of internal and external flows: The fundamentals of computational fluid dynamics*. Elsevier.
- [15] Lun, L. J. Y. C. K., & Shuting, Z. (2003). Research on scheme effect of computational fluid dynamics in aerothermal [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 11.
- [16] Fluent, A. N. S. Y. S. (2012). *User Guide Version 14.5*. ANSYS Inc., Canonsburg, PA.
- [17] Degani, D., Seginer, A., & Levy, Y. (1990). Graphical visualization of vortical flows by means of helicity. *AIAA journal*, 28(8), 1347-1352
- [18] Candler, G., Barnhardt, M., Drayna, T., Nompelis, I., Peterson, D., & Subbareddy, P. (2007, June). Unstructured grid approaches for accurate aeroheating simulations. In *18th AIAA computational fluid dynamics conference* (p. 3959).
- [19] Rosema, C., Doyle, J., Auman, L., Underwood, M., & Blake, W. B. (2011). *Missile DATCOM User's Manual-2011 Revision*. Army Aviation and missile research development ENG CTR Redstone Arsenal system simulation and development directorate.