

The Effect of Geometry Changes on Aerodynamic Coefficients of a Canard control Air-to-Air Missile

Ahmad Sharafi¹, Ali Habibpour^{*2}, Davood Moosavian³

¹ Master's degree, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology. Tehran, Iran (sharafi@ssau.ac.ir)

² Assistant Professor, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology. Tehran, Iran (*Correspondence: Ali.habibpour@ssau.ac.ir)

³ Assistant Professor, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology. Tehran, Iran (Davood.moosavian@ssau.ac.ir)

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research Paper

Received: 17 April 2025

Received in Revised form: 12 June 2025

Accepted: 28 June 2025

Available Online: 23 July 2025

Keywords:

Canard control Air To Air Missile

Numerical Simulation

Maneuverability

Range

Aerodynamic Coefficients

Ansys CFX

GRAPHICAL

In this article, the effect of changes in the wing and canard geometry and body length on the aerodynamic coefficients of the Sidewinder missile has been investigated using MD and Ansys CFX software. First, using the MD code, the aerodynamic coefficients of five different shapes of this missile have been investigated in different flight conditions. To verify the MD data, the data obtained from a model of this missile was examined with existing wind tunnel data. The results showed that in all flight conditions, the change of aerodynamic coefficients is the same, and at the low attack angles, the data has very good agreement with the experimental data, and also, the new series of the missile have a better range and maneuverability than its initial series. Next, using the MD code results, the flow around the existing missile (AIM-9L) and the new missile (AIM-9X) has been simulated using CFX software. At this point, investigations were carried out using an unstructured mesh and K- ω SST turbulence model. To verify the numerical method, one model of this missile was examined and by comparing it with the available data, a maximum error of 4% was observed for the numerical method. The results showed that the applied geometrical changes had increased the lift to drag ratio of the new missile compared to the existing missile, and its stability has also decreased, and the range of the new missile has also increased by about 43%.

Sharafi, Ahmad[®], Habibpour, Ali[®], Moosavian, Davood[®]. The Effect of Geometry Changes on Aerodynamic Coefficients of a Canard control Air-to-Air Missile. Fluid Mechanics and Aerodynamics Year; 14 (1): 171-191.

DOI: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1404.14.1.12.5>



©The Author(s).

Publisher: Imam Hossein University

اثر تغییرات هندسه بر ضرایب آیرودینامیکی یک موشک هوا به هوای کانارد کنترل

احمد شرفی^۱، علی حبیب پور^{۲*}، سید داود موسویان^۳

^۱ کارشناسی ارشد، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری (نویسنده مسئول): sharafi@ssau.ac.ir

^۲ استادیار، دانشکده مکانیک، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری (Ali.habibpour@ssau.ac.ir)

^۳ استادیار، دانشکده مکانیک، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری (Davood.moosavian@ssau.ac.ir)

چکیده

در این مقاله به بررسی اثر تغییرات هندسه بال، کانارد و طول بدنه بر ضرایب آیرودینامیکی موشک سایداویندر با استفاده از نرم افزار MD و انسیس سی اف ایکس پرداخته شده است. در ابتدا با استفاده از کد MD ضرایب آیرودینامیکی پنج شکل مختلف این موشک در شرایط مختلف پروازی بررسی شده است. برای اعتبار سنجی داده های MD، داده های به دست آمده از یک مدل این موشک با داده های تونل باد موجود مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد که در تمامی شرایط پروازی، روند تغییرات ضرایب آیرودینامیکی یکسان بوده و در زوایای حمله پایین، داده ها تطابق بسیار خوبی با داده های تجربی دارند و همچنین سری های جدید این موشک دارای برد و مانور پذیری بهتری نسبت به سری های اولیه آن هستند. در مرحله بعد، با استفاده از نتایج کد MD، به شبیه سازی جریان حول موشک موجود (ایم-۹ ال) و موشک جدید (ایم-۹ ایکس) با استفاده از نرم افزار سی اف ایکس پرداخته شده است. در این مرحله، بررسی ها با استفاده از شبکه بی سازمان و مدل آشفتگی اس اس تی انجام شده است. برای اعتبار سنجی روش عددی نیز، یک مدل از این موشک مورد بررسی قرار گرفت و با مقایسه با داده های موجود، حداکثر خطای ۴ درصدی برای روش عددی مورد مشاهده گردید. نتایج نشان داد که تغییرات هندسی اعمال شده باعث افزایش نسبت نیروی برآ به پسا موشک جدید نسبت به موشک موجود شده و پایداری آن نیز کاهش یافته است همچنین برد موشک جدید نیز در حدود ۴۳ درصد افزایش پیدا کرده است.

تاریخچه مقاله:

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی
دریافت: ۲۸ فروردین ۱۴۰۴
بازنگری: ۲۲ خرداد ۱۴۰۴
پذیرش: ۰۷ تیر ۱۴۰۴
ارائه آنلاین: ۰۱ مرداد ۱۴۰۴

کلید واژه ها:

موشک هوا به هوا
شبیه سازی عددی
مانور پذیری
برد
ضرایب آیرودینامیکی
انسیس سی اف ایکس

استناد: شرفی، احمد، حبیب پور، علی، موسویان، سید داود. اثر تغییرات هندسه بر ضرایب آیرودینامیکی یک موشک هوا به هوای کانارد کنترل. مکانیک سیالات و آیرودینامیک. (۱۴۰۴)؛ ۱۴ (۱): ۱۹۱-۱۷۱.

DOI: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1404.14.1.12.5>

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.

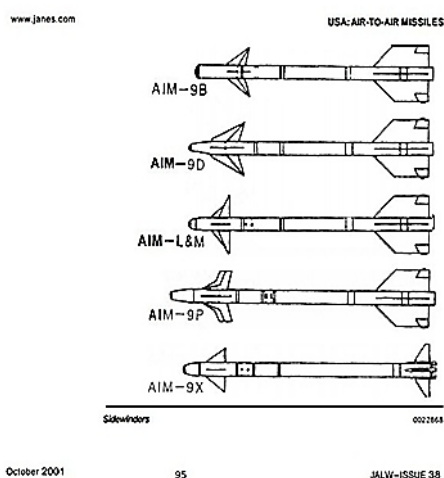
موشک، یا به شکل کامل‌تر موشک هدایت‌شونده، نوعی سامانه تسلیحاتی هوایی است که معمولاً با نیروی محرکه راکت موتور یا موتور جت به حرکت درمی‌آید. با توجه به اینکه اساساً موشک باراکت شباهت زیادی دارد، می‌توان آن را یک راکت هدایت‌شونده نامید. مدل‌های پیشرفته موشک اولین بار در جنگ جهانی دوم پدیدار گشتند و موجب انقلابی در همه جنبه‌های فعالیت‌های نظامی شدند. استفاده از موشک‌ها به عنوان 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 مورد توجه 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 هوا پایه، موشک هوا به هوا است. موشک هوا به هوا، موشک هدایت‌شونده‌ای است که از یک وسیله هوایی جنگی برای نابود کردن یک هدف پرنده شلیک می‌شود. این نوع موشک‌ها به دودسته کلی تقسیم می‌شوند؛ موشک‌های با برد کمتر از ۳۰ کیلومتر که به موشک‌های کوتاه برد یا در محدوده میدان دید معروف هستند و اغلب از سیستم هدایت گرمایی برای یافتن هدف استفاده می‌کنند و موشک‌های میان برد و دوربرد که به موشک‌های فراتر از محدوده میدان دید معروف هستند و اغلب از هدایت راداری برای یافتن هدف استفاده می‌کنند.

موشک ایم-۹ سایدوایندر^۱ نمونه‌ای از موشک‌های هوا به هوای برد کوتاه است که از ۱۹۵۶ وارد نیروی دریایی آمریکا و سپس در سال ۱۹۶۴ در اختیار نیروی هوایی قرار گرفت. با توجه به عملکرد موفق این مدل موشک تلاش برای بهبود برد و کارایی آن شدت بیشتری گرفت و با ارتقا و ساخت نمونه‌های جدید آن، این موشک به یکی از موفق‌ترین سلاح‌های هوایی تبدیل شده است. ۱۱۰۰۰ فروند از این مدل موشک برای آمریکا و ۲۷ کشور

استفاده‌کننده از آن ساخته شده است که حدود ۱ درصد از آن در نبردهای هوایی استفاده شده است. این موشک توسط چند کشور دیگر مانند سوئد زیر نظر آمریکا ساخته شده است که حتی قابلیت مسلح شدن بر روی بالگرد را نیز داراست. با توجه به هزینه نسبتاً کم و موفقیت بسیار بالای این موشک در نبردهای هوایی (منهدم کردن حدود ۲۷۰ سامانه هوایی) استفاده از آن به عنوان یکی از بهینه‌ترین گزینه‌ها تبدیل شده است. مطابق با اسناد و مراجع موجود [۱] این موشک دارای مدل‌های مختلف B, D, L, P و X است که اطلاعات کلی آن در شکل ۱ و جدول ۱ آورده شده است [۱].

همواره در طراحی موشک از ابزارهای آزمایشگاهی و روش‌هایی تحلیلی استفاده شده است. الزام ارتقا طراحی موشک برای افزایش ضرایب آئرو دینامیکی و به دنبال آن افزایش برد و مانور پذیری، امری بدیهی و ضروری است. آزمایش‌ها و تحقیقات وسیعی در زمینه انجام شده است، اما با توجه به سری بودن اکثر این تحقیقات، اطلاعات به روز در این حوزه محدود است. در ادامه بخشی از این پژوهش‌ها و روش‌های بررسی و تحلیل انواع موشک سایدوایندر و همچنین نتایج آن‌ها آورده شده است.



شکل ۱: نمای جانبی مدل‌های مختلف موشک سایدوایندر [۱].

آلن و بلیر^۲ یک مقایسه بین داده‌های آئرو دینامیکی موشک‌های کانارد کنترل در کلاس سایدوایندر به صورت تجربی و تحلیلی در سرعت‌های مافوق صوت انجام داده‌اند [۲]. آن‌ها برای پیش‌بینی ضرایب آئرو دینامیکی و مقایسه دقت آن‌ها با داده‌های آزمایشگاهی از سه کد کامپیوتری استفاده کردند. آن‌ها در بررسی‌های خود بر ویژگی‌های کنترل غلتش^۳ تأکید داشتند و

^۲ J. M. Allen and A. B. Blair

^۳ Roll Control

^۱ AIM-9 Sidewinder

کامپیوتری استفاده شده برای پیش‌بینی گشتاور غلتشی در زوایای حمله پایین دقت خوبی دارند و در زوایای حمله بالا بایستی ارتقا یابند [۲].

علاوه بر آن، بهینه‌سازی دهانه دم، کنترل طولی و عرضی، رول القایی و اثرات جهت‌گیری غلتش موشک را نیز بررسی کرده‌اند. آن‌ها دریافتند که با کاهش دهانه دم، کنترل غلتش موشک‌های کلاس سایدوایندر امکان‌پذیر است. همچنین دریافتند که کدهای

جدول ۱: مشخصات کلی مدل‌های مختلف موشک سایدوایندر [۱].

Specifications	AIM-9B	AIM-9D	AIM-9L	AIM-9P	AIM-9M	AIM-9S	AIM-9X
Length(m)	2.83	2.87	2.87	3.07	2.9	2.87	2.9
Body Diameter(mm)	127	127	127	127	127	127	127
Launch Weight(kg)	76	90	87	82	86	86	85
Wing Span(m)	0.53	0.64	0.64	0.64	0.64	0.64	0.44
Fuze	IR	IR	IR	IR	IR	IR	Imaging IR
Range(km)	2	3	8	8	8	8	10

بالا و غلتش کانارد مثبت یا کنترل نرخ چرخش دست یابد. نتایج کار او نشان داد که کارایی پیکربندی هوایی سینماتیکی پیشرفت قابل توجهی برای موشک سایدوایندر اصلاح شده داشته است. همچنین برد و مانور پذیری مدل اصلاح شده بهتر از مدل قبلی ارزیابی شد و در نتیجه نیروی پسا، پایداری و کنترل بهبود یافت [۶].

بلیر و همکارانش به بررسی تجربی اثرات نسبت دهانه بال به دهانه کانارد یک موشک کانارد کنترل که بالچه‌های آن به صورت صلیبی شکل بر روی بدنه نصب شده است، پرداخته‌اند [۷]. آن‌ها بررسی خود را در اعداد ماخ ۱/۷۵ تا ۳/۵ انجام دادند. آن‌ها دریافتند که کاهش نسبت دهانه بال اصلی به دهانه کانارد، سبب کاهش پایداری استاتیکی شده و زاویه حمله تریم^۳ را افزایش می‌دهد. آن‌ها همچنین دریافتند که در موشک‌های کانارد کنترل، با انتخاب مناسب نسبت دهانه دم/دهانه کانارد، کاناردهای کنترلی می‌توانند به خوبی کنترل غلتش، پیچش^۴ و یاو^۵ را فراهم کنند [۷].

هوایماهای جدید ممکن است توانایی حفظ پرواز قابل کنترل را در سرعت‌های کم و زوایای حمله بسیار بالا داشته باشند. این قابلیت به خلبان این فرصت را می‌دهد که موشک خود را به سمت هدفی خارج از مسیر پرواز هواپیما شلیک کند. بنابراین اسمیت^۶ و همکارانش به بررسی ضرایب آئرودینامیکی یک موشک هوا به هوای کانارد کنترلی در اعداد ماخ پایین و زوایای حمله بالا پرداخته‌اند [۸]. آن‌ها برای پیش‌بینی ضرایب آئرودینامیک از نرم افزار MD^۷ استفاده کرده‌اند اما برای تأیید این پیش‌بینی‌ها از آزمایش‌های تونل باد نیز استفاده کرده‌اند. آن‌ها برای انجام این

بلیر و همکارانش اثر دهانه بالچه دم را بر مشخصه‌های پایداری و کنترل یک موشک کانارد کنترل در سرعت‌های مافوق صوت بررسی کرده‌اند. آن‌ها در مطالعه خود ضرایب آئرودینامیکی موشک را در اعداد ماخ ۱/۶ تا ۳/۵ مورد بررسی قرار دادند. نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که برای پیکربندی‌های با بالچه‌های دم با نسبت ابعاد کمتر از ۰/۷۵ فاصله دم تا کانارد، استفاده از کانارد برای غلتش امری ممکن و عملی است. همچنین کاناردها برای پیچش و غلتش در همه پیکربندی‌ها بسیار مؤثر و کاربردی هستند. روش‌های پیشنهادی آن‌ها در این بررسی، تخمین بسیار خوبی برای ضرایب آئرودینامیکی در راستای طولی و نسبتاً خوبی برای ضرایب در راستای جانبی در زاویه حمله‌های پایین ارائه کرد. اما برای استفاده عملی در زوایای حمله بیشتر از ۱۲ درجه، نیاز به بهبود برنامه‌ها دیده شد [۳].

این گروه تحقیقاتی همچنین برای یک موشک هوا به هوا به مقایسه ضرایب آئرودینامیکی با استفاده از روش‌های تجربی و تحلیلی پرداختند و به نتایج قابل توجهی برای تقریب ضرایب آئرودینامیکی در راستای طولی و جانبی در زوایای حمله صفر تا ۴۵ درجه دست یافت [۴].

گریوز و فورنیر^۱ به بررسی تجربی پایداری و کنترل یک نمونه موشک هوا به هوا پرداخته‌اند. این بررسی‌ها در اعداد ماخ ۰/۲ تا ۴/۶۳ انجام شده است. آن‌ها در این مطالعه، به بررسی اثر کانارد و دم بر روی پایداری و ضرایب آئرودینامیکی در زاویه حمله‌های مختلف پرداخته‌اند [۵].

رپ^۲ نیز سعی در بهبود کارایی و ضرایب آئرودینامیکی موشک سایدوایندر داشت. او تلاش کرد با تغییر در پیکربندی و ابعاد هندسی موشک به کاهش نیروی پسا، کاهش گشتاورهای کنترلی

^۳ Trim Angle of Attack

^۴ Pitch

^۵ Yaw

^۶ E. H. Smith

^۷ Missile Datcom

^۱ E. B. Graves and R. H. Fournier

^۲ G. Rapp

ضرایب برآ و گشتاور پیچشی نشان داد اما در ضریب پسا کمی اختلاف مشاهده می‌شد [۱۱].

محاسبه مشخصه‌های آئرو دینامیکی یک موشک هوا به هوا در اعداد ماخ مختلف و زوایای حمله متفاوت با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت توسط گیو یو ۶ و همکارانش انجام شده است [۱۲]. در این بررسی، معادلات ناویر استوکس تراکم ناپذیر متوسط گیری شده رینولدز سه بعدی با روش المان محدود به صورت عددی حل شده است. آن‌ها روند تغییرات ضرایب برآ، پسا و گشتاور پیچشی و همچنین روند توزیع فشار، دما و سرعت جریان با تغییرات اعداد ماخ و زوایای حرکت به دست آوردند. نتایج بررسی‌های آن‌ها نشان داد که می‌توان نتایج محاسبات عددی را به عنوان یک مبنا و مرجع برای طراحی شکل موشک در نظر گرفت و این محاسبات برتری‌های قطعی نسبت به روش‌های محاسبات عددی سنتی را نشان می‌دهند [۱۲].

هانکانن^۶ و همکارانش یک موشک هوا به هوا دارای کانارد دوتایی معمولی^۷ را در زوایای حمله بالا تا ۶۰ درجه در یک جریان مادون صوت آشفته با استفاده از نرم‌افزار اپن فوم شبیه سازی عددی کردند [۱۳]. آن‌ها نتایج این شبیه سازی را با داده‌های تونل باد مقایسه نمودند که با یکدیگر مطابقت خوبی داشتند. موشک بررسی شده در این تحقیق یک موشک هوا به هوا فرو سرخ^۸ برد کوتاه مدرن کانارد کنترلی بود. تأکید اصلی آن‌ها در این بررسی بر مشخصه‌های آئرو دینامیکی طولی موشک و کنترل اثر انحراف بالک‌های کانارد در سرعت‌های مادون صوت بود. انگیزه اصلی آن‌ها از این تحقیق، به دست آوردن داده‌های مرجع آئرو دینامیکی برای مدل سازی مکانیک پرواز موشک بود. نتایج ارائه شده عمدتاً شامل ضرایب آئرو دینامیکی طولی و نمودارهای مرکز فشار در چندین زاویه حمله بود. نتایج به دست آمده مبنای عالی برای توسعه دامنه تحقیقات این چنینی را فراهم نمود [۱۳].

فیضی‌اگلو^۹ به بررسی عددی یک موشک کانارد کنترل پرداخت [۱۴]. او در بررسی خود، بالچه‌های دم را به صورت متحرک در نظر گرفت و توسط روش عددی رنس به شبیه سازی عددی جریان حول موشک با استفاده از نرم افزار فلوئنت پرداخت و ضرایب آئرو دینامیکی موشک را به صورت نا پایا محاسبه نمود [۱۴].

ضرایب آئرو دینامیکی یک موشک کانارد کنترلی به صورت عددی و تجربی توسط الکعبی^{۱۱} و همکارانش تعیین شده است [۱۵]. آن‌ها بررسی‌های خود را در عدد ماخ ۰/۴ و زوایای حمله ۱۰ تا

کار یک مدل موشک برای استفاده در آزمایش‌های تونل باد ساختند و نیروهای عمودی و محوری و گشتاور پیچشی آن را اندازه گیری نمودند. این آزمایش‌ها در عدد ماخ ۰/۲ و زوایای حمله تا ۵۰ درجه و در سه حالت مختلف بالچه کانارد و در زوایای غلتش ۰ تا ۴۵ درجه انجام شده‌اند. نتایج بررسی آن‌ها، تطابق خوبی بین داده‌های تونل باد با خروجی‌های دتکام نشان داد ولی مشتقات پایداری استاتیکی حالت تجربی نسبت به خروجی‌های دتکام مقدار بیشتری را نشان می‌داد [۸].

اسمیت به بررسی تجربی مشخصه‌های آئرو دینامیکی یک موشک کانارد کنترلی در زوایای حمله بالا پرداخته است [۹]. این بررسی شامل اندازه گیری نیرو و گشتاور یک مدل با مقیاس یک سوم موشک در عدد ماخ ۰/۲ در زوایای حمله تا ۵۰ درجه و زوایای مختلف انحراف کانارد بوده است. نتایج کار او نشان داد که میرا کننده‌های غلتش^۱ در سرعت‌های پایین و زوایای حمله بالا به عنوان یک سطح باله مؤثر عمل کرده و موشک را پایدارتر می‌کنند. او همچنین داده‌های تجربی را برای تأیید مشخصه‌های آئرو دینامیکی موشک که توسط برنامه Missile Datcom پیش‌بینی شده بود، استفاده کرد. در بررسی‌های او، تطابق داده‌های تجربی و پیش‌بینی‌های Datcom نسبتاً خوب بود ولی داده‌های Datcom پایداری استاتیکی بالاتری را نشان داد [۹].

حل عددی معادلات ناویر استوکس سرعت پایین حول یک موشک در زوایای حمله تا ۶۰ درجه توسط هسیه^۲ و همکارانش انجام شده است [۱۰]. این مطالعه در عدد ماخ ۰/۲ و در زوایای حمله ۱۵، ۳۰، ۴۵ و ۶۰ درجه انجام شده است. آن‌ها برای تولید شبکه محاسبات حول موشک از برنامه گریدجن^۳ و برای حل میدان جریان از برنامه گسپ^۴ استفاده کردند. آن‌ها در مطالعه خود برای جلوگیری از عوارض عدم تقارن جریان در زوایای حمله بالا، در محاسبات خود جریان را نسبت به صفحه پیچش، متقارن فرض نمودند. آن‌ها در این مطالعه، به مقایسه نیروهای عمودی و محوری و همچنین گشتاور پیچشی با داده‌های تونل باد موجود پرداختند و جزئیاتی نظیر کانتورهای فشار سطح، فشار جریان جانبی و سرعت را نیز بررسی کردند [۱۰].

چو وان وی^۵ به بررسی ویژگی‌های استاتیکی آئرو دینامیکی یک موشک بال کانارد با دماغه نیمکره‌ای و کاناردهای مثلثی و ذم‌های دوزنقه‌ای شکل پرداختند. آن‌ها بررسی‌های خود را در ۳ سرعت با زوایای حمله مختلف انجام دادند. آن‌ها نتایج به دست آمده با دو روش عددی و نیمه تجربی را با نتایج آزمایش‌های تونل باد مقایسه کردند. نتایج تطابق خوبی در

⁶ Chun-guo Yue

⁷ Tomi Honkanen

⁸ Generic Split-Canard

⁹ Infrare

¹⁰ E. Fezyioglu

¹¹ Hamad Al KAABI

¹ rollersons

² T. Hsieh

³ GRIDGEN

⁴ GASP

⁵ H. C. Wee

پایداری موشک در حالت نزدیک بودن بالک به انتهای موشک بهبود می‌یابد ولی نسبت نیروی برآ به پسا و مانور پذیری کاهش می‌یابد. همچنین دریافتند که با افزایش طول و ارتفاع بالک نسبت به نیروی برآ به پسا، نیروی عمودی و نیز پایداری موشک افزایش می‌یابد. در ضمن نسبت نیروی برآ به پسا نیز با بیشتر شدن تعداد ردیف بالک‌ها، افزایش می‌یابد [۱۷].

در سال‌های اخیر استفاده از بالک‌های مشبک در انواع موشک‌ها رواج پیدا کرده است. بالک مشبک درواقع یک نوع سطح کنترلی آیرودینامیکی بوده که با ساختاری شبکه‌ای (مربعی یا لوزی شکل) از تیغه‌های نازک متقاطع، دارای مزایای بسیاری است. این بالک‌ها سطح پایدارساز با سطح کنترلی بالایی برای موشک تأمین می‌کند و درعین حال در سرعت‌هایی که نیروهای زیادی به بالک‌ها وارد می‌شود، گشتاور لولایی را کاهش می‌دهد. مطالعات بسیاری در زمینه اثرات دهانه، وتر و پهنای این نوع بالک‌ها و همچنین تأثیر تیغه‌ها، تراکم لوزی‌های بالک و اثر موقعیت‌های مختلف بالک مشبک بر ضرایب آیرودینامیکی و میدان جریان انجام شده است [۱۸-۱۹].

هنگامی که موشک کانارد کنترلی کنترل غلتش انجام می‌دهد، فروزش نامتقارن القایی^۴ ناشی از کانارد به بالک برخورد می‌کند و یک گشتاور غلتشی معکوس ایجاد می‌نماید و یک کوپلینگ^۵ آیرودینامیکی بین کاناردها و بالک‌ها را ایجاد می‌کند. کوپلینگ غلتشی می‌تواند باعث کاهش و حتی خرابی کنترلی غلتشی موشک شود. باین حال، روش‌های دی کوپلینگ غلتشی کنونی همیشه اثرات نامطلوبی در نسبت برآ به پسا یا پایداری پرواز موشک دارند. ژانگ^۶ و همکارانش با استفاده از شبیه‌سازی عددی، یک روش جدید برای کاهش کوپلینگ غلتشی با افزودن یک سیستم جت بین کانارد و بالک‌ها را معرفی نموده‌اند [۲۰]. آن‌ها اثرات جت کنترلی را تحت شرایط جریان آزاد مختلف به دست آوردند و تأثیر عوامل کنترلی جت بر مشخصه‌های آیرودینامیکی موشک را موردبررسی و تجزیه و تحلیل قرار دادند. نتایج کار آن‌ها نشان داد که جت کنترلی می‌تواند به‌طور مؤثری کوپلینگ غلتشی بین کانارد و بالک‌ها را کاهش داده و مشکل غلتش معکوس را در بیشتر موارد برطرف نماید. همچنین در دبی‌های جریان یکسان، جت در اعداد ماخ پایین‌تر، اثر کنترلی بهتری دارد و مکان و حالت جت، تأثیر بیشتری بر روی اثر کنترلی جت دارد. این روش دی کوپلینگ، ساختار ساده‌ای دارد و می‌تواند نیروی جانبی و گشتاور یاوینگ را بدون از بین بردن نسبت نیروی برآ به پسا، کاهش دهد [۲۰].

۱۰ درجه و زوایای انحراف کانارد صفر، ۱۰ و ۱۵ درجه انجام دادند و برای شبیه‌سازی عددی از مدل آشفتگی اسپالارت-آلماراس^۱ استفاده نمودند. مقایسه نتایج شبیه‌سازی عددی با داده‌های تونل باد، استفاده از این مدل آشفتگی را برای همخوانی و سازگاری شبیه‌سازی انجام‌شده و داده‌های تونل باد تأیید نمود [۱۵].

بهینه‌سازی عملکرد آیرودینامیکی یک موشک کانارد کنترلی توسط طحانی^۲ و همکارانش انجام‌شده است [۱۶]. آن‌ها در بررسی خود، تأثیر تغییرات پارامترهای هندسی بر عملکرد آیرودینامیکی پرتابه‌های کانارد کنترلی را برافزایش برد پرتابه‌ها مورد تجزیه و تحلیل قرار دادند. آن‌ها برای رسیدن به این هدف، ابتدا الگوریتم طراحی یک پرتابه کانارد کنترلی را نوشتند و سپس اثرات پارامترهای هندسی کانارد مانند نسبت ابعاد، نسبت مخروطی و دماغه قابل انحراف بر نسبت ضریب برآ به پسا، حاشیه استاتیک با کمک تئوری بدنه باریک و جریان مقطع را بررسی کردند. نتایج این بررسی نشان داد که افزایش نسبت ابعاد، منجر به افزایش نسبت برآ به پسای موشک می‌شود، اما افزایش نسبت مخروطی کانارد منجر به افزایش نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۱ درجه می‌شود، در حالی که در هنگام افزایش نسبت مخروطی کانارد ۰/۶۷ در زاویه حمله ۴ درجه، ابتدا باعث افزایش نسبت برآ به پسا می‌گردد و سپس کاهش می‌یابد. همچنین، حاشیه استاتیک با افزایش نسبت مخروطی کانارد و نسبت ابعاد کاهش می‌یابد. آن‌ها همچنین نتایج این بهینه‌سازی را برای این نوع موشک با نتایج تجربی و عددی مشابه مقایسه کردند که این نتایج با نتایج دیگر در زوایای حمله بین ۰ تا ۶ درجه مطابقت داشت [۱۶].

در طراحی آیرودینامیکی موشک لازم است که فضای طراحی وسیعی موردبررسی قرار گیرد. پیچیدگی یک فضای طراحی به تعداد متغیرهای ورودی بستگی دارد. قطر موشک، دماغه، طول بدنه، تعداد ردیف بالک‌ها، تعداد بالک‌ها برای هر ردیف، اندازه و شکل هر بالک و مقطع عرضی آن می‌تواند به‌عنوان نمونه‌هایی برای متغیرهای طراحی ارائه شود. بررسی تأثیر مؤلفه‌های هندسی بالک بر عملکرد آیرودینامیکی موشک توسط فرج الهی^۳ و همکارانش موردبررسی قرار گرفت [۱۷]. آن‌ها در این بررسی، مشخصه‌های آیرودینامیکی نیروی پسا، نیروی برآ، گشتاور پیچشی، مانور پذیری، نسبت نیروی برآ به پسا و همچنین نیروی فشاری در اعداد ماخ و زوایای حمله مختلف را موردبررسی قرار دادند. آن‌ها دریافتند که ضرایب آیرودینامیکی با افزودن بالک در جلوی موشک افزایش یافته است. همچنین مشاهده کردند که

^۴ Asymmetric Downwash Induced

^۵ Coupling

^۶ Jiawei Zhang

^۱ Spalart Allmaras

^۲ Mojtaba Tahani

^۳ A. H. Farajollahi

شود. بر روی موشک‌های اسپارو موجود در داخل کشور، هنوز کارهای جدی و علمی در دسترس آن چنانی صورت نگرفته است. با انجام این تحقیق و کارهای مشابه می‌توان بانک‌های اطلاعاتی خوبی در زمینه ارتقا و به‌روزرسانی موشک‌های موجود تشکیل داد و کارایی این به‌روزرسانی را برای این موشک تعیین نمود. به علت عدم دسترسی به اطلاعات دقیق مدل‌های مختلف موشک، با استفاده از شکل ۱ و داده‌های موجود در جدول ۱ و همچنین نرم افزارهای استخراج داده از تصویر، ابتدا مشخصات هندسی مدل‌های مختلف این موشک استخراج گردیده و در مرحله بعد توسط نرم افزار کتیا اقدام به تولید نقشه‌های دقیق مدل‌های این موشک شد که تصاویر مدل‌های مختلف این موشک در شکل‌های ۲ تا ۷ آورده شده است.

۲- تحلیل آئرو دینامیکی با نرم‌افزار MD

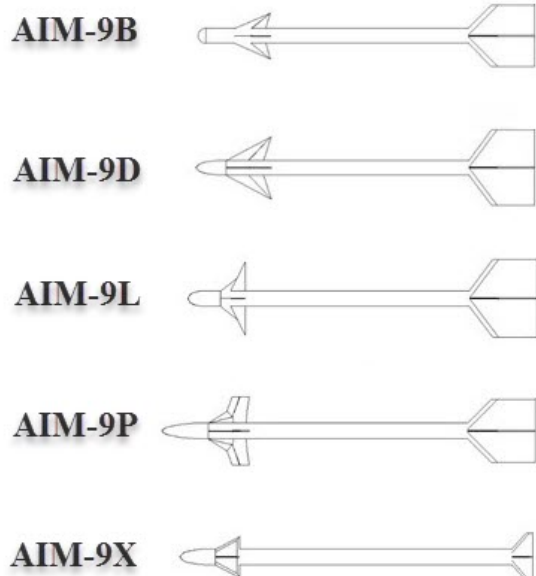
ابتدا در این تحقیق، برای به دست آوردن ضرایب آئرو دینامیکی مدل‌های مختلف موشک مورد بررسی از نرم‌افزار MD استفاده شده است. ورودی‌های این نرم‌افزار شامل یک دسته از دستورات ورودی نظیر شرایط پروازی، کمیت‌های مرجع برای به دست آوردن ضرایب نیروها و گشتاورها و تعیین حاشیه پایداری، مختصات بدنه و دماغه موشک و همچنین مشخصات بال و بالچه-های کنترلی است که این مشخصات هر کدام به‌صورت جداگانه در فایل ورودی برنامه وارد می‌گردد. در نسخه در دسترس این نرم‌افزار بعد از اجرای برنامه، علاوه بر خروجی‌ها که به‌صورت ضرایب نیروها و گشتاورها در شرایط مختلف پروازی داده شده است، با استفاده از یک رابط گرافیکی تصویر موشک مدل شده نیز ایجاد می‌گردد که با مقایسه این تصویر با نقشه موشک وارد شده می‌توان به‌درستی مدل‌سازی انجام‌شده پی برد.

برای اطمینان از صحت و درستی اطلاعات به دست آمده از نرم‌افزار MD نیاز است که از صحت نتایج به دست آمده اطمینان حاصل کرد، بنابراین در روش معمول ابتدا برای مدل به همراه داده‌های موجود، این کار انجام گرفته و در صورت اطمینان از نتایج به دست آمده، همان روند نیز برای مدل‌های مورد بررسی تکرار می‌گردد لذا در این تحقیق برای نیل به این هدف، مدل موشک موجود در مرجع [۵] (شکل ۸)، در شرایط پروازی داده شده توسط نرم‌افزار MD مدل شده و نتایج به دست آمده در قالب ضرایب آئرو دینامیکی مقایسه شده است که به عنوان مثال تغییرات ضرایب نیروهای برآ و پسا و گشتاور پیچشی در عدد ماخ ۰/۲ و برای زوایای حمله از ۴- تا ۱۸ درجه در شکل‌های ۹ تا ۱۲ آورده شده است.

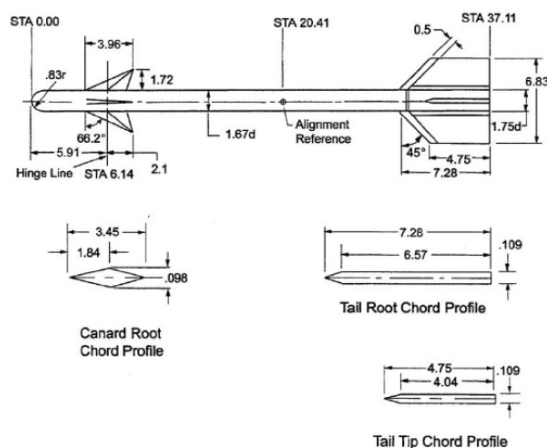
بالک‌های خمیده به دلیل امکان قرارگیری در درون لوله مزیت مهمی برای پرتابه‌های دارای این نوع بالک در جانمایی و حمل و نقل آن‌ها ایجاد می‌کنند. بالک‌های خمیده متداول مشخصه‌های آئرو دینامیکی منحصربه‌فردی مانند تغییر در اندازه و جهت غلتش با افزایش عدد ماخ را دارا هستند. بالک‌های خمیده مقابل هم ویژگی‌های آئرو دینامیکی نابجا و غیر خطی این بالک‌ها را حذف کرده و زمینه را برای هدایت پرتابه‌های دارای بالک‌های خمیده فراهم می‌کند. بررسی عددی اثرات آئرو دینامیکی میزان خمیدگی بالک‌های خمیده مقابل هم و مقایسه آن‌ها با بالک‌های تخت در جریان مافوق صوت توسط باقری^۱ و همکارانش انجام شده است [۲۱]. آن‌ها در پژوهش خود، اثر میزان انحنای خمیدگی بالک‌های خمیده مقابل هم را بر عملکرد آئرو دینامیکی پرتابه به‌صورت عددی بررسی کردند. این شبیه‌سازی در عدد ماخ ۱/۵ و در زوایای حمله صفر و ۵ درجه با فرض جریان تراکم پذیر لزج انجام شده است و فیزیک جریان در اطراف بالک‌ها مورد مطالعه قرار گرفته است. مقایسه نتایج این بررسی با داده‌های تونل نشان داد که شبیه‌سازی عددی انجام شده از دقت خوبی برخوردار است. آن‌ها همچنین دریافتند که افزایش انحنای بالک‌ها ضرایب برآ و پسا را به میزان ۷ درصد و ضریب گشتاور پیچشی را تا ۲۰ درصد افزایش می‌دهد. همچنین افزایش انحنای، جدایش جریان در محل اتصال لبه حمله بالک به بدنه را حذف می‌کند [۲۱].

در مطالعه حاضر ابتدا به بررسی عددی ضرایب آئرو دینامیکی مدل‌های مختلف موشک هوا به هوای سایدوایندر با استفاده از نرم‌افزار MD در شرایط مختلف پروازی پرداخته می‌شود و هندسه مدلی که پایداری کمتر و نسبت برآ به پسای بیشتری داشته باشد برای ارتقا نمونه موجود این موشک در نظر گرفته می‌شود. نمونه موجود موشک سایدوایندر سری ایم-۹ ال است. در مدل‌های جدیدتر این موشک ارتقا طراحی هندسی و آئرو دینامیکی، پیشران، سر جنگی، سامانه هدایت، سامانه هدف‌گیری و سامانه کنترل دیده می‌شود. با توجه به اینکه تغییرات مدل‌های مختلف این موشک در طول سالیان تولید آن، تغییرات در شکل و اندازه بال اصلی، کانارد و طول بدنه توسط شرکت سازنده بوده است، بنابراین در این تحقیق فقط به بررسی عددی تغییر هندسه بال اصلی، کانارد و طول بدنه برای بررسی ارتقای عملکرد آئرو دینامیکی این موشک پرداخته شده است. در مرحله بعد نیز به بررسی عددی ضرایب آئرو دینامیکی موشک سایدوایندر ایم-۹ ال و موشک جدید (ایم-۹ ایکس) در شرایط مختلف پروازی توسط نرم‌افزار انسیس سی اف ایکس پرداخته می‌شود و تأثیر تغییر هندسه اجزای نمونه موجود بر ضرایب آئرو دینامیکی بررسی می‌شود.

^۱ Amir Bagheri



شکل ۷: نمای دوبعدی مدل‌های مختلف موشک AIM-9

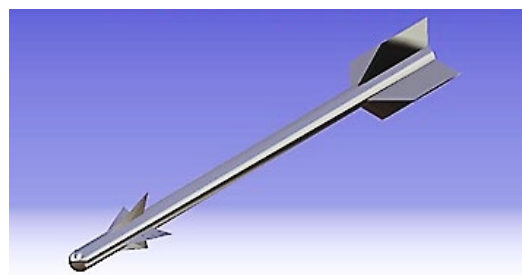


شکل ۸: نمایی از موشک استفاده‌شده برای اعتبار سنجی حل عددی [۵].

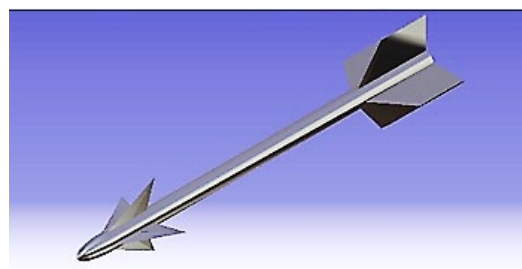


شکل ۹: نمایی از خروجی موشک مدل شده در نرم‌افزار MD برای اعتبار سنجی حل عددی [۵].

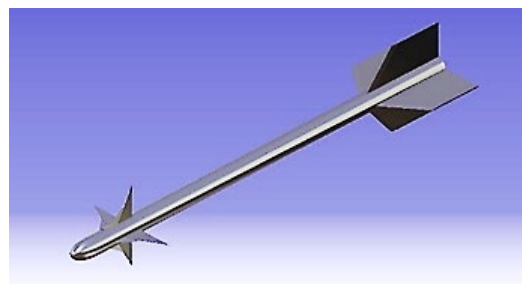
شکل‌های ۱۰ تا ۱۲، تغییرات ضریب نیروی عمودی برحسب زاویه حمله را برای موشک مرجع [۵] در اعداد ماخ ۰/۲، ۰/۸ و ۲/۵ نشان می‌دهند. همانطوری‌که از این شکل پیداست، با افزایش زاویه حمله مقدار این ضریب افزایش می‌یابد و برای اعداد ماخ پایین‌تر از ۱، در زوایای حمله پایین (۴- تا ۷ درجه) تطابق بسیار



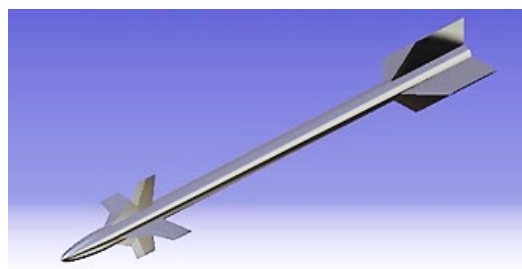
شکل ۲: نمای سه‌بعدی موشک AIM-9B



شکل ۳: نمای سه‌بعدی موشک AIM-9D



شکل ۴: نمای سه‌بعدی موشک AIM-9L

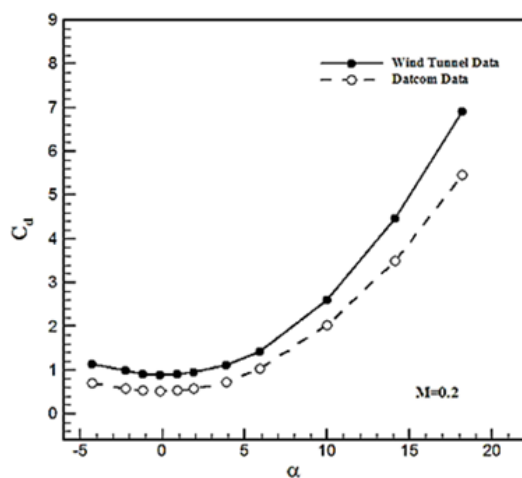


شکل ۵: نمای سه‌بعدی موشک AIM-9P

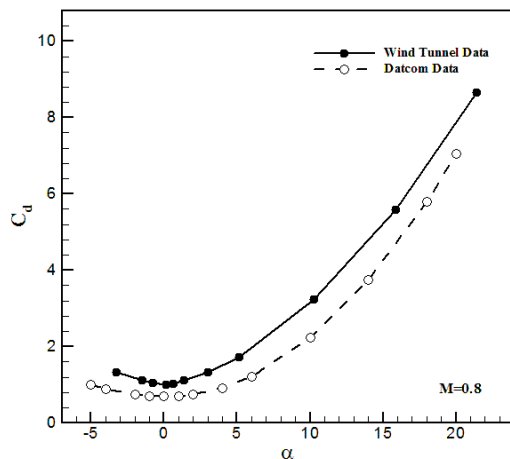


شکل ۶: نمای سه‌بعدی موشک AIM-9X

تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله در اعداد ماخ ۰/۲، ۰/۸ و ۲/۵ در شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ آورده شده‌اند. در این شکل نیز همانطوری که مشاهده می‌شود در اعداد ماخ کمتر از یک، روند تغییرات این ضریب با داده‌های موجود یکسان بوده و اختلاف دیده شده ناشی از روش بکار رفته در نرم‌افزار MD برای پیش‌بینی ضرایب آئرو دینامیکی است. در صورتی که در عدد ماخ ۲/۵ و در زوایای حمله بیشتر از ۴ درجه، این اختلاف بیشتر می‌شود.



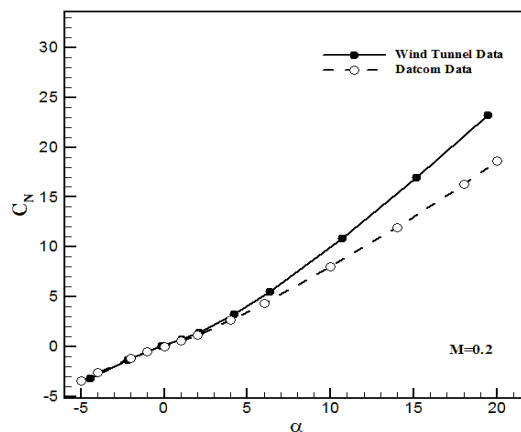
شکل ۱۳: تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲



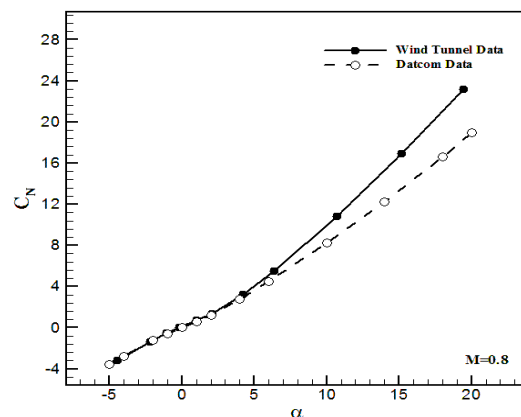
شکل ۱۴: تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۸

شکل ۱۶ تا ۱۸، تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در زوایای حمله مختلف حول مرکز جرم موشک در اعداد ماخ ۰/۲، ۰/۸ و ۲/۵ نشان می‌دهد. در تمامی زوایای حمله مورد بررسی، موشک دارای پایداری استاتیکی بوده و روند تغییرات این ضریب نیز در هر دو حالت یکسان است. در ضمن در زوایای حمله پایین نیز همخوانی خوبی بین داده‌ها دیده می‌شود که این همخوانی با افزایش عدد ماخ نیز افزایش می‌یابد.

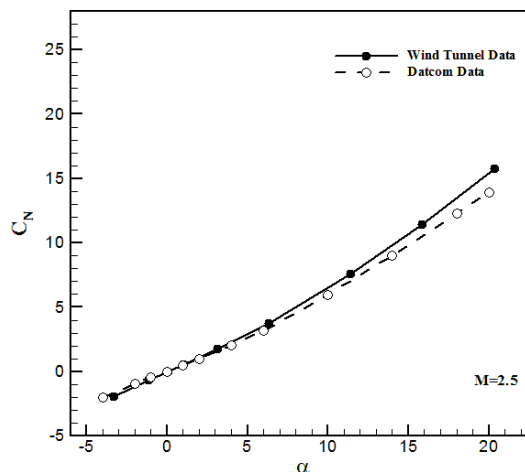
خوبی بین داده‌های خروجی از MD با داده‌های مرجع [۵] دیده می‌شود. در صورتی که در اعداد ماخ بالا (ماخ ۲/۵)، تا زوایای حمله بالا این تطابق دیده می‌شود.



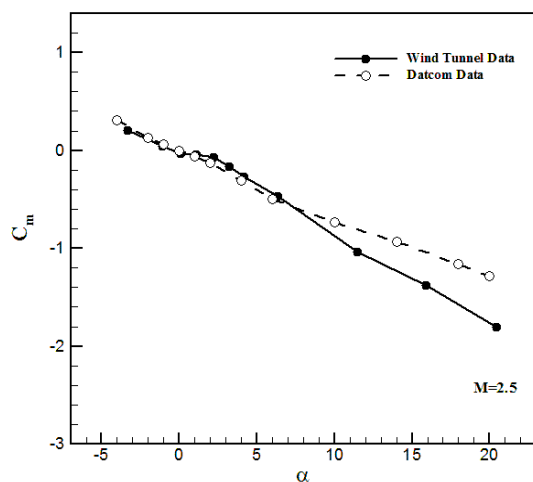
شکل ۱۰: تغییرات ضریب نیروی عمودی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲



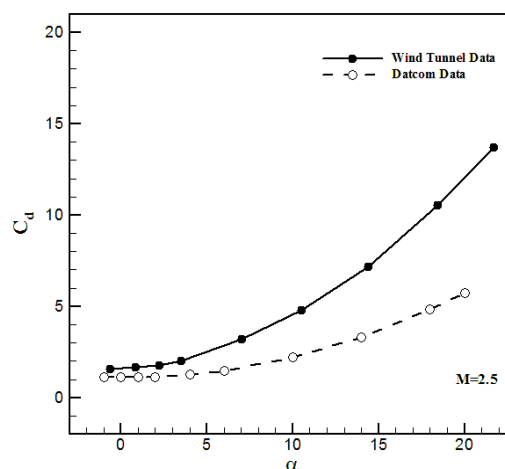
شکل ۱۱: تغییرات ضریب نیروی عمودی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۸



شکل ۱۲: تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۵



شکل ۱۸: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۵



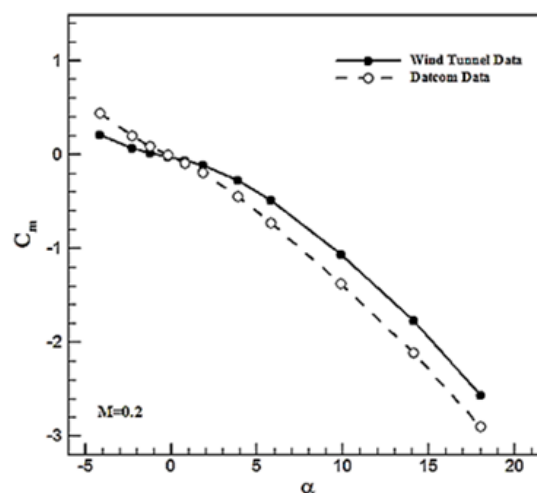
شکل ۱۵: تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۵

۲-۱- موشک ایم-۱۹

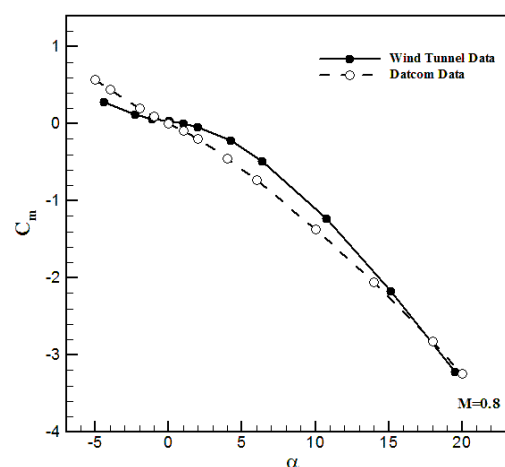
یکی از مهم‌ترین سری موشک‌های سایه‌پند، مدل ایم-۱۹ (لیما) است که طراحی آن در سال ۱۹۷۷ کامل شد. این مدل را می‌توان اولین سایه‌پندر نامید که توانایی حمله از همه جهات شامل برخورد از روبه‌رو را دارا است که تأثیر قابل‌توجهی روی تاکتیک‌های نبرد نزدیک می‌گذارد. اولین استفاده از ایم-۱۹ در خلیج سیدرا در شمال لیبی اتفاق افتاد که در آن دو جنگنده اف-۱۴ آمریکا در مقابل دو جنگنده سوخو-۲۲ از لیبی قرار گرفتند و هر دو را با این موشک نابود کردند. اولین استفاده گسترده از این مدل توسط انگلستان در جنگ جزایر فالکلند در سال ۱۹۸۲ اتفاق افتاد. در این جنگ عملکرد ۱۰ الی ۱۵ درصدی بهتر ایم-۱۹ نسبت به مدل‌های پیشین که منجر به ۱۷ انهدام جنگنده‌های آرژانتینی شد، نقش مؤثر این موشک را بیش‌ازپیش نمایان ساخت.

با توجه به اینکه در آن زمان طرف‌های مقابل تاکتیک مشخصی برای مواجه شدن با حملات موشکی روبه‌رو نداشتند، این موشک نقطه ضعف قابل‌توجهی برای اکثر جنگنده‌ها محسوب می‌شد. شکل متفاوت کانارد این مدل (شکل ۱۹) تفاوت محسوس آن را با سایر مدل‌های سایه‌پندر رقم‌زده است.

موشک ایم-۱۹ یکی از سری‌های موشک سایه‌پندر موجود در کشور است که در این مقاله این موشک به عنوان موشک پایه انتخاب شده که اثر اعمال تغییرات در هندسه کانارد، بال اصلی و همچنین افزایش طول این موشک برای رسیدن به موشک جدید (ایم-۹ ایکس) بر ضرایب آیرودینامیکی نیرو و گشتاور پیچشی بررسی می‌شود.



شکل ۱۶: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲



شکل ۱۷: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۸

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k}(\overline{\rho u_i u_k}) = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial \overline{\tau_{ik}}}{\partial x_k} - \frac{\partial}{\partial x_k}(\overline{\rho u_i' u_k'}) \quad (۲)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k} \left[\overline{\rho u_k} \left(\bar{h} + \frac{u_k u_k}{2} \right) + 0.5 \overline{u_k \rho u_i' u_k'} \right] = \quad (۳)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_k} \left[\overline{u_i} \left(\overline{\tau_{ik}} - \overline{\rho u_i' u_k'} \right) - \overline{\rho u_i' h'} + \overline{\tau_{ki} u_i'} - 0.5 \overline{\rho u_k' u_i' u_i'} \right]$$

در مقدار مشخصی از عدد رینولدز نواحی آشفتگی جریان شروع می‌شود. در جریان روی صفحه تخت برای اعداد رینولدز بیشتر از ۵۰۰۰۰۰ جریان آشفتگی در نظر گرفته می‌شود. در بررسی صورت گرفته به دلیل اینکه عدد رینولدز بیشتر از ۵۰۰۰۰۰ است، بنابراین فرض می‌شود که جریان کاملاً آشفتگی است. در این مطالعه از مدل انتقال برشی تنش رینولدز $k-\omega SST$ استفاده شده است. مدل‌های $k-\omega$ مناسب برای تحلیل در اعداد رینولد بالا هستند و شامل تراکم‌پذیری^۱ و پخش جریان برشی^۲ است. مدل $k-\omega SST$ در مقایسه با مدل استاندارد $k-\omega$ برای جریان‌هایی با گرادیان فشار معکوس و جدایش بهتر است. از آنجاکه این دو ویژگی برای تحلیل نیروی پسا اهمیت دارند، بنابراین در این شبیه‌سازی، از این مدل آشفتگی استفاده شده است. مدل $k-\omega SST$ دو معادله اضافی را که باید حل شوند معرفی می‌کند که عبارت‌اند از:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i k) = \quad (۴)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + P_k - \beta^* \rho k \omega$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i \omega) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] - \beta \rho \omega^2 + \alpha \rho S^2 +$$

$$2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (۵)$$

اساساً مدل‌های $k-\omega$ مدل‌های تجربی هستند که بر اساس معادلات انتقال (۴) و (۵) برای انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ ویژه اتلاف (ω) هستند. در این معادلات F_1 و F_2 تابع ترکیبی و S نشان‌دهنده نرخ کرنش است. ثوابت و روابط کمکی استفاده شده در معادلات (۴) و (۵) به صورت روابط (۷) تا (۱۳) آورده شده‌اند:

$$\mu_t = \frac{\rho \alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, SF_2)} \quad (۶)$$

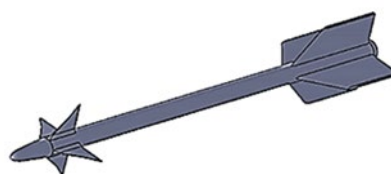
$$S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (۷)$$

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (۸)$$



شکل ۱۹: ظاهر کلی ایم-۹ال

برای رسم هندسه موشک‌های ایم-۹ال و موشک جدید(ایم-۹ ایکس) از نرم‌افزار سالیدورکس استفاده شد. شکل‌های ۲۰ و ۲۱ تصاویری از شکل کلی این موشک‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۲۰: نمای کلی موشک ایم-۹ال



شکل ۲۱: نمای کلی موشک جدید (ایم-۹ ایکس)

۳- حل عددی

در حل‌های عددی انجام شده توسط نرم‌افزارهای عددی نظیر فلوئنت و CFX، دو نوع حل گر مبتنی بر فشار و حل گر مبتنی بر چگالی در دسترس است. هر دو نوع حل گر می‌تواند در دامنه وسیعی از جریان‌ها استفاده شود ولی در برخی از این موارد، گونه‌ای از حل گرها می‌تواند بهتر جوابگو باشد. حل گر مبتنی بر فشار برای جریان‌های تراکم‌پذیری و نسبتاً قابل تراکم استفاده می‌شود، درحالی‌که حل گر مبتنی بر چگالی برای جریان‌های سرعت‌بالای قابل تراکم استفاده می‌گردد. در شبیه‌سازی عددی صورت گرفته، از حل گر مبتنی بر چگالی استفاده شده است.

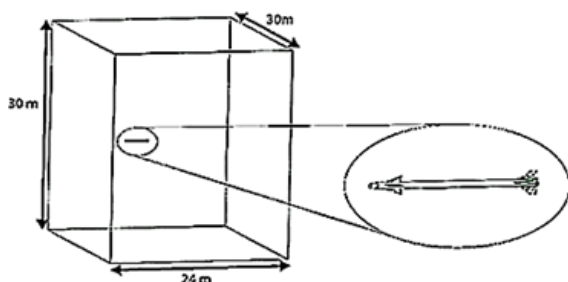
۳-۱- معادلات حاکم بر جریان

معادلات حاکم شامل معادلات پیوستگی، مومنتم و انرژی است که در مختصات سه‌بعدی نوشته شده‌اند. فرض می‌شود که جریان پایا و تراکم پذیر است.

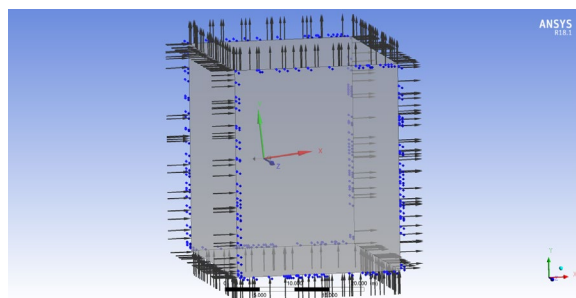
^۱ Compressibility

^۲ Shear Flow Spreading

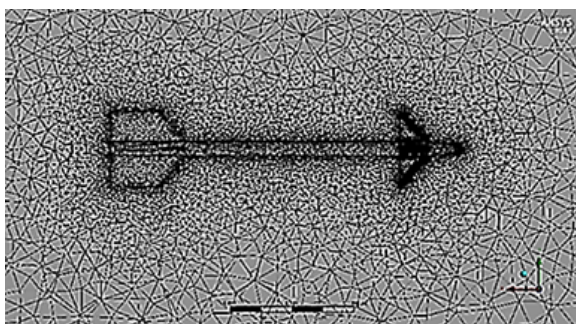
تتراهدرال استفاده شده است. مش در قسمت نزدیک تر به بدنه در دامنه با نسبت مشخصی کوچک تر ساخته شده است. برای مدل های ایم-۹ ال و موشک جدید از شبکه های مختلفی استفاده شد تا نتایج به دقت مطلوب برسد. به منظور اینکه نتایج به دست آمده مستقل از تعداد المان ها باشد، تعداد چهار مش برای نتایج استفاده شد و تعداد بهینه تر برای حل مسئله استفاده شد. شکل های ۲۴ تا ۲۷، تصاویری از مش های لایه مرزی در قسمت های مختلف موشک های مورد بررسی و همچنین شبکه بندی نهایی را برای دو نمونه موشک نشان می دهد.



شکل ۲۲: دامنه محاسباتی حل عددی



شکل ۲۳: شرایط مرزی



شکل ۲۴: شبکه بندی دامنه در نزدیکی موشک ایم-۹ ال

همان طور ذکر شد برای بررسی استقلال حل از شبکه، تعداد ۴ المان مختلف برای مدل هر دو مدل مورد مطالعه قرار گرفت (شکل ۲۲) و در نهایت ۵۶۶۳۹۱ المان برای موشک جدید و ۴۶۱۹۲۵۵ المان برای موشک ایم-۹ ال انتخاب شد. همچنین میزان خطا در موشک ایم-۹ ال، ۱ درصد و در موشک جدید، ۱/۵ درصد پذیرفته شد.

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right\}^4 \right\}, \quad (9)$$

$$F_2 = \tanh \left\{ \left\{ \max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right\}^2 \right\}$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right) \quad (10)$$

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right), \quad \widetilde{P_k} = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega) \quad (11)$$

$$\alpha_1 = \frac{5}{9}, \quad \alpha_2 = 0.44$$

$$\beta_1 = 0.075, \quad \beta_2 = 0.0828, \quad \beta^* = 0.09 \quad (12)$$

$$\sigma_{k1} = 0.85, \quad \sigma_{k2} = 1$$

$$\sigma_{\omega 1} = 0.5, \quad \sigma_{\omega 2} = 0.856$$

برای جداسازی معادلات (۱) تا (۳) از روش بالادست مرتبه دوم^۱ استفاده می شود. در این مطالعه برای تجزیه و تحلیل از شبکه بی سازمان استفاده می شود. برای شبیه سازی عددی جریان حول دو موشک ایم-۹ ال و ایم-۹ ایکس از نرم افزار انسیس سی اف ایکس استفاده شده است.

۳-۱- شرایط مرزی و دامنه محاسباتی

اندازه حجم کنترل برای شبیه سازی برای رسیدن به جریان توسعه یافته از اهمیت زیادی برخوردار است، به طوری که اگر این اندازه ها درست رعایت نشده باشد نتایج دقیق نخواهد بود. ابعاد دامنه محاسباتی برای جریان خارجی بین ۵ تا ۱۰ برابر طول مدل از سطوح جانبی و انتهایی و به اندازه طول مدل از سطح ورودی محاسبه می شود. با توجه طول مدل مورد بررسی، دامنه محاسباتی به شکل یک مکعب مستطیل با ابعاد ۲۴ در ۳۰ در ۳۰ متر ساخته شده است. شکل ۲۲ دامنه محاسباتی را نشان می دهد. مسئله برای چهار عدد ماخ ۰/۲، ۰/۸، ۱/۲ و ۲ در ۵ زاویه حمله ۰، ۲، ۶، ۱۰ و ۱۴ درجه حل شده است. شرط مرزی ورودی سرعت و برای جریان خروجی شرط فشار تعیین شد. در باقی سطوح سیال ورودی که هوا است می تواند بسته به شرایط محاسباتی به سمت داخل دامنه وارد و یا از آن خارج شود. نحوه اعمال شرایط مرزی بر روی سطوح در شکل ۲۳ نشان داده شده است. همچنین برای سطوح ورودی و پایین شرط ورودی سرعت، برای سطوح انتهایی و بالایی شرط خروجی فشار و در دو سطح جانبی شرط محیط اعمال شده است.

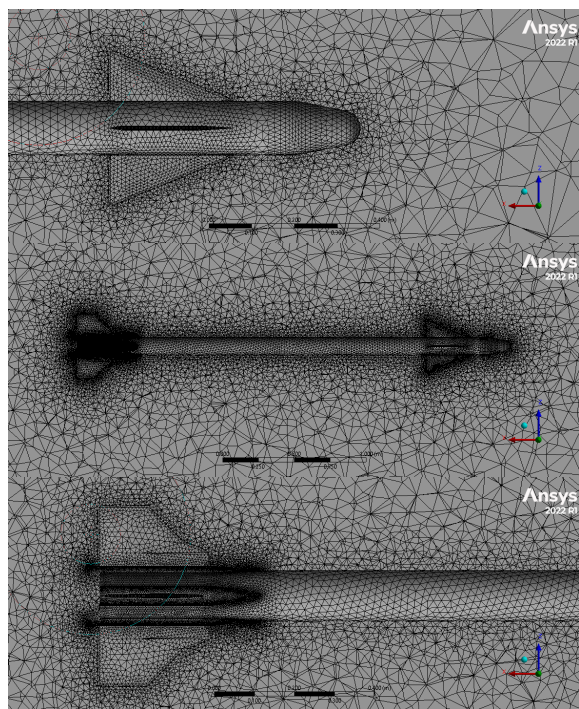
۳-۲- گسسته سازی

برای گسسته سازی دامنه محاسباتی از المان های چهاروجهی

^۱ Second Order Upwind

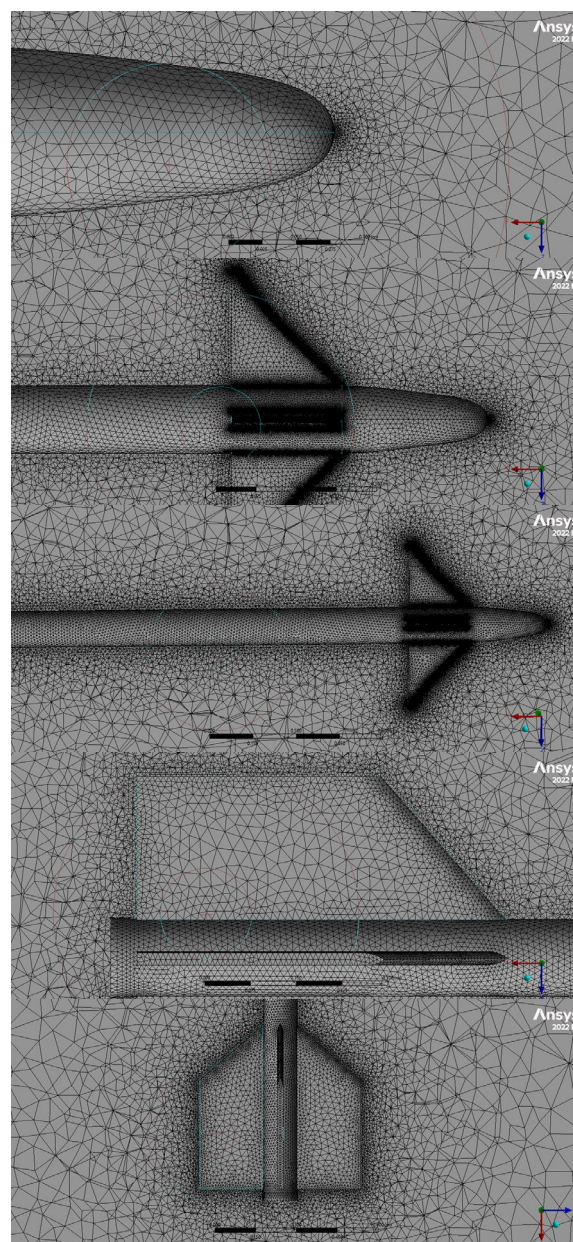
شکل ۸ نشان داده شده است. معادلات اصلی حاکم بر میدان جریان (پیوستگی، بقای اندازه حرکت و بقای انرژی) این مدل برای عدد ماخ 0.2 و در زوایای حمله صفر، 2° ، 6° و 10° و 14° حل شد. شبکه بندی برای این مدل انجام شد و مسئله با 5735422 المان چهاروجهی حل گردید. دامنه محاسباتی 7 برابر طول موشک از جوانب و انتها و 2 برابر طول موشک از سطح ورودی ساخته شد. مسئله بعد از 24 ساعت روی سیستم با مشخصات پردازنده Quad core Intel Core i7- 6700K با فرکانس 4 گیگاهرتز و حافظه رم 16^1 گیگابایت حل شد.

شکل ۲۹، مقایسه‌ای بین ضرایب به دست آمده از حل عددی و داده‌های تجربی موجود در مرجع [۵] را نشان می‌دهد. حداکثر خطا برای حل عددی انجام شده 4 درصد است که دقت قابل قبولی است.

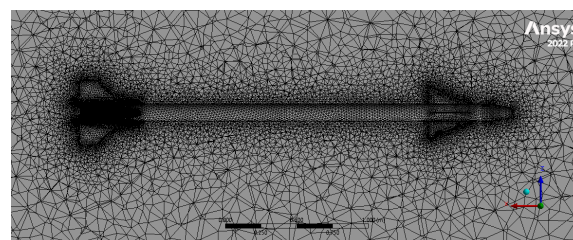


شکل ۲۷: مش لایه‌مرزی در قسمت‌های مختلف موشک جدید

برای بررسی اعتبار مدل آشفتگی مورد استفاده، مسئله در زاویه حمله 10° درجه با مدل‌های آشفتگی کی-اپسیلون^۲ و اس اس جی^۳ نیز حل شد و با مدل اس اس تی^۴ مقایسه شد. نتایج نشان می‌دهد که مدل کی-اپسیلون ضریب نیروی افقی، عمودی و برآ را به ترتیب با خطای 32% ، 4% و 11% درصد و مدل اس اس جی ضریب نیروی افقی، عمودی و برآ را به ترتیب با خطای 40% ، 9% و 9% درصد محاسبه می‌کنند. این در حالی است که مدل



شکل ۲۵: مش لایه‌مرزی در قسمت‌های مختلف موشک ایم-۱۹



شکل ۲۶: شبکه‌بندی دامنه در نزدیکی موشک جدید

برای نشان دادن صحت روش‌های محاسباتی و اعتبارسنجی حل، یک مدل موشک با کانارد مثلثی و دم دوزنقه‌ای (موشک ایم-۹ بی) مورد بررسی قرار گرفت و نتایج آن با داده‌های تونل باد موجود (مرجع [۵]) مقایسه شد. هندسه موشک مورد بررسی در

¹ RAM

² K-ε

³ SSG

⁴ SST



شکل ۳۰: تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9B



شکل ۳۱: تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9D



شکل ۳۲: تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9L



شکل ۳۳: تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9P



شکل ۳۴: تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9X

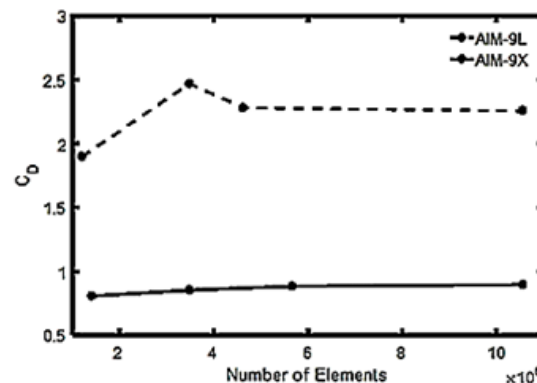
در ادامه به بررسی ضرایب آیرودینامیکی مدل های مختلف موشک سایدوایندر توسط نرم افزار MD در بعضی از اعداد ماخ پرداخته شده است.

شکل ۳۵، تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را برای مدل های مختلف موشک در عدد ماخ ۰/۲ نشان می دهد. همانطوری که در این شکل دیده می شود، در زوایای حمله مثبت بیشترین مقدار نیروی برآ مربوط به مدل موشک AIM-9P است که این افزایش نیرو به علت بزرگ تر بودن سطح کاناردهای بکار رفته در این مدل است. همچنین به علت کوچک شدن سطوح بال اصلی و کانارد در موشک AIM-9X کمترین مقدار این ضریب مربوط به این موشک است.

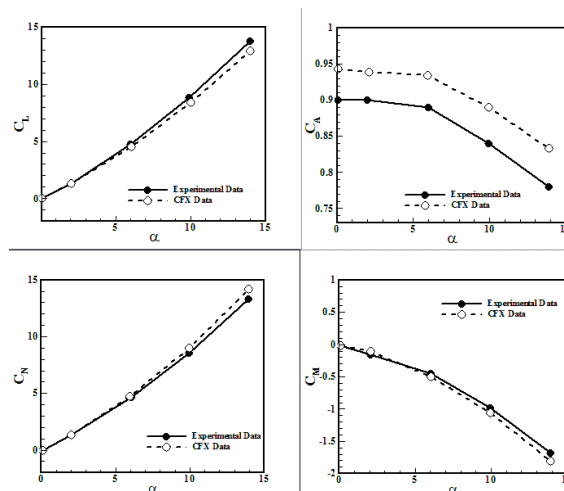
تغییرات ضریب پسا در زوایای حمله مختلف برای مدل های مختلف موشک در عدد ماخ ۰/۲ در شکل ۳۶ نشان داده شده است. در این شکل نیز بیشترین مقدار نیروی پسا مربوط به مدل موشک AIM-9P (به علت بزرگ بودن سطح کانارد بکار رفته در آن) و کمترین مقدار این نیرو نیز مربوط به مدل موشک AIM-9X (به علت کوچک شدن سطوح بال و کانارد آن) است.

بامطالعه تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم برای مدل های مختلف موشک (شکل ۳۷) می توان دریافت که تمامی مدل ها در زوایای حمله مورد بررسی دارای پایداری استاتیکی

اس اس تی این ضرایب را به ترتیب با خطای ۵/۹، ۴/۹ و ۴/۸ درصد محاسبه می کند. با این تحلیل مدل اس اس تی دقیق ترین مدل برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی در حل این مسئله است.



شکل ۳۸: نمودار استقلال از شبکه برای دو مدل در ماخ ۰/۲ و زاویه حمله ۶ درجه

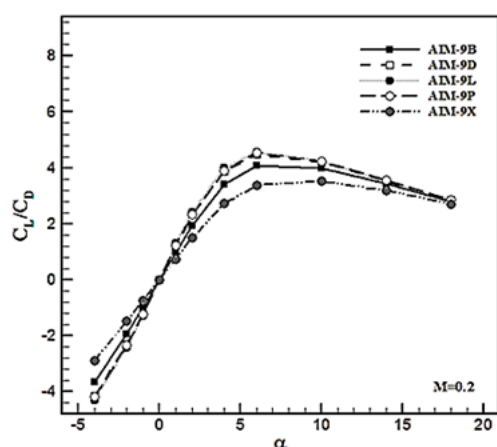


شکل ۳۹: مقایسه بین ضرایب آیرودینامیکی برای حل عددی و مدل تجربی [۵].

۴- نتایج و بحث

در ابتدا به بررسی عددی مدل های مختلف موشک هوا به هوای سایدوایندر در شرایط مختلف پروازی توسط نرم افزار نیمه تجربی MD پرداخته شده است. این بررسی ها در اعداد ماخ ۰/۲ تا ۴/۶۳ و در زوایای حمله ۴- تا ۱۸ درجه انجام شده است. همانطوری که قبلاً نیز ذکر شد، با اجرای نرم افزار MD علاوه بر ضرایب آیرودینامیکی و ...، با استفاده از یک رابط گرافیکی می توان تصویر موشک مدل شده را مشاهده نمود. در شکل های ۳۰ تا ۳۴، تصاویر مدل های مختلف موشک سایدوایندر که در این نرم افزار مدل شده اند، را می توان مشاهده نمود. با مقایسه این تصاویر با شکل های ۲ تا ۷ می توان دریافت که این مدل سازی هندسی به خوبی صورت گرفته است.

در شکل ۳۸، تغییرات نسبت ضریب برآ به ضریب پسا (عملکرد آئرو دینامیکی) در زوایای حمله مختلف را برای مدل‌های مختلف موشک سایدوایندر نشان داده شده است. بامطالعه این نمودار می‌توان دریافت که در این عدد ماخ و در زوایای حمله مثبت بیشترین مقدار این نسبت مربوط به موشک AIM-9P و کمترین آن نیز مربوط به مدل موشک AIM-9X است. در ضمن در زوایای حمله منفی این رفتار برعکس است.



شکل ۳۸: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

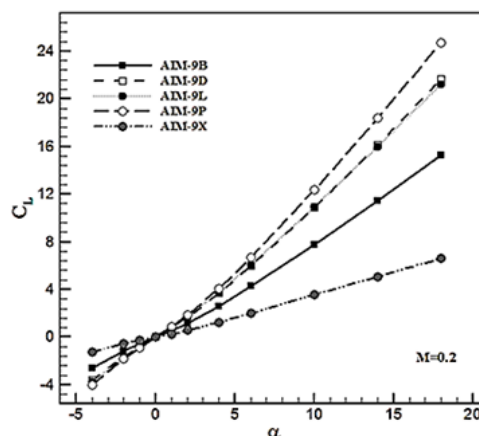
در ادامه نیز به بررسی ضرایب آئرو دینامیکی مدل‌های مختلف موشک (ضریب گشتاور پیچشی و نسبت ضریب برآ به ضریب پسا) در اعداد ماخ ۱/۲، ۲/۸۶ و ۴/۶۳ پرداخته شده است.

شکل‌های ۳۹ تا ۴۵، تغییرات ضریب گشتاور پیچشی و عملکرد آئرو دینامیکی را در زوایای حمله مختلف و در اعداد ماخ ۱/۲، ۲/۸۶ و ۴/۶۳ نشان می‌دهد. همانطوری که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود مطابق با روندی که در عدد ماخ ۰/۲ وجود داشت در تمامی زوایای حمله، مدل‌های مختلف موشک پایدار هستند و کمترین میزان پایداری هم مربوط به مدل موشک AIM-9X است ولی نکته قابل توجه این است که با افزایش عدد ماخ این پایداری نیز کاهش می‌یابد به قسمی که در عدد ماخ ۴/۶۳، مدل موشک AIM-9X کمترین پایداری را دارد.

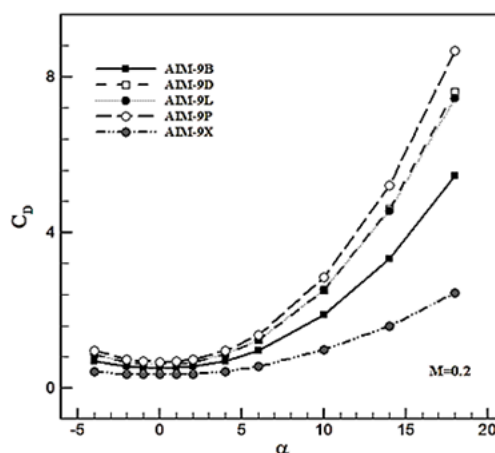
عملکرد آئرو دینامیکی نیز با افزایش عدد ماخ مطابق با همان روند قبلی، کمترین مقدار آن مربوط به مدل موشک AIM-9X است در عدد ماخ ۱/۲ بیشترین مقدار مربوط به مدل موشک AIM-9L و در اعداد ماخ ۲/۸۶ و ۴/۶۳، بیشترین مقدار مربوط به مدل موشک AIM-9P است. در زوایای حمله منفی هم‌روند برعکس است.

در این بخش نیز ابتدا به ارائه نتایج حل عددی برای موشک ایم-۹۹ با استفاده از نرم‌افزار انسیس سی اف ایکس پرداخته شده است. در این بررسی، مسئله برای چهار سرعت مادون صوت،

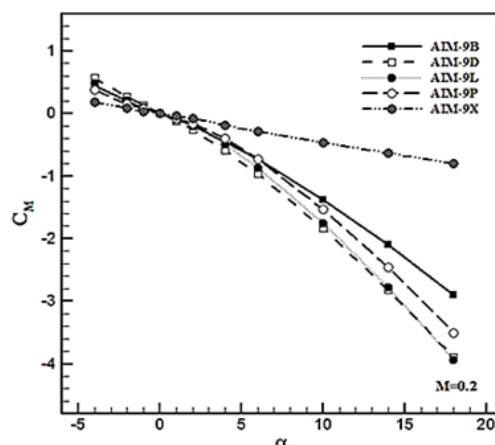
هستند و کمترین مقدار این پایداری مربوط به مدل موشک AIM-9X و بیشترین مقدار آن مربوط به مدل موشک AIM-9P است.



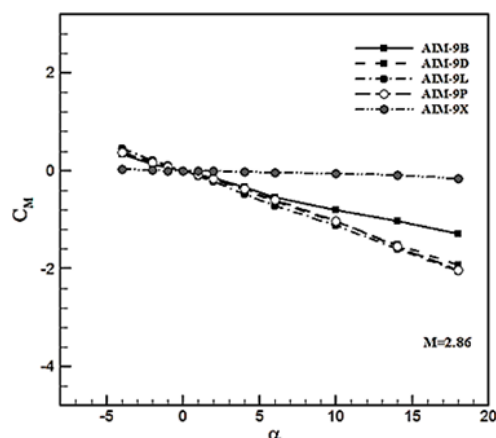
شکل ۳۵: تغییرات ضریب برآ برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲



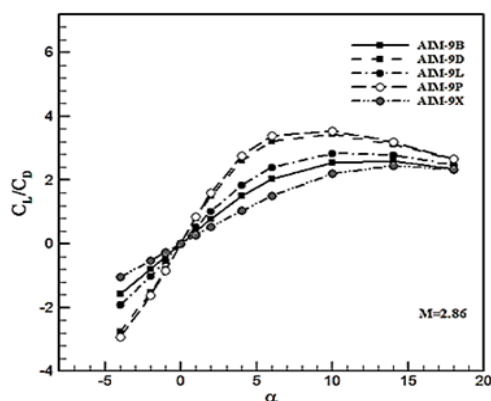
شکل ۳۶: تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲



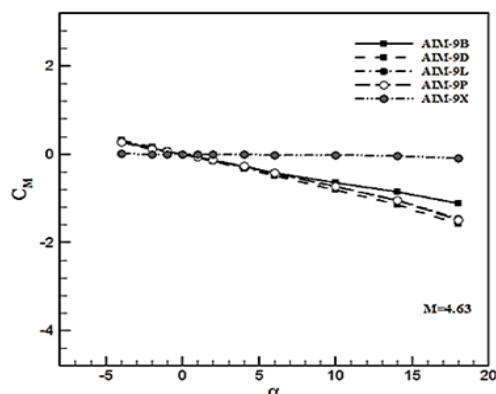
شکل ۳۷: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲



شکل ۴۲: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۸۶



شکل ۴۳: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۸۶

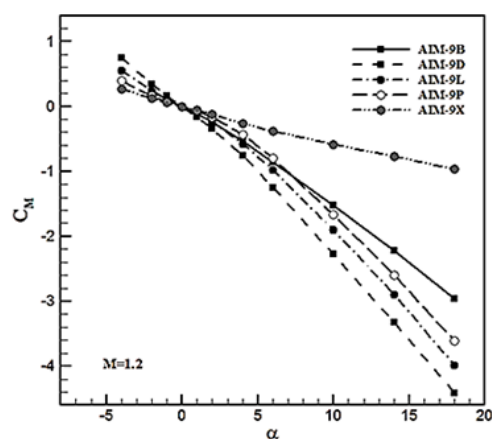


شکل ۴۴: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۴/۶۳

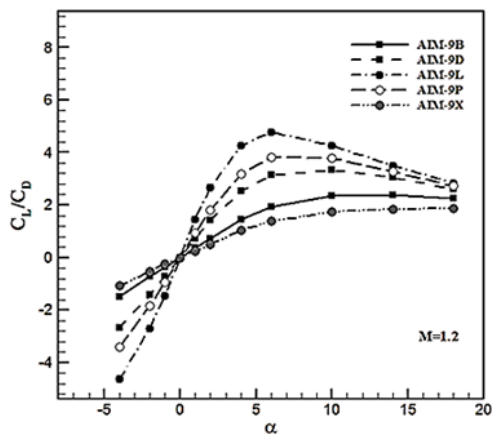
شکل ۴۷، تغییرات ضریب پسا برحسب زاویه حمله را برای موشک ایم-۹ نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، با افزایش زاویه حمله و سرعت موشک، ضریب پسا افزایش می‌یابد به طوری که بیشترین مقادیر پسا مربوط به عدد ماخ ۱/۲ و کمترین آن مربوط به عدد ماخ ۰/۲ است.

حدود صوت و مافوق صوت حل شده است. عددهای ماخ سرعت جریان موردبررسی به ترتیب ۰/۲، ۰/۸، ۱/۲ و ۲ می‌باشند و حل در ۵ زاویه حمله صفر، ۲، ۶، ۱۰ و ۱۴ درجه برای هر یک از این سرعت‌ها انجام شده است. تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و گشتاور پیچشی در زوایای حمله موردبررسی در شکل‌های ۴۶ تا ۴۸ آورده شده‌اند.

تغییرات ضریب برآ نسب به زاویه حمله برای موشک ایم-۹ ال در شکل ۴۶ آورده شده است. همانطوری که در این شکل دیده می‌شود، با افزایش زاویه حمله مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد. در زوایای حمله خیلی پایین، در سرعت‌های موردبررسی تقریباً ضرایب برآ یکسان بوده ولی با افزایش زاویه حمله (در حدود زاویه حمله ۳ به بعد)، با افزایش عدد ماخ از ۰/۲ تا ۱/۲، ضریب برآ نیز افزایش می‌یابد به طوری که بیشترین مقدار این ضریب مربوط به عدد ماخ ۱/۲ است. همچنین کمترین مقدار این ضریب مربوط به عدد ماخ ۲ است.

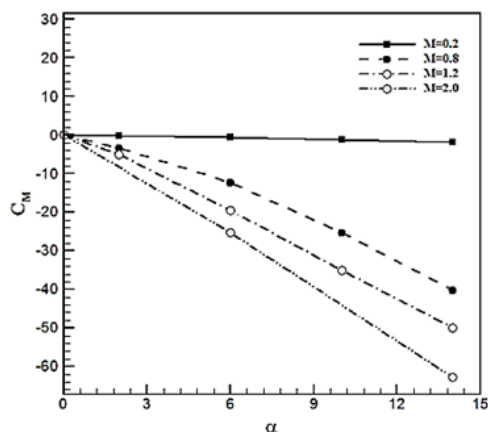


شکل ۴۹: تغییرات ضریب گشتاور پیچشی برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۱/۲



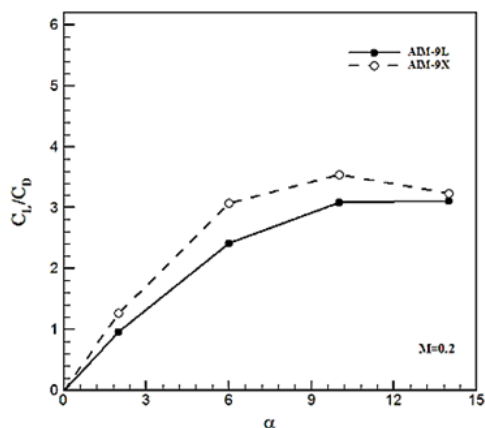
شکل ۴۰: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۱/۲

پایدار است و با افزایش عدد ماخ، پایداری موشک افزایش می‌یابد به‌طوری‌که بیشترین مقدار پایداری در عدد ماخ ۲ دیده می‌شود و لذا در این سرعت مانور پذیری موشک کمتر است.

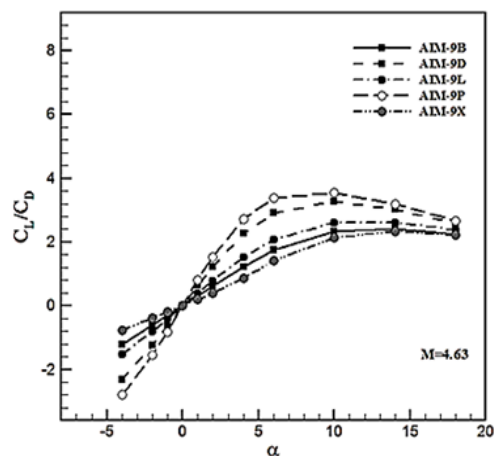


شکل ۴۸: نمودار ضریب گشتاور پیچشی در زوایای حمله مختلف موشک ایم-۹آل

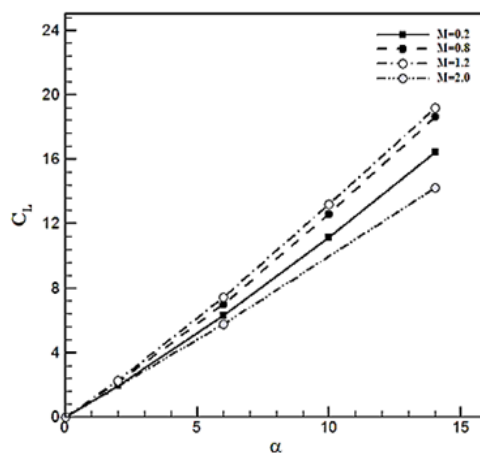
شکل‌های ۴۹ تا ۵۲، مقایسه عملکرد آئرو دینامیکی (نسبت ضریب برآ به ضریب پسا) را در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹آل و موشک جدید (ایم-۹ ایکس) در چهار عدد ماخ ۰/۲، ۰/۸، ۱/۲ و ۲ نشان می‌دهند. همانطوری‌که مشاهده می‌شود، با تغییر شکل کانارد و بال و افزایش طول بدنه در موشک جدید (ایم-۹ ایکس)، ضرایب پسا و برآ آن کوچک‌تر شده‌اند. ولی نسبت این دو ضریب به همدیگر بزرگ‌تر شده است. بنا به ارتباط مستقیم برد موشک با نسبت نیروی برآ به نیروی پسا، لذا برد این موشک جدید نسبت به مدل قبلی بیشتر خواهد بود.



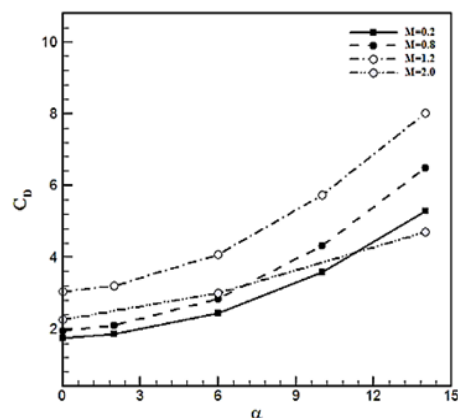
شکل ۴۹: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹آل و موشک جدید (ایم-۹ ایکس) در عدد ماخ ۰/۲



شکل ۴۵: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۴/۶۳



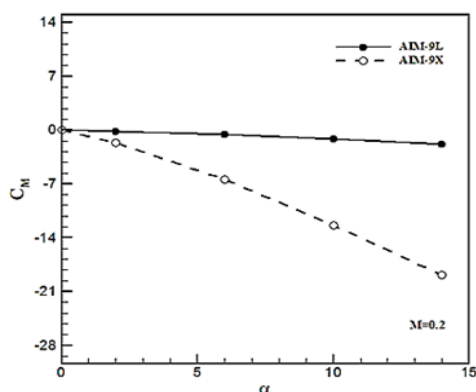
شکل ۴۶: نمودار ضریب برآ در زوایای حمله مختلف موشک ایم-۹آل



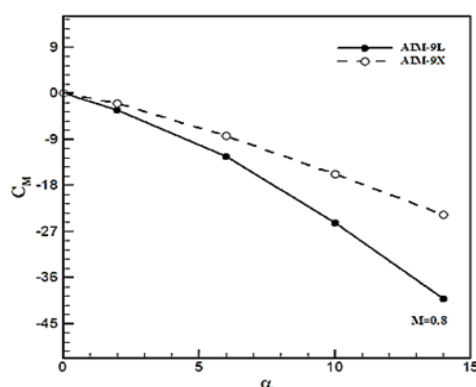
شکل ۴۷: نمودار ضریب پسا در زوایای حمله مختلف موشک ایم-۹آل

در شکل ۴۸، تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم نسبت به زاویه حمله آورده شده است. این تغییرات در اعداد ماخ مختلف آورده شده است. با مشاهده این شکل می‌توان دریافت که در تمامی سرعت‌ها، موشک در تمامی زوایای حمله مورد بررسی

موشک جدید از مدل قبلی کمتر است که نشان‌دهنده پایداری کمتر این موشک و در نتیجه افزایش مانور پذیری موشک جدید است. همچنین مشاهده می‌شود که در تمامی زوایای مورد بررسی، موشک جدید پایدار است.

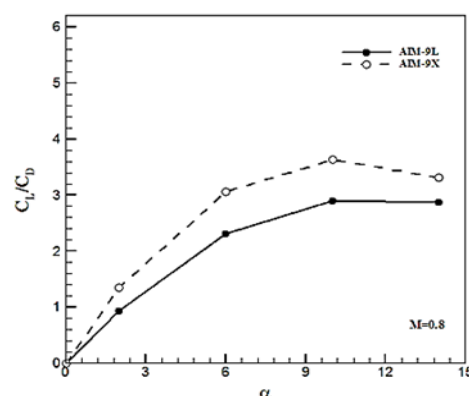


شکل ۵۰: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۰/۲

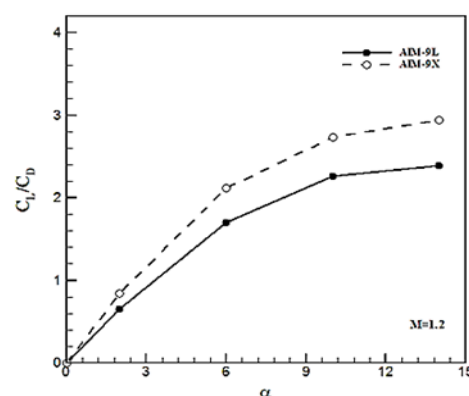


شکل ۵۱: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۰/۸

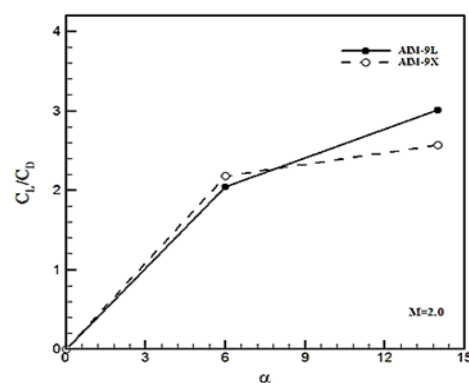
جریان گردابه‌ای روی دو نمونه موشک در عدد ماخ جریان ۱/۲ و زوایای حمله صفر، ۶ و ۱۴ درجه در شکل‌های ۵۷ تا ۵۹ آورده شده است. همان‌طوری که در این شکل‌ها دیده می‌شود، جریان‌های گردابه‌ای روی کانارد و بال اصلی شکل گرفته ولی به علت کوچک بودن این گردابه‌ها در این زاویه حمله، دنباله ناشی از این گردابه‌ها نیز کوچک بوده و هیچ تداخلی با همدیگر نخواهند داشت. ولی با افزایش زاویه حمله، گردابه‌های تشکیل شده قوی‌تر شده و مساحت بیشتری از سطوح کنترلی بال و کانارد را در برمی‌گیرند و به دنبال آن، دنباله ناشی از گردابه کانارد از روی بدنه و بال اصلی عبور می‌کند و ضمن ادغام با گردابه بال، گردابه قوی‌تری تشکیل شده و مساحت بیشتری از سطح بال اصلی را در برمی‌گیرند. همچنین مشاهده می‌شود که برای موشک جدید (ایم-۹ایکس) در زوایای حمله ۶ و ۹ درجه، دنباله ناشی از گردابه کانارد به مقدار بیشتری از روی بدنه و بال اصلی عبور کرده و



شکل ۵۰: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۰/۸

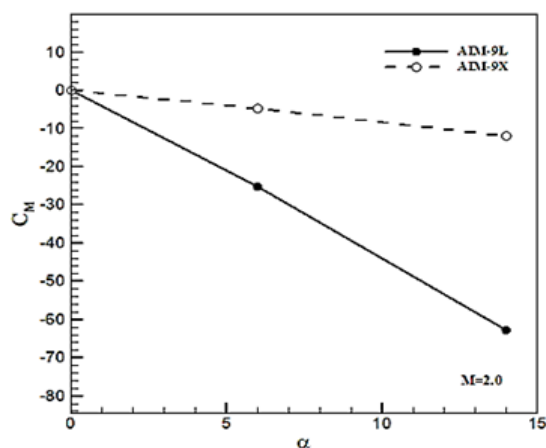


شکل ۵۱: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۱/۲

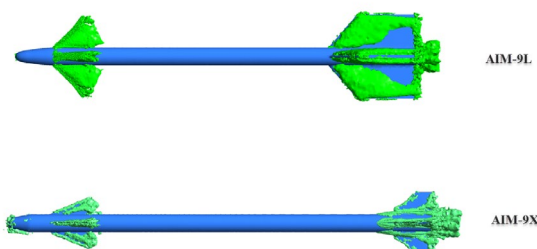


شکل ۵۲: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۲

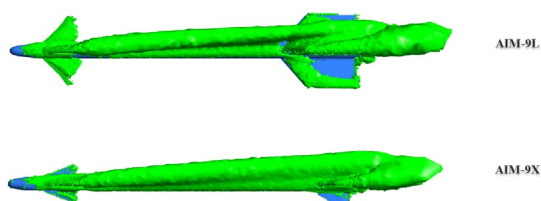
در شکل‌های ۵۳ تا ۵۶ نیز به مقایسه ضریب گشتاور پیچشی در ۴ سرعت مختلف بین موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در زوایای حمله مختلف پرداخته شده است. یکی از مشخصه‌های پایداری طولی برای موشک، میزان افزایش اندازه تغییر ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله است. همان‌طور در این شکل‌ها دیده می‌شود، شیب این نمودار برای



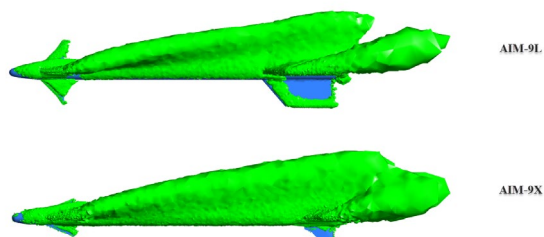
شکل ۵۶: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۲



شکل ۵۷: جریان گردابه‌ای حول دو موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۱/۲ و زاویه حمله صفر درجه



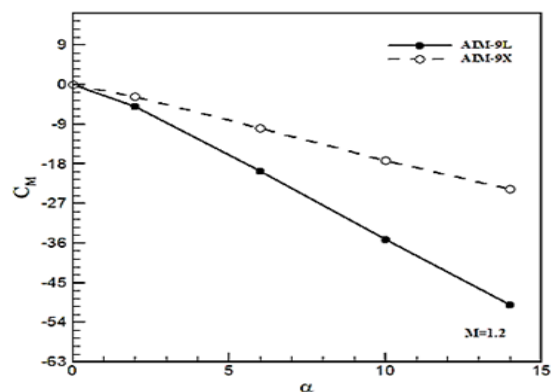
شکل ۵۸: جریان گردابه‌ای حول دو موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۱/۲ و زاویه حمله ۶ درجه



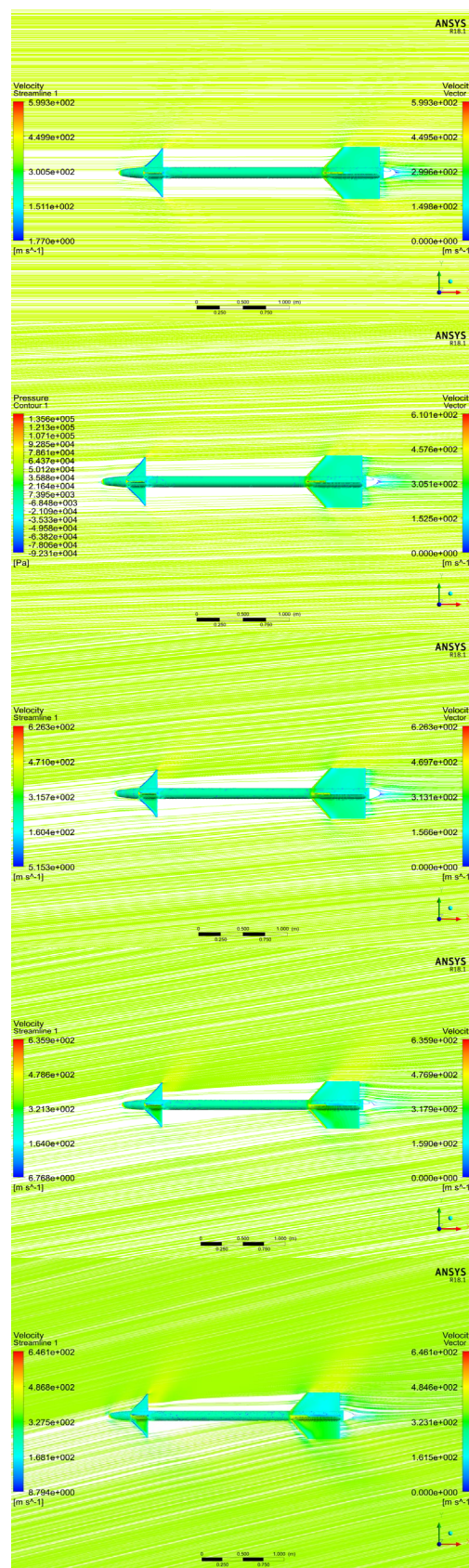
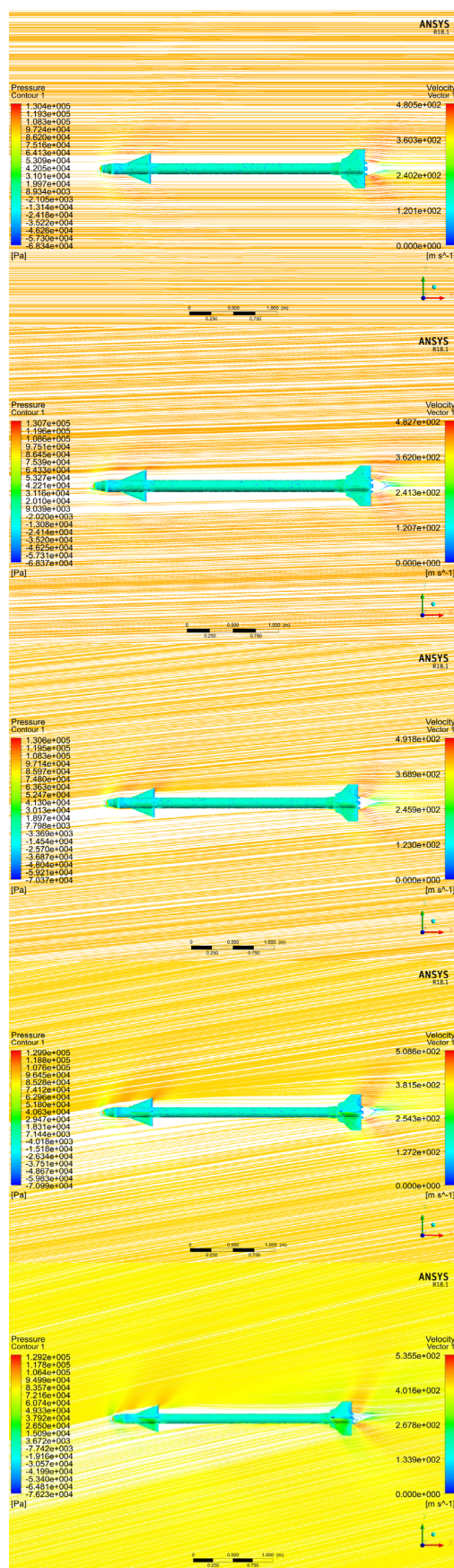
شکل ۵۹: جریان گردابه‌ای حول دو موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۱/۲ و زاویه حمله ۱۴ درجه

ضمن ادغام با گردابه بال باعث افزایش بیشتر ضریب برآ و کاهش ضریب پسا و به طبع آن افزایش بازده آئرو دینامیکی این موشک می‌گردد که در شکل ۵۱ نیز این تفاوت مشاهده می‌گردد.

در شکل‌های ۶۰ و ۶۱، خطوط هم‌تراز سرعت حول دو موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۱/۲ و در زوایای حمله مختلف صفر، ۲، ۶، ۱۰ و ۱۴ درجه نشان داده شده‌اند. در شکل ۶۰ و در زاویه حمله صفر درجه، بیشترین مقدار سرعت در قسمت جلویی دماغه موشک دیده می‌شود که با حرکت به سمت انتهای موشک سرعت شروع به کاهش بر روی بدنه می‌کند. همچنین در لبه‌های حمله کانارد کمترین مقدار سرعت دیده می‌شود. در نوک بالک‌های کانارد گردابه‌های نوک بال شروع به شکل‌گیری نموده و در لبه فرار بال اصلی کمترین مقدار سرعت دیده می‌شود. در ضمن در پایین دست انتهای بدنه موشک نیز جریان جدا شده از بدنه نیز به هم رسیده و خطوط یکنواخت سرعت را شکل می‌دهند. در این زاویه حمله نیز خطوط هم‌تراز سرعت در بالا و پایین موشک به صورت متقارن است. با افزایش زاویه حمله، نقطه دارای بیشترین مقدار سرعت در نوک موشک به سمت پایین دماغه موشک حرکت می‌کند و تقارن خطوط جریان در بالا و پایین موشک به هم خورده و گردابه‌های نوک بالک کانارد در قسمت بالایی موشک قوی‌تر می‌شود. برای بال اصلی نیز در قسمت نوک بال ناحیه دارای سرعت بالا تشکیل می‌شود که این نواحی نیز با افزایش زاویه حمله به ۶، ۱۰ و ۱۴ درجه گسترش بیشتری می‌یابند. برای موشک جدید (ایم-۹ایکس) در شکل ۶۱ نیز همین روند با شدت بیشتری دیده می‌شود و از همان زاویه حمله صفر درجه امواج ضربه‌ای بر روی قسمت جلویی دماغه موشک، ابتدای بالک‌های کانارد و بال اصلی شروع به شکل‌گیری می‌نماید که با افزایش زاویه حمله این امواج قوی‌تر شده و مساحت بیشتری از سطح موشک را در برمی‌گیرند.



شکل ۵۵: تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا در زوایای حمله مختلف برای موشک ایم-۹ال و موشک جدید (ایم-۹ایکس) در عدد ماخ ۱/۲



شکل ۶۱: خطوط هم‌تراز سرعت حول موشک ایم-۹ ایکس در عدد ماخ ۱/۲ و در زوایای حمله مختلف

شکل ۶۰: خطوط هم‌تراز سرعت حول موشک ایم-۹ ال در عدد ماخ ۱/۲ و در زوایای حمله مختلف

cruciform air-to-air missile with triangular canard controls and a trapezoidal wing, NASA TM X-3070, 1974.

[6] Rapp G, Performance improvements with Sidewinder missile airframe variants, in 17th Aerospace Sciences Meeting, 1979.

[7] Blair Jr B, Dillon JL, Watson CB, Experimental Study of Tail-Span Effects on a Canard-Controlled Missile, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.30, No.5, pp.635-640, 1993.

[8] Smith EH, Hebbar SK, Platzer M, Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile at High Angles of Attack, in 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, pp.1-9, 1993.

[9] Smith, E. H., et al. (1994). "Aerodynamic characteristics of a canard-controlled missile at high angles of attack." Journal of spacecraft and rockets 31(5): 766-772.

[10] Hsieh T, Priolo FJ, Wardlaw Jr AB, Navier-Stokes Calculation of Flow Over a Complete Missile to 60 Degree Incidence, in 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, pp. 1-8, 1995. DOI:10.2514/6.1995-760

[11] Wee HC, Aerodynamic analysis of a canard missile configuration using ANSYS-CFX, MSc Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey California, 2011.

[12] Yue, C.-g., et al. (2011). Numerical Simulation on Aerodynamic Characteristic of an Air-to-Air Missile. International Workshop on Computer Science for Environmental Engineering and Ecoinformatics, Springer. DOI:10.1007/978-3-642-22691-5_83

[13] Honkanen, T., et al. (2011). CFD simulations and wind tunnel experiments of a generic split-canard air-to-air missile at high angles of attack in turbulent subsonic flow. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. DOI: 10.2514/6.2011-6335

[14] Feyzioglu E, Roll characteristics and shape optimization of the free to-rotate tail-fins on a canard-controlled missile, MSc Thesis, Middle East Technical University, 2014.

[15] Al Kaabi, H., et al. (2019). "Numerical and Experimental Determination of Canard Controlled Missile Aerodynamic Coefficients in Subsonic Regime." Tehnički vjesnik 26(3): 674-680. DOI: 10.17559/TV-20180724143418

[16] Tahani, M., et al. (2017). "Aerodynamic performance improvement of a canard control missile." Aircraft engineering and aerospace technology 89(6): 871-878. DOI: 10.1108/AEAT-01-2016-0019

[17] Yazdani, K. and A. Naderi. "The Effect of the Geometric Parameters of the Fin on Aerodynamic Performance of Missile." Fluid Mechanics & Aerodynamics (2020).8(2): 141-151. DOI:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1398.8.2.11.4

[18] Arezoomand, B.,. "Numerical Analysis of Missile with Grid Fins and Investigating the Fin Type Geometry Effects on Aerodynamics Coefficients." Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal (2020).8(2): 153-168.

۵- نتیجه گیری

هدف از انجام این مطالعه، بررسی عددی تغییرات هندسه بال اصلی، کانارد و طول بدنه موشک هوا به هوای سایدوایندر برای افزایش مانور پذیری و برد آن در شرایط مختلف پروازی با استفاده از کد نیمه تجربی MD و نرم افزار انسیس سی اف ایکس است. در این مطالعه، بررسی‌ها شامل تغییرات ضرایب آئرو دینامیکی برآ، پسا و گشتاور پیچشی و نسبت ضریب برآ نسبت به ضریب پسا برای پنج شکل مختلف موشک سایدوایندر بوده است. نتایج این بررسی‌ها نشان داد که در زوایای حمله مثبت با تغییر در شکل، اندازه بال و کانارد و همچنین با افزایش طول موشک، مدل موشک AIM-9P بیشترین مقدار نسبت نیروی برآ به پسا (بازده آئرو دینامیکی) و مدل موشک جدید (AIM-9X) کمترین مقدار این نسبت است. ولی در زوایای حمله منفی این روند برعکس است. همچنین مدل موشک AIM-9X، در تمامی اعداد ماخ و زوایای حمله مورد بررسی پایدار بوده و دارای کمترین میزان پایداری استاتیکی و به دنبال آن دارای بیشترین مانور پذیری نسبت به سایر مدل‌های این موشک است. در ضمن برای تمامی مدل‌های مختلف موشک در تمامی اعداد ماخ و زوایای حمله مورد بررسی، پایداری استاتیکی دیده شد. در ضمن برد موشک جدید نیز در حدود ۴۳ درصد افزایش یافته است.

۷- فهرست علائم و اختصارات

C_A	ضریب نیروی محوری
C_L	ضریب نیروی برآ
C_D	ضریب نیروی پسا
C_M	ضریب گشتاور پیچشی
C_N	ضریب نیروی عمودی

۶- مراجع

[1] Jan's magazine, air-launched weapons, US, 2002.

[2] M. Allen J, Blair Jr AB, Comparison of Analytical and Experimental Supersonic Aerodynamic Characteristics of a Forward Control Missile," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 19, No. 2, pp. 155-159, 1982.

[3] Blair Jr AB, Allen JM, Hernandez G, Effect of tail-fin span on stability and control characteristics of a Canard-controlled missile at supersonic Mach numbers, NASA TN2157, 1983.

[4] Blair AB, Rapp G, Experimental and analytical comparison of aerodynamic characteristics of a forward-control missile, in 18th Aerospace Sciences Meeting, Pasadena, California, pp.1-11, 1980.

[5] Graves EB, Fournier RH, Stability and control characteristics at Mach numbers from 0.2 to 4.63 of a

DOR:<https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1398.8.2.12.5>

[19] Naderi, A. A. "Numerical Investigation of the Effect of Lattice Fin on the Aerodynamic Forces of a Missile." *Fluid Mechanics & Aerodynamics* (2020). **9**(1): 179-189. **DOR:**<https://dor.isc.ac/dor/DOR:20.1001.1.23223278.1399.9.1.12.0>

[20] Zhang, J., et al. (2020). "The numerical investigation on the rolling decoupling of a canard-controlled missile using the jet control system." *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics* **14**(1): 1062-1077. **DOI:** 10.1080/19942060.2020.1799866

[21] Bagheri, A. "Numerical investigation of the aerodynamics effects of fins curvature of opposite wrap-around fins and comparison with flat fins in supersonic flow." *Fluid Mechanics & Aerodynamics* (2023). **12**(1): 27-37. **DOR:** <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.1.3.2>