

بررسی عددی اثر تغییر هندسه بال، کانارد و بدنه بر ضرایب آیرودینامیکی یک موشک هوا به هوا

احمد شرفی^{۱*}، قاسم حسن زاده^۲

۱- مربی، دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، sharafi@ssau.ac.ir

۲- دانشجوی کارشناسی، دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، ghasemghasemi615@gmail.com

* مربی، دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، sharafi@ssau.ac.ir

چکیده

خطا در آن امکان بروز فاجعه را در بر دارد، بسیار مهم تر و قابل توجه است. یکی از انواع موشکهای هواپایه موشک هوا به هوا می باشد.

موشک هوا به هوا، موشک هدایت شونده ای است که از یک وسیله ی هوایی جنگی برای نابود کردن یک هدف پرنده شلیک می شود. این نوع موشکها به دو دسته کلی تقسیم می شوند؛ 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 می کنند 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 می کنند. موشک ایم-۹ سایدویندر (AIM-9 Sidewinder) نمونه ای 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 نمونه های جدید آن، این موشک به یکی از موفق ترین سلاح های هوایی تبدیل شده است. ۱۱۰۰۰۰ فرند از این مدل موشک برای آمریکا و ۲۷ کشور استفاده کننده 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 هلیکوپتر 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 بهینه ترین گزینه ها تبدیل شده است. از انواع مختلف این مدل موشک می توان به ایم-۹ جی، ایم-۹ام، ایم-۹ال و ایم-۹ایکس اشاره کرد.

همواره در طراحی موشک از ابزارهای آزمایشگاهی و روشهایی تحلیلی استفاده شده است. الزام ارتقا طراحی موشک برای افزایش ضرایب آیرودینامیکی و به طبع 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 می باشد. در ادامه بخشی از این پژوهشها و روشهای بررسی و تحلیل موشکها و همچنین نتایج آنها آورده شده است.

آلن و بلیر (J. M. Allen and A. B. Blair) یک مقایسه بین دادهای آیرودینامیکی تجربی و تحلیلی در سرعتهای مافوق صوت برای موشکهای کانارد کنترل در کلاس سایدویندر انجام دادند [۱]. آنها برای

در این تحقیق، به بررسی عددی اثر تغییرات هندسه بال، بدنه و کانارد بر ضرایب آیرودینامیکی یک موشک هوا به هوا با استفاده از نرم افزار Missile Datcom پرداخته شده است. این بررسیها بر روی موشک هوا به هوای سایدویندر و در شرایط مختلف پروازی انجام شده است. در این تحقیق، افزایش برد و مانورپذیری موشک سایدویندر با استفاده از تغییر اندازه بال اصلی، کانارد و بدنه مدنظر است. برای نیل به این هدف، به بررسی پنج شکل مختلف از این موشک که در سالهای مختلف تولید شده اند، پرداخته شده است. همچنین در این بررسی برای اعتبار سنجی، داده های بدست آمده یک مدل از این موشک با داده های تونل باد موجود در سرعتها و زوایای حمله مختلف مورد بررسی قرار گرفت. در تمامی شرایط پروازی، روند تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و گشتاور پیچشی یکسان بوده و در زوایای حمله پایین (۵- تا ۷درجه) داده ها تطابق بسیار خوبی با یکدیگر دارند. نتایج این شبیه سازی عددی نشان داد که در تمامی زوایای حمله مورد بررسی، سری های جدید این موشک دارای برد و مانور پذیری بهتری نسبت به سری های ابتدایی آن هستند.

واژه های کلیدی: موشک هوا به هوا- برد- مانورپذیری- Missile Datcom

۱- مقدمه

در طراحی موشکها رقابت بر سر نحوه عملکرد آیرودینامیکی می باشد. در این رقابت، موشکهایی موفق تر هستند که قابلیت آیرودینامیکی بالاتری داشته باشند. به طور کلی با توجه به آرایش بالچه ها و بدنه رفتار آیرودینامیکی موشکها متفاوت خواهد بود. با پیشرفت فناوری و تقاضا در وسایل پرنده مدرن، تمایل به رسیدن به سرعت بالاتر و بالا بردن قدرت مانور پذیری امری ضروری می باشد.

استفاده از موشکها به عنوان یکی از مهم ترین 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 می گیرد. در دنیای امروز که استفاده از تکنولوژی نقش پررنگی در همه قسمت های زندگی داراست، امکان بهره برداری از امکانات موجود در صنایع نظامی و دفاعی امری ضروری است. این مساله در علوم هوایی که سعی و

هواپیماهای 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 (E. H. Smith) و همکارانش به بررسی ضرایب آیرودینامیکی یک موشک هوا به هوای کانارد کنترلی در اعداد ماخ پایین و زوایای حمله بالا پرداخته‌اند [۷]. آنها برای پیش بینی ضرایب آیرودینامیک از نرم افزار Missile Datcom استفاده کرده‌اند اما برای تایید این پیش بینی‌ها از تست تونل باد نیز استفاده کرده‌اند. آنها برای انجام این کار یک مدل موشک برای استفاده در تست‌های تونل باد ساختند و نیروهای عمودی و محوری و گشتاور پیچشی آن را اندازه گیری نمودند. این آزمایشات در عدد ماخ ۰/۲ و زوایای حمله تا ۵۰ درجه و در سه حالت مختلف بالچه کانارد و در زوایای رول ۰ تا ۴۵ درجه انجام شده‌اند. نتایج بررسی آنها یک تطابق خوب بین داده‌های تونل باد با خروجی‌های دتکام را نشان می‌دهد ولی مشتقات پایداری استاتیکی حالت تجربی نسبت به خروجی‌های دتکام مقدار بیشتری را نشان می‌دهد [۷].

حل عددی معادلات ناویر استوکس مادون صوت سرعت پایین حول یک موشک در زوایای حمله تا ۶۰ درجه توسط هیسه (T. Hsieh) و همکارانش انجام شده است [۸]. 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 GRIDGEN و برای حل میدان جریان از برنامه GASP استفاده کردند. آنها در مطالعه خود برای جلوگیری از عوارض عدم تقارن جریان در زوایای حمله بالا، در محاسبات خود جریان 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 [۸].

چووان وی و پلاتزر به بررسی ویژگی‌های استاتیکی آیرودینامیکی یک موشک بال کانارد با دماغه نیم کره‌ای، کاناردهای مثلثی و دم‌های ذوزنقه‌ای شکل پرداختند. آنها بررسی خود را در ۳ سرعت با زاویه حمله‌های مختلف انجام دادند. نتایج به دست آمده با دو روش عددی و نیمه تجربی، با نتایج آزمایشات تونل باد مقایسه شد. نتایج تطابق خوبی در ضرایب برآ و گشتاور پیچشی نشان داد اما، در ضریب پسا کمی اختلاف مشاهده شد [۹].

فیضقلو و همکارانش به بررسی عددی یک موشک کنترل شونده با کانارد پرداختند. در این پژوهش پره‌های دم قابلیت چرخش داشتند و شرایط آیرودینامیکی ناپایا در این حالت با روش رنس به وسیله نرم‌افزار فلونت محاسبه شد [۱۰].

در این تحقیق به بررسی عددی ضرایب آیرودینامیکی مدل‌های مختلف موشک هوا به هوای سایدوایندر با استفاده از نرم افزار Missile Datcom در شرایط مختلف پروازی پرداخته می‌شود. در این تحقیق، افزایش عملکرد آیرودینامیکی، برد و مانور پذیری موشک مد نظر می‌باشد. در مدل‌های جدیدتر این موشک ارتقا طراحی هندسی و آیرودینامیکی، پیشران، سرچنگی، سامانه هدایت، سامانه هدف گیری و سامانه کنترل دیده می‌شود. با توجه به اینکه تغییرات مدل‌های مختلف این موشک در طول سالیان تولید آن تغییر در شکل و اندازه بال اصلی، کانارد و طول بدنه توسط شرکت سازنده بوده است، بنابراین در این تحقیق فقط به بررسی عددی

پیش بینی ضرایب آیرودینامیکی و مقایسه دقت آنها با داده‌های آزمایشگاهی از سه کد کامپیوتری استفاده کردند. آنها در بررسی خود بر ویژگی‌های کنترل رول (Roll) تاکید داشتند و علاوه بر آن، بهینه سازی دهانه دم، کنترل طولی و عرضی، رول القایی و اثرات جهت‌گیری رول موشک را نیز بررسی کردند. آنها دریافتند که با کاهش دهانه دم، کنترل رول موشک‌های کلاس سایدوایندر امکان پذیر است. همچنین دریافتند که کدهای کامپیوتری استفاده شده برای پیش بینی گشتاور رول در زوایای حمله پایین دقت خوبی دارند و در زوایای حمله بالا بایستی ارتقا یابند [۱].

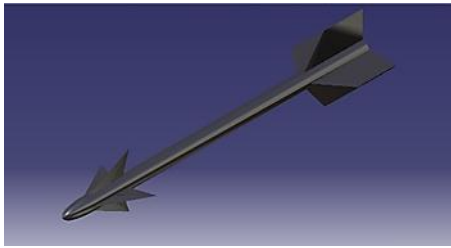
بلیر و همکارانش در اثر دهانه بالچه دم را بر ویژگی‌های پایداری و کنترل یک موشک کانارد کنترل در سرعت‌های مافوق صوت بررسی کردند. آنها در تحقیق خود ضرایب آیرودینامیکی موشک را در اعداد ماخ ۱/۶ تا ۳/۵ مورد بررسی قرار دادند. نتایج تحقیقات آنها نشان داد که برای پیکربندی‌ها با بالچه‌های دم، با نسبت ابعاد کمتر از ۰/۷۵ فاصله دم تا کانارد، استفاده از کانارد برای رول امری ممکن و عملی است. همچنین کاناردها برای پیچش و رول در همه پیکربندی‌ها بسیار موثر و کاربردی بوده‌اند. روش‌های پیشنهادی در این پژوهش، تخمین بسیار خوبی برای ضرایب آیرودینامیکی در راستای طولی و نسبتا خوب برای ضرایب در راستای جانبی در زاویه حمله‌های پایین ارائه کردند. اما برای زوایای حمله بیشتر از ۱۲ درجه، نیاز به بهبود برنامه‌ها برای استفاده عملی‌تر پیشنهاد شده است [۲].

این تیم تحقیقاتی در سال ۱۹۸۰ به مقایسه ضرایب آیرودینامیکی با استفاده از روش‌های تجربی و تحلیلی برای یک موشک هوا به هوا (شکل ۴) پرداخت و به نتایج قابل توجهی برای تقریب ضرایب آیرودینامیکی در راستای طولی و جانبی برای زوایای حمله ۰ تا ۴۵ درجه دست یافتند [۳].

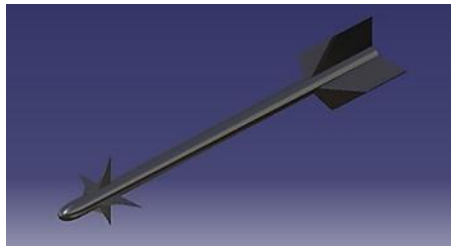
گریوز و فورنیر (E. B. Graves and R. H. Fournier) به بررسی تجربی پایداری و کنترل یک نمونه موشک هوا به هوا پرداخته‌اند. این بررسی‌ها در اعداد ماخ ۰/۲ تا ۴/۶۳ انجام شده است. در این تحقیق، به بررسی اثر کانارد و دم بر روی پایداری و ضرایب آیرودینامیکی در زاویه حمله‌های مختلف پرداخته شده است [۴].

رپ (G. Rapp) نیز سعی در بهبود کارایی و ضرایب آیرودینامیکی موشک سایدوایندر داشت. او تلاش کرد با تغییر در پیکربندی و ابعاد هندسی موشک به کاهش نیروی پسا، کاهش گشتاورهای کنترلی بالا و چرخش کانارد مثبت یا کنترل نرخ چرخش دست یابند. نتایج کار او نشان داد که کارایی پیکربندی هوایی سینماتیکی پیشرفت قابل توجهی برای ایم-۹ اصلاح شده داشته است. همچنین برد و مانورپذیری مدل اصلاح شده بهتر از مدل قبلی ارزیابی شد و در نتیجه نیروی پسا، پایداری و کنترل بهبود یافت [۵].

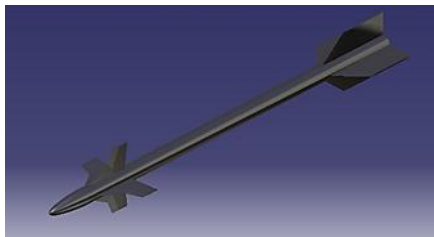
بلیر و همکارانش به بررسی تجربی اثرات نسبت دهانه (Span) بال به دهانه کانارد یک موشک کانارد کنترل که بالچه‌های آن بصورت صلیبی شکل بر روی بدنه آن نصب شده است، پرداخته‌اند [۶]. آنها بررسی خود را در اعداد ماخ ۱/۷۵ تا ۳/۵ انجام دادند. آنها دریافتند که کاهش نسبت دهانه بال اصلی به دهانه کانارد سبب کاهش پایداری استاتیکی شده و زاویه حمله تریم (Trim Angle of Attack) را افزایش می‌دهد. آنها همچنین فهمیدند که در موشک‌های کانارد کنترل، با انتخاب مناسب نسبت دهانه دم/دهانه کانارد، کنترل‌های کانارد می‌توانند به خوبی کنترل رول (Roll)، پیچ (Pitch) و یاو (Yaw) را فراهم کنند [۶].



شکل ۴- نمای سه بعدی موشک AIM-9D



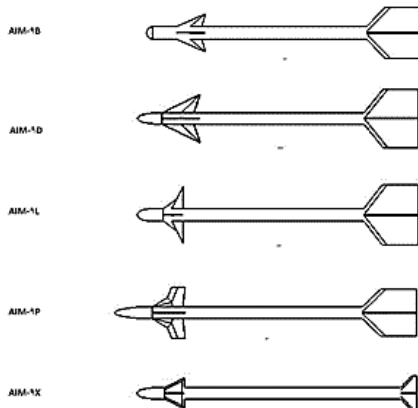
شکل ۵- نمای سه بعدی موشک AIM-9L



شکل ۶- نمای سه بعدی موشک AIM-9P



شکل ۷- نمای سه بعدی موشک AIM-9X



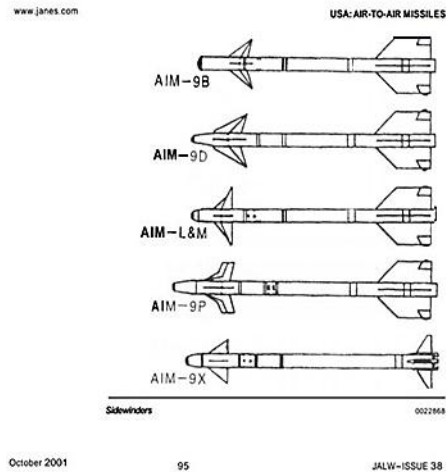
شکل ۸- نمای دوبعدی مدل‌های مختلف موشک AIM-9

۳- تحلیل آیرودینامیکی با نرم افزار Missile Datcom

تغییر هندسه بال اصلی، کانارد و طول بدنه برای بررسی ارتقای عملکرد آیرودینامیکی این موشک پرداخته شده است.

۲- مدل‌ساز هندسی و تهیه نقشه مدل‌های مختلف موشک

مطابق با اسناد و مراجع موجود [۱۱] این موشک دارای مدل‌های مختلف B, D, L, P, X است که اطلاعات کلی آن در شکل‌های ۱ و ۲ آورده شده است [۱۱].

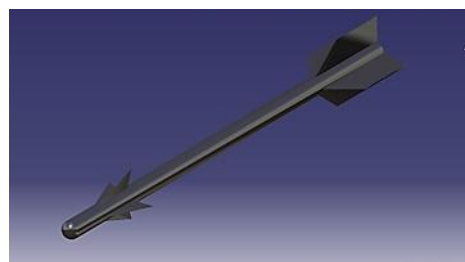


شکل ۱- نمای جانبی مدل‌های مختلف موشک ساییدوایندر [۱۱].

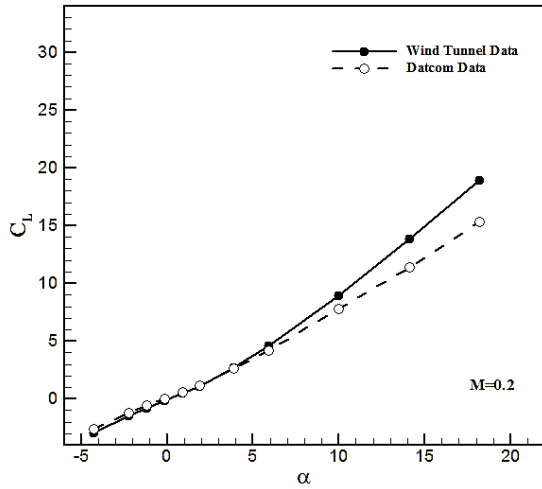
Specifications	AIM-9B	AIM-9D	AIM-9L	AIM-9P	AIM-9M	AIM-9S	AIM-9X
Length	2.83 m	2.87 m	2.87 m	3.07 m	2.9 m	2.87 m	2.9 m
Body diameter	127 mm	127 mm	127 mm	127 mm	127 mm	127 mm	127 mm
Wing span	0.53 m	0.64 m	0.64 m	0.64 m	0.64 m	0.64 m	0.44 m
Launch weight	76 kg	90 kg	87 kg	82 kg	86 kg	86 kg	85 kg
Warhead	4.5 kg HE blast/fragmentation	9 kg HE continuous rod	9.5 kg HE fragmentation	12 kg HE blast/fragmentation	10.15 kg HE fragmentation	10.15 kg HE fragmentation	10.15 kg HE fragmentation
Fuze	IR	RF	Active laser	FF or active Laser	Active laser	Active laser	Active laser
Guidance	IR	IR	IR	IR	IR	IR	Imaging IR
Propulsion	Solid propellant	Solid propellant	Solid propellant	Solid propellant	Solid propellant	Solid propellant	Solid propellant
Range	2 km	3 km	8 km	8 km	8 km	8 km	10 km

شکل ۲- مشخصات کلی مدل‌های مختلف موشک ساییدوایندر [۱۱].

بعلت عدم دسترسی به اطلاعات دقیق مدل‌های مختلف موشک، با استفاده از شکل‌های ۱ و ۲ و همچنین نرم افزارهای استخراج داده از تصویر در 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 شده است که تصاویر مدل‌های مختلف این موشک در شکل‌های ۳ تا ۸ آورده شده است.



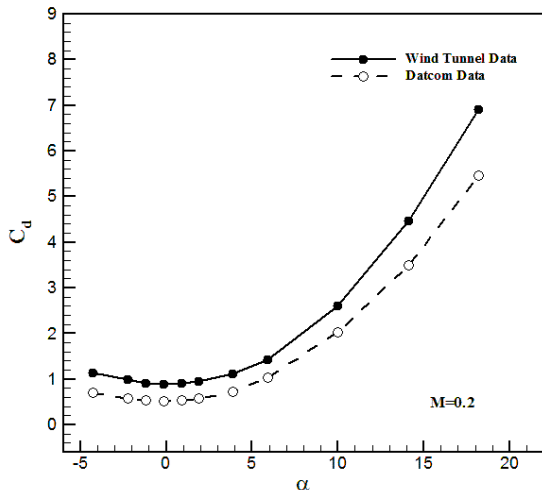
شکل ۳- نمای سه بعدی موشک AIM-9B



شکل ۱۰- تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

شکل ۱۰، تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را برای موشک مرجع [۴] در عدد ماخ ۰/۲ نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، با افزایش زاویه حمله مقدار این ضریب افزایش می‌یابد و در زوایای حمله پایین (۴- تا ۷ درجه) تطابق بسیار خوبی بین داده‌های خروجی از MD با داده‌های مرجع [۴] دیده می‌شود.

تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله نیز در شکل ۱۱ آورده شده است. در این شکل نیز همانطوری که مشاهده می‌شود روند تغییرات این ضریب با داده‌های موجود یکسان بوده و اختلاف دیده شده ناشی از روش بکار رفته در نرم افزار MD برای پیش بینی ضرایب آیرودینامیکی می‌باشد.



شکل ۱۱- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

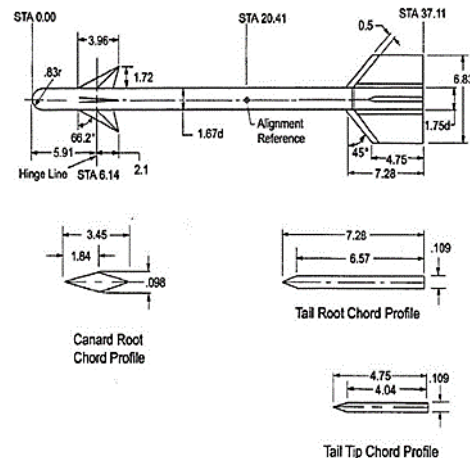
شکل ۱۲، تغییرات ضریب گشتاور پیچشی در زوایای حمله مختلف حول مرکز جرم موشک نشان می‌دهد. در زوایای حمله مورد بررسی موشک دارای پایداری استاتیکی بوده و روند تغییرات این ضریب نیز در هر دو حالت یکسان است. در ضمن در زوایای حمله پایین نیز همخوانی خوبی بین داده‌ها دیده می‌شود.

برای بدست آوردن ضرایب آیرودینامیکی روش های مختلفی وجود دارد. امروزه جهت انجام این کار معمولاً از سه روش تجربی، مهندسی و عددی استفاده می‌شود. پایه روش مهندسی، روابط خطی شده آیرودینامیکی است که یکی مهم‌ترین نرم افزارهای برای بدست آوردن ضرایب آیرودینامیکی استاتیکی و دینامیکی انواع وسایل پرنده نرم افزار Missile Datcom است که در این تحقیق از آن استفاده شده است.

ورودی‌های این نرم افزار شامل یک دسته از دستورات ورودی نظیر شرایط پروازی، کیت‌های مرجع برای بدست آوردن ضرایب نیروها و گشتاورها و تعیین پایداری، بدنه موشک و بالچه های کنترلی است که مشخصات هر کدام بصورت جداگانه در فایل ورودی برنامه، وارد می‌گردد. در نسخه در دسترس این نرم افزار بعد از اجرای برنامه، علاوه بر خروجی‌ها که بصورت ضرایب نیروها و گشتاورها در شرایط مختلف پروازی داده شده می‌باشد، با استفاده از یک رابط گرافیکی تصویر موشک مدل شده نیز ایجاد می‌گردد که با مقایسه این تصویر با نقشه موشک وارد شده می‌توان به درستی مدل‌سازی انجام شده پی برد.

۴- اعتبار سنجی حل عددی

برای اطمینان از صحت و درستی اطلاعات بدست آمده از نرم افزار نیاز است که از صحت داده‌ای بدست آمده اطمینان حاصل کرد بنابراین در روش معمول ابتدا برای مدل به‌مراه داده‌های موجود این کار انجام گرفته و در صورت اطمینان از نتایج بدست آمده، همان روند نیز برای مدل‌های مورد بررسی تکرار می‌گردد لذا در این تحقیق برای نیل به این هدف مدل موشک موجود در مرجع [۴] (شکل ۹)، در شرایط پروازی داده شده توسط نرم افزار MD مدل شده و نتایج بدست آمده در قالب ضرایب آیرودینامیکی مقایسه شده است که بعنوان 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 ۱۰ تا ۱۲ آورده شده است.



شکل ۹- نمایی از موشک استفاده شده برای اعتبار سنجی حل عددی [۴].



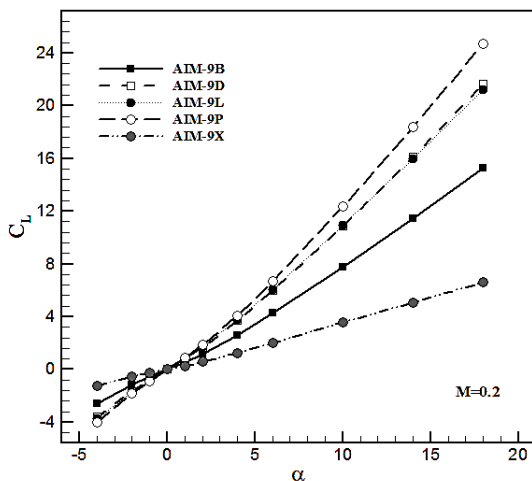
شکل ۱۶- تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9P



شکل ۱۷- تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9X

در ادامه به بررسی ضرایب آیرودینامیکی مدل‌های مختلف موشک سایداوایندر در بعضی از اعداد ماخ پرداخته می‌شود.

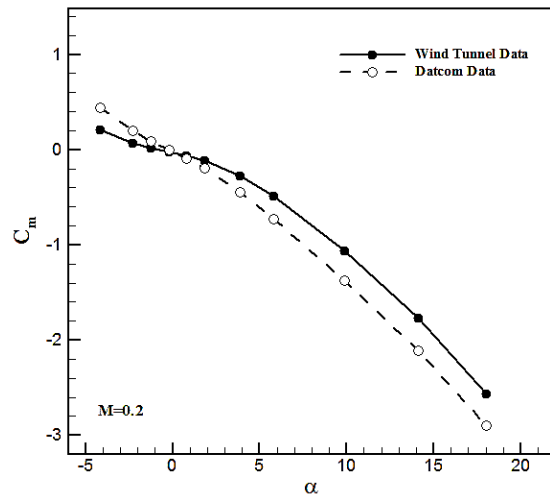
شکل ۱۸، تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله را برای مدل‌های مختلف موشک در عدد ماخ ۰/۲ نشان می‌دهد. همانطوری که در این شکل دیده می‌شود، در زوایای حمله مثبت بیشترین مقدار نیروی برآ مربوط به مدل موشک AIM-9P می‌باشد که این افزایش نیروی بعلت بزرگ‌تر بودن سطح کاناردهای بکار رفته در این مدل است.



شکل ۱۸- تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

تغییرات ضریب پسا در زوایای حمله مختلف برای مدل‌های مختلف موشک در عدد ماخ ۰/۲ در شکل ۱۹ نشان داده شده است. در این شکل نیز بیشترین مقدار نیروی پسا مربوط به مدل موشک AIM-9P (بعلت بزرگ بودن سطح کانارد بکار رفته در آن) و کمترین مقدار این نیروی مربوط به مدل موشک AIM-9X (بعلت کوچک شدن سطوح بال و کانارد آن) می‌باشد.

با مطالعه تغییرات ضریب گشتاور پیچشی حول مرکز جرم برای مدل‌های مختلف موشک (شکل ۲۰) می‌توان دریافت که تمامی مدل‌ها در زوایای حمله مورد بررسی دارای پایداری استاتیکی هستند و کمترین مقدار این پایداری مربوط به مدل موشک AIM-9X و بیشترین مقدار آن مربوط به مدل موشک AIM-9P است.



شکل ۱۹- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

۵- نتایج

در تحقیق حاضر به بررسی عددی مدل‌های مختلف موشک هوا به هوای سایداوایندر در شرایط مختلف پروازی توسط نرم افزار MD پرداخته شده است. این بررسی‌ها 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 می‌توان تصویر موشک مدل شده را مشاهده نمود. در شکل‌های ۱۳ تا ۱۷ تصاویر مدل‌های مختلف موشک سایداوایندر که در MD مدل شده‌اند، را می‌توان مشاهده نمود با مقایسه این تصاویر با شکل‌های ۳ تا ۸ می‌توان دریافت که این مدل سازی هندسی بخوبی صورت گرفته است.



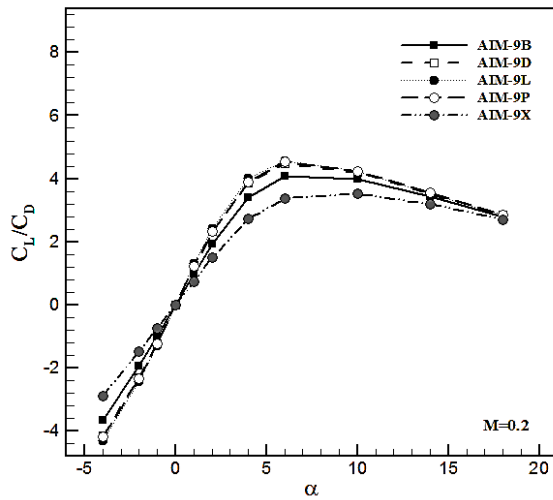
شکل ۱۳- تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9B



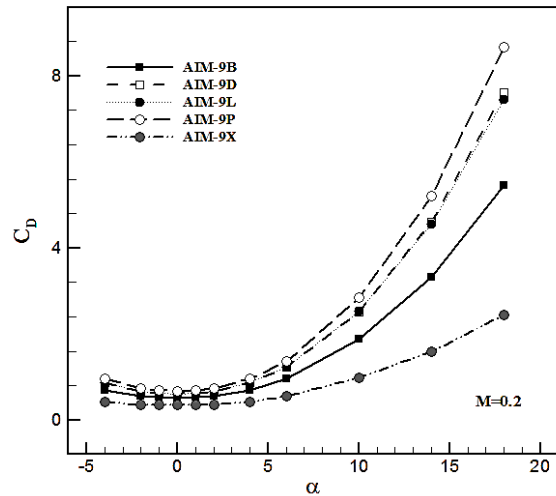
شکل ۱۴- تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9D



شکل ۱۵- تصویر خروجی نرم افزار MD برای موشک AIM-9L

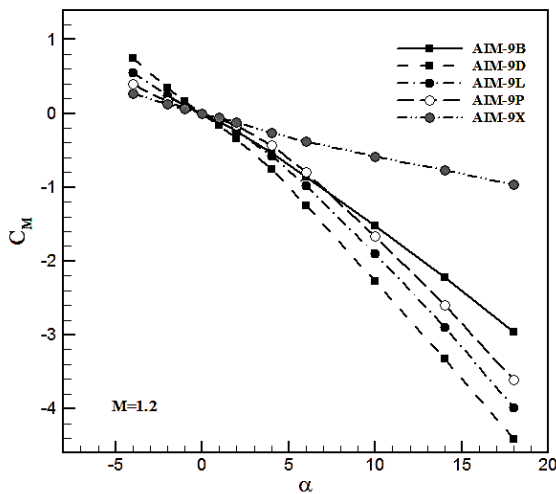


شکل ۱۹- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

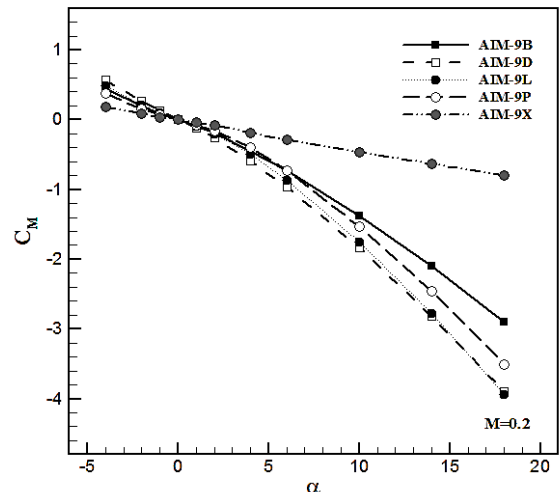


شکل ۲۰- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

در ادامه بعلاوه زیاد بودن خروجی‌ها به مطالعه تعدادی از ضرایب آیرودینامیک (ضریب گشتاور پیچشی و نسبت ضریب برآ به ضریب پسا) در اعداد ماخ ۱/۲، ۲/۸ و ۴/۶۳ پرداخته می‌شود.



شکل ۲۱- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۱/۲



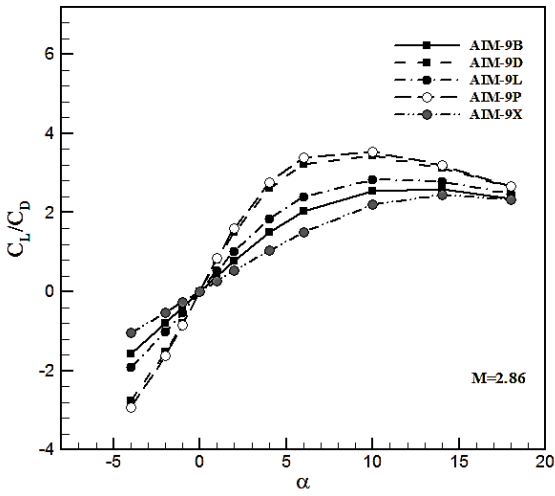
شکل ۲۲- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۲

در شکل ۲۱، تغییرات نسبت ضریب برآ به ضریب پسا (عملکرد آیرودینامیکی) بر در زوایای حمله مختلف برای مدل‌های مختلف موشک سایدوایندر نشان داده شده است. با مطالعه 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 زوایای حمله منفی این رفتار برعکس می‌باشد.

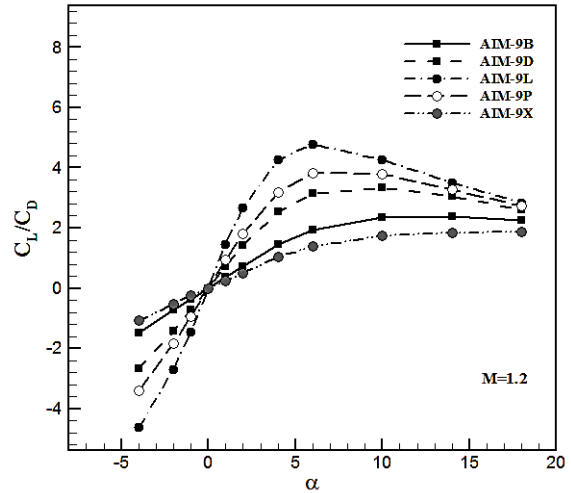
شکل‌های ۲۲ تا ۲۷ تغییرات ضریب گشتاور پیچشی و عملکرد آیرودینامیکی را در زوایای حمله مختلف در اعداد ماخ ۱/۲، ۲/۸، ۴/۶۳ نشان می‌دهد. همانطوری که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود مطابق با روندی که در عدد ماخ ۰/۲ وجود داشت در تمامی زوایای حمله مدل‌های مختلف موشک پایدار است و کمترین میزان پایداری هم مربوط به مدل موشک AIM-9X است ولی نکته قابل توجه این می‌باشد که با افزایش عدد ماخ این پایداری نیز کاهش می‌یابد قسمی که در عدد ماخ ۴/۶۳، مدل موشک AIM-9X کمترین پایداری را دارد.

عملکرد آیرودینامیکی نیز با افزایش عدد ماخ همان روند قبلی را کمترین مقدار آن مربوط به مدل موشک AIM-9X است در عدد ماخ ۱/۲

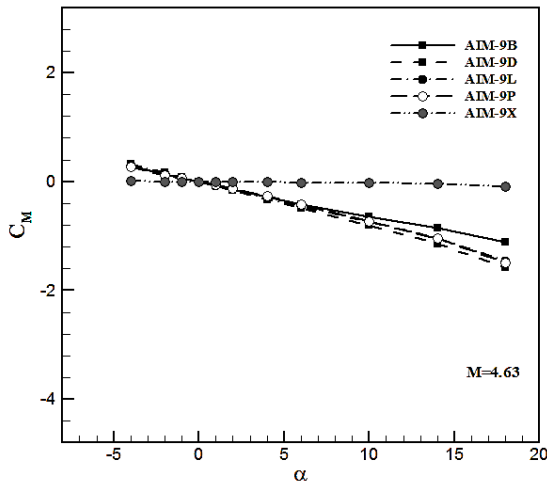
بیشترین مقدار مربوط به مدل موشک AIM-9L و در اعداد ماخ ۲/۸۶ و ۴/۶۳، بیشترین مقدار مربوط به مدل موشک AIM-9P و در زوایای حمله منفی هم روند برعکس می‌باشد.



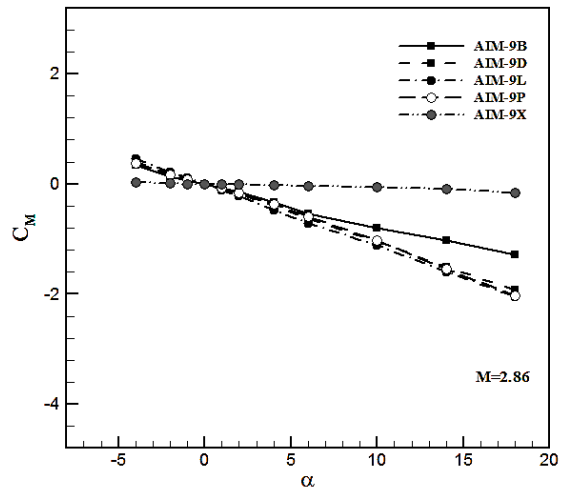
شکل ۲۵- تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۸۶



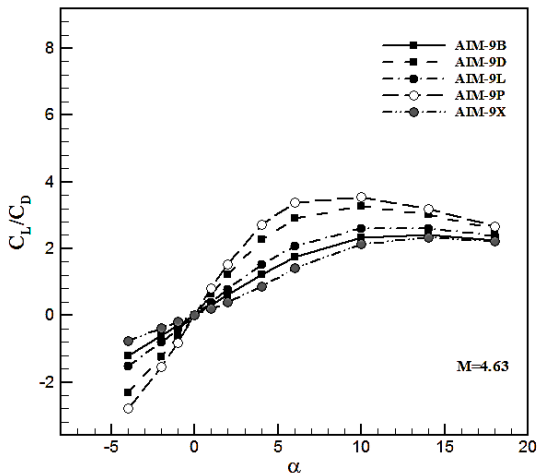
شکل ۲۳- تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۱/۲



شکل ۲۶- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۴/۶۳



شکل ۲۴- تغییرات ضریب گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۲/۸۶



شکل ۲۷- تغییرات نسبت ضریب برآ به پسا بر حسب زاویه حمله در عدد ماخ ۴/۶۳

۶- نتیجه گیری

هدف از انجام این تحقیق، بررسی عددی تغییرات هندسه بال اصلی، کانارد و قطر بدنه موشک هوا به هوای سایدوایندر برای کاهش پایداری و افزایش مانور پذیری آن در شرایط مختلف پروازی می‌باشد. در این تحقیق، بررسی‌ها شامل تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و گشتاور پیچشی و نسبت ضریب برآ نسبت به ضریب پسا بود. نتایج این بررسی‌ها نشان داد که با تغییر در شکل، اندازه بال و کانارد و همچنین با افزایش طول موشک، نسبت نیروی برآ به پسا (بازده آیرودینامیکی) در زوایای حمله مثبت برای مدل موشک AIM-9P بیشترین مقدار و برای مدل موشک AIM-9X کمترین مقدار را دارا بود و در زوایای حمله منفی روند برعکس بود. همچنین مدل موشک AIM-9X، در تمامی اعداد ماخ و زوایای حمله کمترین میزان پایداری استاتیکی را داشت و به تبع آن مانور پذیری این موشک نیز در مقایسه با سایر مدل‌های موشک بیشتر بود. در ضمن برای تمامی مدل‌های مختلف موشک، در تمامی اعداد ماخ و زوایای حمله مورد بررسی پایداری استاتیکی دیده شد.

۷- مراجع

- [1] J. M. Allen, A. B. Blair Jr, "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, March-April 1982.
- [2] A. B. Blair Jr, J. M. Allen, G. Hernandez, "Effect of tail-fin span on stability and control characteristics of a Canard-controlled missile at supersonic Mach numbers," NASA TN2157, 1983.
- [3] A. B. Blair, G. Rapp, "Experimental and analytical comparison of aerodynamic characteristics of a forward-control missile," in *18th Aerospace Sciences Meeting*, Pasadena, California, 1980, pp. 1-11.
- [4] E. B. Graves, R. H. Fournier, "Stability and control characteristics at Mach numbers from 0.2 to 4.63 of a cruciform air-to-air missile with triangular canard controls and a trapezoidal wing," NASA TM X-3070, 1974.
- [5] G. RAPP, "Performance improvements with Sidewinder missile airframe variants," in *17th Aerospace Sciences Meeting*, 1979.
- [6] B. Blair Jr, J. L. Dillon, C. B. Watson, "Experimental Study of Tail-Span Effects on a Canard-Controlled Missile," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 30, no. 5, pp. 635-640, September-October 1993.
- [7] E. H. Smith, S. K. Hebbbar, M. Platzler, "Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile at High Angles of Attack," in *31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, NV, 1993, pp. 1-9.
- [8] T. Hsieh, F. J. Priolo, A. B. Wardlaw Jr, "Navier-Stokes Calculation of Flow Over a Complete Missile to 60 Degree Incidence," in *33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, 1995, pp. 1-8.
- [9] H. C. Wee, "Aerodynamic analysis of a canard missile configuration using ANSYS-CFX," MS.c thesis, Naval Postgraduate School, Monterey California, 2011.
- [10] E. Feyzioglu, "Roll characteristics and shape optimization of the free to-rotate tail-fins on a canard-controlled missile," MS.c thesis, Middle East Technical University, 2014.
- [11] Jan's magazine, "air-launched weapons, US, 2002.