



بررسی اثر هندسه دماغه انعطاف پذیر پیوسته در دینامیک پرواز موشک هدایت شونده مافوق صوت

عباس خالقانی¹، محمد حسن جوارشکیان^{2*}، محمود پسندیده فرد²

1- دانشجوی دکتری، مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد

2- دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی، مشهد

* مشهد، صندوق پستی 91755-1111، javarehshkian@um.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 05 مهر 1394

پذیرش: 30 آبان 1394

ارائه در سایت: 02 دی 1394

کلیدواژگان:

دماغه متحرک

بدنه انعطاف پذیر

قدرت مانور

آیرودینامیک

دینامیک پرواز

چکیده

در این تحقیق، دینامیک پرواز نه هندسه از موشک هدایت شونده مافوق صوت، با دماغه انعطاف پذیر پیوسته، ارزیابی شده است. هندسه مورد بررسی، شامل دماغه اجابو مماسی با نوک کروی، بالکهای پایدارکننده در انتها و بدنه استوانه‌ای است که بخش میانی بدنه، به شکل قوسی از دایره خمیده می‌شود. بدنه استوانه‌ای از سه بخش تشکیل شده است، بخش ثابت در مجاورت دماغه، بخش انعطاف پذیر در وسط و بدنه اصلی در مجاورت بالکها قرار دارد. در این تحقیق اثر طول بخش‌های ثابت و انعطاف پذیر بر دینامیک پرواز در سناریوهای موشک زمین به زمین و پدافند هوایی بررسی شده است. جهت حل معادلات کامل ناویر استوکس و تأثیر آشفتگی، از روش حجم محدود و مدل اغتشاشی بلدوین-لمکس استفاده شده است. یک کد 3 درجه آزادی برای محاسبه دینامیک پرواز دو بعدی موشکها تولید شده است و منطق هدایت "تعقیب خالص" به عنوان زیربرنامه به کد افزوده شده است. مشاهده گردیده که هر چند با افزایش طول بخش ثابت و یا طول بخش انعطاف پذیر قدرت مانور افزایش می‌یابد ولی این امر می‌تواند در بعضی از سناریوهای پروازی منجر به افزایش زمان پرواز و خطای بیش‌تر در هدف‌زنی شود. انعطاف دماغه باعث خارج از محوری جرم و ایجاد گشتاور نیروی پیشران می‌شود. بررسی موشک زمین به زمین نشان می‌دهد که این گشتاور علاوه بر افزایش دقت برخورد، قابلیت جابجایی هدف را نیز افزایش می‌دهد. در موشک پدافندی با افزایش *Fix* یا *Flex*، محدوده زاویه شلیک مجاز افزایش می‌یابد ولی سنگین بودن دماغه و افزایش نقش گشتاور نیروی پیشران باعث می‌شود نقش هندسه دماغه کم‌رنگ شود.

Nose shape effect on flight dynamics of supersonic guided missile with continuous deflectable nose

Abbas Khalghani, Mohamad Hasan Djavareshkian*, Mahmoud Pasandideh-Fard

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran

* P.O.B. 91775-1111, Mashhad, Iran, javarehshkian@um.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 27 September 2015
Accepted 21 November 2015
Available Online 23 December 2015

Keywords:
Deflectable Nose
Body Flexure
Maneuverability
Aerodynamics
Flight Dynamics

ABSTRACT

The flight dynamics of nine configurations of supersonic continuous deflectable nose guided missiles have been investigated. The studied configurations consist of a spherical nose tip, a tangent ogive, a set of stabilizing tail fins and a cylindrical body having a mid-section flexible enough to form an arc of a circle. So the cylindrical body consists of a fixed part in the vicinity of nose, middle flexible part and main body with stabilizers. The effects of fixed length and flexible length parameters on the flight dynamics of surface to surface, anti-aircraft and antimissile missiles have been studied. A code has been developed to solve full Navier-Stokes equations using finite volume and modified Baldwin-Lomax turbulence model. Further, a 3 degree of freedom code has been developed to compare planar flight dynamics of missiles. This code consists of a guidance subroutine based on pure pursuit law. The results show that even increase of fixed and flexible lengths enhance the maneuverability of the missile, but in some scenarios this can lead to increased flight time and more errors in the target engagement. Deflected nose relocates mass center away from the axis and a thrust vector torque is created. Study of surface to surface scenario shows that this torque improves accuracy of targeting and the ability of target dislocation. In air defense missiles, increase of *Fix* and *Flex* variables will extend the limits of allowable firing angle. However, a heavy nose increases the role of thrust torque and subsequently decreases the role of nose geometry.

1- مقدمه

دماغه متحرک به عنوان ابزار کنترل و هدایت پرنده‌ها از مدت‌ها پیش به عنوان یک ایده مطرح بوده است ولی هدایت در سرعت‌های بسیار زیاد که در موشک‌های امروزی مد نظر است به جذابیت این موضوع می‌افزاید. محققینی چند به بررسی دماغه انعطاف پذیر مفصلی پرداخته‌اند و بندرت دماغه

بسیاری از روش‌های هدایت در سرعت‌های زیاد با مشکلاتی مواجه هستند و هدایت موشک مافوق و ماوراء صوت به کمک دماغه انعطاف پذیر مزایای مهمی دارد که می‌تواند جایگزین روش‌های رایج شود. هرچند استفاده از

Please cite this article using:

A. Khalghani, M. H. Djavareshkian, M. Pasandideh-Fard, Nose shape effect on flight dynamics of supersonic guided missile with continuous deflectable nose, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 1, pp. 151-162, 2016 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

A. Khalghani, M. H. Djavareshkian, M. Pasandideh-Fard, Nose shape effect on flight dynamics of supersonic guided missile with continuous deflectable nose, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 1, pp. 151-162, 2016 (in Persian)

ژوگانگ و کین [18] بیان می‌دارند که خمیدگی دماغه باعث حرکت معکوس بدنه می‌شود. این فرآیند منجر به لرزش ناپایدار بدنه خواهد شد و توصیه می‌کنند جهت کاهش این اثر دماغه سبک طراحی شود و مرکز جرم موشک در محل مفصل دماغه در نظر گرفته شود و البته این دو شیوه همزمان قابل اجرا نیستند.

یانگ و همکارانش [19] هندسه بالک‌های هدایت‌کننده جلو و بالک‌های پایدارکننده عقب یک موشک هدایت‌شونده را به نحوی بهینه کردند که موشک بیشترین برد را داشته باشد. آن‌ها با تخمین ضرایب آیرودینامیکی توسط نرم‌افزار ام دی و تحلیل دینامیک پرواز نشان دادند بالک‌های بهینه شده قادرند در صورت هدایت 21.4 درصد و در صورت عدم هدایت 5.8 درصد برد موشک مینا را افزایش دهند.

بهینه‌سازی موشک‌های هدایت‌شونده، براساس ماموریت آن‌ها، به شیوه‌های متنوعی انجام می‌شود. کمترین مجموع مربعات شعاع انحنای مسیر که نشان دهنده حداقل تلاش سیستم هدایت است [20]، بزرگترین مساحت قابل هدف‌زنی در یک موشک هوا به سطح که نماینده قابلیت مانور است [21]، کمترین مجموع ارتفاع پرواز در یک موشک کروز که نماینده امکان فرار از پدافند هوایی است [22]، از جمله اهداف بهینه‌سازی محسوب می‌شود.

تا به حال تحقیقی در زمینه دینامیک پرواز موشک با دماغه انعطاف‌پذیر پیوسته انجام نشده و بررسی اثر هندسه دماغه در دینامیک پرواز نیز مورد توجه محققین قرار نگرفته است. استفاده از توابع هدفی چون دقت اصابت و بکارگیری همزمان دینامیک پرواز و هدایت در بیان اثر هندسه موشک به گسترش دانش طراحی موشک کمک خواهد کرد. در این پژوهش با مدل‌سازی سه درجه آزادی دینامیک پرواز و به کارگیری هدایت به روش تعقیب خالص¹، اثر دو متغیر هندسی طول بخش ثابت و طول بخش انعطاف‌پذیر بر دقت برخورد به هدف، محدودیت برخورد به هدف، زمان پرواز و متغیرهایی دیگر بررسی شده است.

این بررسی‌ها در سه سناریوی موشک زمین به زمین علیه اهداف ثابت، موشک پدافند هوایی بر علیه هواپیمای مهاجم و موشک پدافند هوایی بر علیه موشک مهاجم صورت گرفته است.

2- هندسه و شرایط فیزیکی

هندسه مورد بررسی موشکی با دماغه انعطاف‌پذیر است که دارای دماغه اجابو مماسی با نوک کروی و بدنه استوانه‌ای و بالک‌های دم است. شعاع نوک کروی 0.1 و طول دماغه 2 برابر قطر و طول کل 15 برابر قطر در نظر گرفته شده است. چهار بالک پایداری در انتهای بدنه قرار دارد (شکل 1). بدنه استوانه‌ای از سه بخش تشکیل شده است، بخش ثابت (*Fix*) در مجاورت دماغه، بخش انعطاف‌پذیر (*Flex*) در وسط و در ابتدای بدنه اصلی قرار دارد. جهت بررسی اثر طول بخش ثابت سه مقدار $Fix=0, 1.5, 3Cal$ و جهت بررسی اثر طول بخش انعطاف‌پذیر سه مقدار $Flex=1, 2.5, 5Cal$ در نظر گرفته شده است و بنابراین 9 هندسه از موشک مورد بررسی قرار گرفته است.

برای بررسی دینامیک پرواز، ضرایب آیرودینامیکی هر یک از 9 موشک مذکور در زوایای حمله $\alpha = -6, 0, 6^\circ$ ، خمیدگی‌های دماغه $\delta = -4, -2, 0, 2, 4^\circ$ و اعداد ماخ 3 و 5 محاسبه شده است. با توجه به تقارن، میدان جریان در زوایای منفی معکوس زوایای مثبت است. در شرایط دیگر ضرایب آیرودینامیکی میان‌یابی و گاهی برون‌یابی می‌شوند.

انعطاف‌پذیر پیوسته مورد توجه قرار گرفته است.

لارکین و توماس [1] بدنه انعطاف‌پذیر مفصلی را روشی مناسب برای کنترل موشک‌های مافوق و ماوراء صوت دانستند که بزرگ بودن گشتاور در مفصل باعث پرهیز از بکارگیری آن شده است.

تانگ و همکاران [2] در مطالعاتی مشابه، دم انعطاف‌پذیر مفصلی را به عنوان روشی برای کنترل موشک‌های مافوق و ماوراء صوت معرفی کردند که بزرگ بودن گشتاور در مفصل مهم‌ترین چالش در بکارگیری آن است.

یانگ جیه و همکاران [3] دینامیک پرواز راکتی با قطر 9 و طول 60 سانتی‌متر را بررسی کردند. آنان جابجایی مرکز جرم در اثر خمیدگی دماغه را نیز در نظر گرفته و ضرایب آیرودینامیکی راکت را از عدد ماخ 0.8 الی 3 توسط نرم‌افزار تجاری فلوئنت برآورد کردند.

هندونگ و همکاران [4] به بررسی معایب مکانیزم‌های مختلف ایجاد خمیدگی در دماغه پرداخته و با معرفی مکانیزمی ویژه به عنوانی روشی موثر در ایجاد دماغه خمیده پرداخته و دینامیک این مکانیزم را به کمک نرم‌افزار تجاری آدامز بررسی کردند.

جیفنگ و همکاران [5] به بررسی دینامیک پرواز پرتابه‌ای با امکان خمیدگی دماغه پرداختند. آن‌ها به کمک شبیه‌سازی، اثر عدد ماخ و زاویه خمیدگی را بر ضرایب آیرودینامیکی و مسیر پرواز بررسی کردند

بو و همکاران [6] به بررسی دینامیک پرواز پرتابه‌ای با امکان خمیدگی دماغه پرداختند. آن‌ها با شبیه‌سازی دو بعدی، مسیر پرواز در صفحه را بررسی کردند.

منگلانگ و همکاران [7]، پنگفی و همکاران [8] و جینگ و همکاران [9] خمیدگی دماغه را به عنوان روشی برای تصحیح مسیر پرواز راکت مورد بررسی قرار دادند.

فانی و همکاران [10] به بررسی سیستم کنترل مهماتی هوشمند با هدایت لیزری و با دماغه انعطاف‌پذیر پرداختند. آن‌ها هدف را متحرک در نظر گرفتند و براساس دریافت کننده لیزر 4 بخشی، حلقه کنترل و دینامیک مهمات هدایت لیزری را ارزیابی کردند.

ژوگانگ و جان [11] به بررسی سیستم کنترل موشکی ماوراء صوت با دماغه انعطاف‌پذیر و زبانه پرداختند. بررسی آنان نشان داد این روش هدایت نسبت به کنترل با بالک دم موثرتر، سریع‌تر، پایدارتر و فشرده‌تر است.

ژوگانگ و جان [12] به بررسی مانور و پایداری موشکی دوار با دماغه انعطاف‌پذیر پرداختند.

ژئاوفنگ و همکاران [13] دینامیک موشکی مافوق صوت با دماغه انعطاف‌پذیر را مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها با حل معادلات مومنتم خطی و زاویه‌ای به بررسی حرکت خطی و زاویه‌ای کل موشک در اثر اعمال فرمان خمیدگی به دماغه پرداختند.

جیانگوا و همکاران [14] به بررسی راندمان، پایداری و کنترل موشکی با دماغه انعطاف‌پذیر پرداختند. آن‌ها به عکس‌العمل موشک نسبت به خمیده شدن دماغه پرداختند. آن‌ها به عنوان فرضی ساده کننده، مرکز جرم موشک را در محل مفصل دماغه فرض کردند.

جان و زوگاگ [15]، همچنین یوان و همکاران [16، 17] به مدل‌سازی دینامیک موشک در هنگام اعمال فرمان خمیدگی دماغه پرداختند. آنان بیان می‌دارند که کانال چرخش و پیچش مستقل از یکدیگرند ولی کانال غلتش دو کانال مذکور را متاثر می‌کند. آنان به ارائه مدل‌هایی برای طراحی دستگاه خلبان خودکار پرداختند که بتوان سه کانال را مستقلاً کنترل کرد.

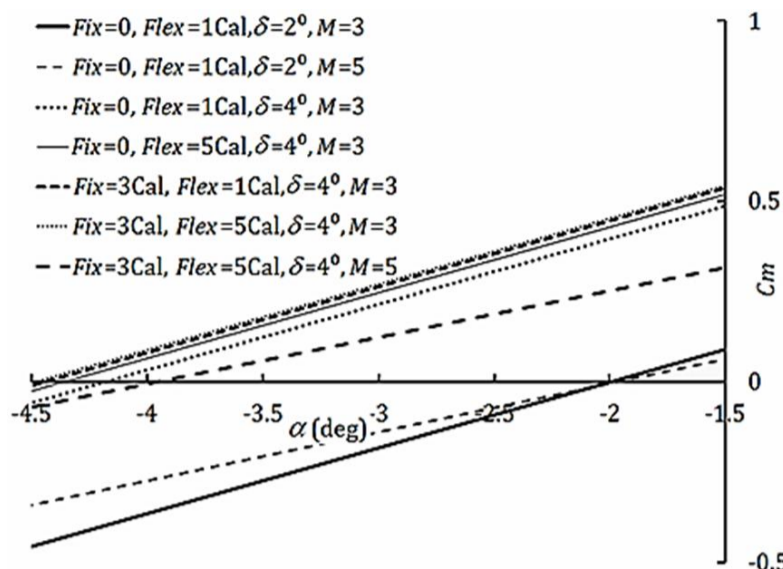


Fig. 3 Variation of the pitch moment coefficient versus attack angle

شکل 3 تغییرات ضریب گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله

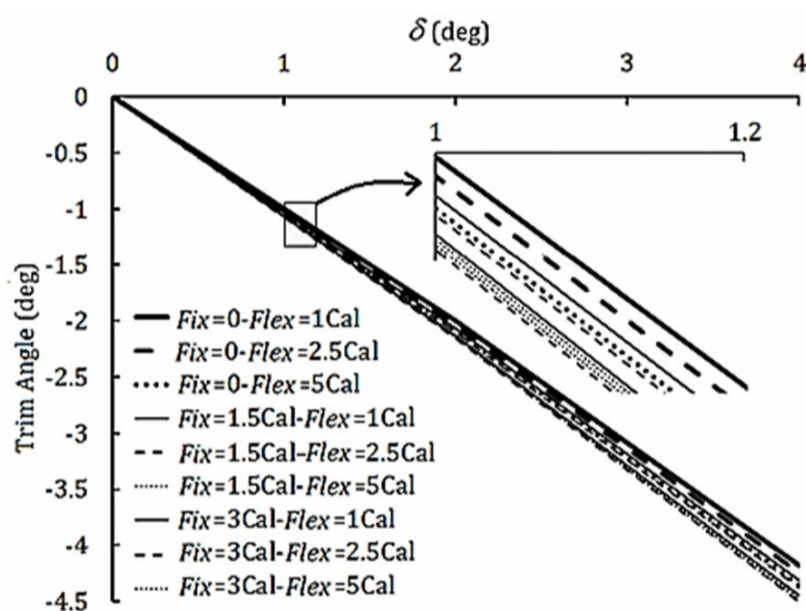


Fig. 4 Trim curves at Mach number 3

شکل 4 منحنی‌های تریم در ماخ 3

4- قوانین و معادلات حاکم و روش حل عددی

4-1- آیرودینامیک

محاسبات آیرودینامیک براساس حل معادلات ناویر-استوکس انجام شده است. معادلات ناویر-استوکس ناپایای سه بعدی، تراکم‌پذیر، بدون حضور نیروهای جسمی و انتقال حرارت در دستگاه مختصات منحنی الخط به صورت معادله (1) نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{E}_t - \hat{E}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{F}_t - \hat{F}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{G}_t - \hat{G}_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (1)$$

در رابطه فوق، اندیس i برای نشان دادن بردارهای شار غیر لزج و اندیس v برای بردارهای شار لزج استفاده شده و \hat{q} شار حرارتی است. با فرض این که حجم سلول (J^{-1})، مستقل از زمان است و با جایگزینی متغیرهای $\hat{E} = \hat{E}_t - \hat{E}_v$, $\hat{F} = \hat{F}_t - \hat{F}_v$, $\hat{G} = \hat{G}_t - \hat{G}_v$ می‌توان نوشت:

$$J^{-1} q_t + \hat{E}_\xi + \hat{F}_\eta + \hat{G}_\zeta = 0 \quad (2)$$

جیمسون [23]، برای انفصال معادلات فوق، از روش حجم محدود استفاده و برای گام زنی در زمان روش رانگ-کوتای اصلاح شده را همراه با چند دسته از جملات اتلافی به کار برد. روش مذکور از معادله (3) برای حل معادله (2) استفاده می‌کند:

$$q^{(k)} = q^{(0)} - \alpha_k \frac{\Delta t}{J^{-1}} [D_\xi \hat{E}^{(k-1)} + D_\eta \hat{F}^{(k-1)} + D_\zeta \hat{G}^{(k-1)} - AD] \quad (3)$$

$$\alpha_k = (1/4, 1/3, 1/2, 1)$$

مختصات مرکز جرم با فرض جسم توپر و یکنواخت محاسبه شده و با خمیدگی دماغه، موقعیت آن تغییر می‌کند. همچنین با تغییر طول بخش ثابت (Fix)، موقعیت خمیدگی تغییر می‌کند و با افزایش زاویه δ میزان خمیدگی افزایش می‌یابد. با تغییر طول بخش انعطاف‌پذیر ($Flex$)، شدت خمیدگی تغییر می‌کند. طول کل ثابت و معادل 15 برابر قطر است. جریان هوا با ماخ 3 و 5 می‌وزد و زاویه حمله نسبت به امتداد محور دماغه محاسبه می‌شود.

3- وضعیت گذرا و وضعیت تریم

گشتاور حاصل از خمیدگی دماغه، موشک را ناپایدار کرده و دماغه را به سمت پایین می‌چرخاند و جریان نسبت به بدنه و بالک‌های دم زاویه حمله پیدا می‌کند. نیروی ایجاد شده در دم از چرخش اضافی موشک جلوگیری کرده و آن را در وضعیت تعادلی جدیدی نگه دارد. در اثر این نیرو مرکز فشار به عقب میل کرده و در زاویه حمله معینی بر مرکز جرم منطبق می‌شود و موشک پس از مقداری نوسان، به وضعیت تعادل جدید می‌رسد. این حالت تعادل را وضعیت تریم و زاویه حمله مربوطه را زاویه تریم δ می‌نامند (شکل 2).

شکل 3 نشان می‌دهد که موشکی با هندسه $Fix=3Cal$ و $Flex=5Cal$ در جریانی با ماخ 5، با ایجاد 4 درجه خمیدگی در دماغه، از زاویه حمله صفر به سمت زاویه حمله حدود 4.5 درجه نسبت به بدنه دوران می‌کند. از آنجا که موشک مذکور در این زاویه حمله دارای $Cm=0$ است، پس از مقداری نوسان به وضعیت تعادل می‌رسد. بنابراین نقاط برخورد منحنی‌های شکل 3 با محور افقی، زاویه تریم را نشان می‌دهند و برای هر هندسه از موشک، در هر عدد ماخ و هر زاویه از خمیدگی دماغه، یک زاویه تریم به دست می‌آید.

همچنین این شکل نشان می‌دهد که متغیرهای Fix و $Flex$ باعث جابجایی کمی در منحنی می‌شوند و شیب منحنی تقریباً ثابت است. تغییر در خمیدگی دماغه باعث جابجایی زیاد منحنی شده و شیب منحنی تقریباً ثابت است ولی با تغییر در عدد ماخ منحنی جابجایی شده و شیب آن تغییر می‌کند. در شکل 4 منحنی شرایط تریم در ماخ 3 برای نه هندسه از موشک ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که تمام منحنی‌ها، علی‌رغم تفاوت هندسه و تغییر عدد ماخ، تقریباً خطی هستند. خطی بودن منحنی تریم از مزایای طرح هدایت با دماغه انعطاف‌پذیر است.

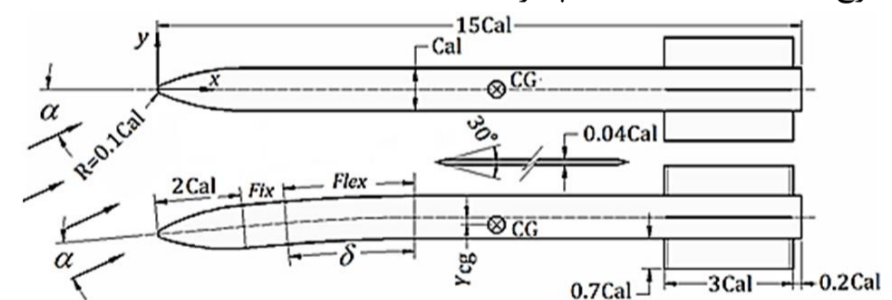


Fig. 1 Missile configuration with deflectable nose

شکل 1 هندسه موشک با دماغه انعطاف‌پذیر

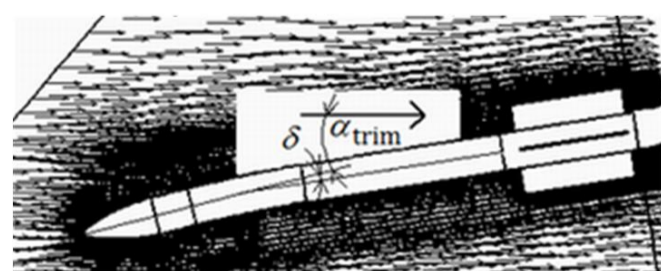


Fig. 2 Rotation of the missile to new trim condition caused by the torque of deflectable nose

شکل 2 چرخش موشک در اثر گشتاور حاصل از خمیدگی دماغه و رسیدن به حالت تعادل جدید

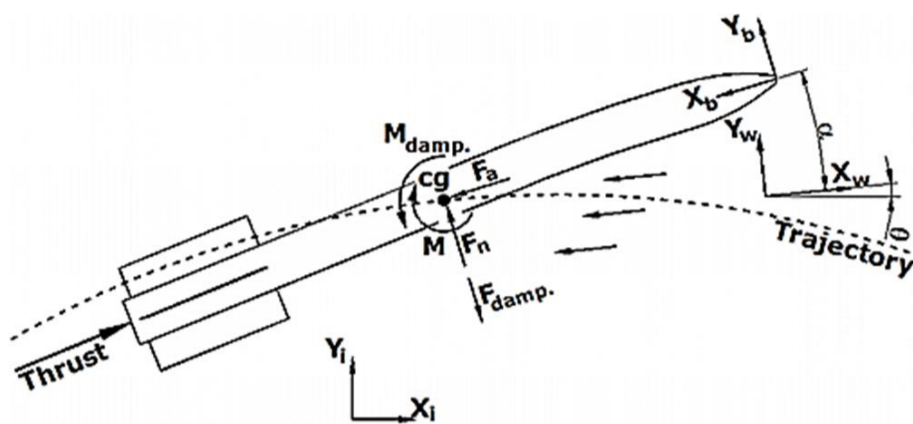


Fig. 5 Free body diagram of missile in a moment of flight

شکل 5 نمودار پیکره آزاد موشک در لحظه‌ای از پرواز

3-4- هدایت

بسیاری از موشک‌های امروزی توسط جستجوگر¹ موقعیت هدف را شناسایی و براساس یک منطق هدایتی آن را تا برخورد نهایی دنبال می‌کنند. هدایت موشک مورد بحث از نوع کنترل آشیانه‌یاب² فرض شده است. همچنین منطق هدایتی براساس روش تعقیب خالص در نظر گرفته شده است و موشک خط دید تا هدف را دنبال می‌کند. این روش از حیوانات شکارچی اقتباس شده است که براساس غریزه در هر لحظه در راستای دید شکار را تعقیب می‌کنند. جستجوگر به صورت ثابت و هم محور با دماغه در نظر گرفته شده است و دارای محدودیت در برد و زاویه دید است. اگر موشک در فاصله مناسبی از هدف قرار گرفته و همزمان زاویه دید کمتر از محدودیت مذکور باشد، هدف تشخیص داده شده و فرمان‌های هدایتی صادر و اصلاح مسیر انجام می‌شود. موشک به محض تشخیص هدف فرمان خمیدگی دماغه را صادر می‌کند. این خمیدگی به میزانی است که با توجه به منحنی تریم امتداد بردار سرعت مستقیماً به سمت هدف (امتداد خط دید) تغییر کند. عموماً در اولین رویت هدف زاویه امتداد خط دید با محور دماغه موشک معادل حداکثر زاویه دید جستجوگر است و بنابراین اولین فرمان، موجب خمیدگی شدید دماغه می‌شود که به دلیل محدودیت‌های مکانیکی عملی نیست و نیز باعث نوسانات شدید می‌شود و بنابراین حداکثر خمیدگی دماغه نیز محدود می‌شود.

زیربرنامه هدایت در هر مرحله زمانی وضعیت نسبی موشک و هدف را بررسی کرده و براساس زاویه دید، منحنی تریم و محدودیت‌های یاد شده، خمیدگی دماغه را محاسبه و فرمان مناسب صادر می‌شود.

5- موشک زمین به زمین علیه اهداف ثابت

جهت بررسی توان هدایت نه هندسه از موشک در برخورد با اهداف ثابت در روی زمین، یکایک آن‌ها با ماخ اولیه 5، بدون نیروی پیشران، برد جستجوگر 30% برد بالستیک، محدوده زاویه دید جستجوگر ± 30 و حداکثر خمیدگی دماغه 4 درجه، به سمت هدفی ثابت در روی زمین شلیک می‌شوند. شکل 6 بخش‌های مختلف مسیر پرواز موشک با هندسه $Flex=2.5Cal-Fix=1.5Cal$ تا هدفی که از محل برخورد بالستیکی 15 درصد جلوتر قرار گرفته را نشان می‌دهد. این منحنی نسبت به برد بالستیکی بدون بعد شده است. هدف از محل برخورد بالستیکی 10، 15 و 20 درصد برد (نسبت به محل شلیک) دورتر و نیز 10 و 15 درصد برد نزدیک‌تر در نظر گرفته می‌شود. مسیر موشک در هر یک از شش وضعیت مذکور در شکل 7 مشاهده می‌شود.

در رابطه فوق، $q^{(0)}$ مقدار q در ابتدای گام زمانی است. k نشان دهنده مرحله است و برای هر گام زمانی، از یک تا چهار (در طرح چهار مرحله‌ای) تغییر می‌کند. مقدار q در انتهای گام زمانی، برابر با $q^{(4)}$ قرار می‌گیرد. D عملگر تفاضلی و AD جمله مربوط به اتلاف مصنوعی است. ضریب α_k به گونه‌ای تعیین می‌شود که بازه پایداری بیشینه شود. خالقانی و همکاران [24] جزئیات حل عددی را بیان و نرم‌افزار توسعه یافته را اعتبارسنجی کرده‌اند.

4-2- دینامیک پرواز

جهت بررسی دینامیک پرواز، معادلات حرکت در صفحه با سه درجه آزادی حل می‌شوند. شکل 5 نمودار پیکره آزاد موشک را در لحظه‌ای از پرواز، همراه با نحوه تعریف مختصات بدنه، باد و اینرسی نشان می‌دهد. عبور جریان با سرعت V و زاویه حمله α بر روی موشکی با قطر بدنه d باعث تولید نیروی آیرودینامیکی F_a در امتداد محور دماغه، F_n در امتداد عمود بر محور دماغه و گشتاور M حول مرکز جرم می‌شود که ارتباط آن‌ها با ضرایب آیرودینامیکی C_m و C_n ، C_a در معادله‌های (4) الی (6) آمده است.

$$F_a = q \cdot S_{ref} \cdot C_a \quad (4)$$

$$F_n = q \cdot S_{ref} \cdot C_n \quad (5)$$

$$M = q \cdot d \cdot S_{ref} \cdot C_m \quad (6)$$

در این روابط $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ و $S_{ref} = \frac{\pi \cdot d^2}{4}$ است.

دوران موشک با سرعت زاویه‌ای $\dot{\phi}$ (نسبت به مختصات اینرسی) با مقاومت هوا مواجه شده و نیرو و گشتاور میرایی تولید می‌شوند. ضرایب نیرو و گشتاور میرایی نسبت به نیرو و گشتاور آیرودینامیک کوچک هستند و در این جا توسط نرم‌افزار ام دی [25] برآورد شده‌اند.

$$F_{damp.} = q \cdot S_{ref} \cdot \frac{\dot{\phi} \cdot d}{V} \cdot C_{n\dot{\phi}} \quad (\dot{\phi} = \dot{\alpha} + \dot{\theta}) \quad (7)$$

$$M_{damp.} = q \cdot S_{ref} \cdot \frac{\dot{\phi} \cdot d^2}{V} \cdot C_{m\dot{\phi}} \quad (8)$$

همچنین نیروی وزن و نیروی پیشران T نیز در این محاسبات در نظر گرفته می‌شود. این نیروها در مختصات بدنی نوشته شده‌اند و از آن جا که این مختصات نسبت به مختصات اینرسی زاویه θ و سرعت زاویه‌ای $\dot{\theta}$ دارد، شتاب کریولیس نیز منظور شده و شتاب‌های خطی در مختصات بدنی بدست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} T - F_a \\ F_{damp.} - F_n \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \cos \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} \quad (9)$$

u و v مولفه‌های سرعت در مختصات بدنی است که با انتگرال‌گیری عددی از مولفه‌های شتاب به دست می‌آیند. با انتگرال‌گیری مجدد از سرعت در مختصات اینرسی، مسیر حرکت در صفحه محاسبه می‌گردد. شتاب زاویه‌ای از رابطه 10 و سرعت زاویه‌ای و زاویه حمله با انتگرال‌گیری عددی محاسبه می‌شوند.

$$M - M_{damp.} = I_z \cdot \dot{\phi} \quad (10)$$

در فضای دو بعدی، ماتریس دوران از مختصات بدنی به مختصات اینرسی، به صورت معادله (11) ساده می‌شود.

$$\begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

انتگرال‌گیری عددی به صورت صریح انجام گرفته و با افزودن لزجت عددی به همگرایی حل کمک شده است. نرم‌افزار به کار رفته در محاسبه دینامیک پرواز، نسخه بهبود یافته از نرم‌افزار توسعه یافته توسط خالقانی و همکاران [26] است که قبلاً در مقایسه با نتایج میدانی ثبت شده توسط رادار اعتبارسنجی شده است.

1- Seeker
2- Homing Guidance

بالستیکی خطای برخورد 15.7% دارد و محل برخورد حتی کوتاه‌تر از زمانی است که هدف در 1.15 برد بالستیکی قرار دارد. علت این خطا آن است که در برد کم هدف دیرنگام تشخیص داده شده و زمان هدایت کوتاه است.

مشابه با شرایط فوق‌الذکر و جهت مقایسه توانایی هدایت‌پذیری، موشک‌های نه‌گانه به سمت هدفی ثابت در روی زمین شلیک می‌شوند و بایستی به آن اصابت کنند. برد و زاویه دید جستجوگر ثابت است. زاویه شلیک از 10 تا 80 درجه تغییر می‌کند و فواصل قرارگیری هدف نیز متناسب با برد بالستیکی مربوطه تا جایی تغییر می‌کند که هدف‌زنی دچار مشکل شود. شکل 8 نتیجه شلیک نه هندسه از موشک با زاویه 30 درجه است. محور افقی فاصله قرارگیری هدف نسبت به محل برخورد بدون هدایت (برد بالستیکی) و محور عمودی خطای محل برخورد نسبت به هدف را نشان می‌دهند. چون برد جستجوگر ثابت در نظر گرفته شده، محور افقی نسبت به برد جستجوگر ولی خطای برخورد نسبت به برد بالستیکی بی بعد شده است.

محدوده زاویه دید جستجوگر ± 30 است و در زوایای شلیک بیش از 30 درجه، اگر هدف نزدیک نصب شود مشکل دید جستجوگر باعث قطع ناگهانی هدایت می‌شود که در انتهای سمت چپ منحنی مشهود است. محدودیت برد جستجوگر باعث می‌شود اهداف دوردست زمان کمی برای هدایت ایجاد کنند و بنابراین در سمت راست منحنی، ناگهان خطا افزایش می‌یابد.

شکل 8 تنها شامل شلیک‌هایی می‌شود که موشک هدف را تشخیص داده و به سمت آن هدایت می‌شود. در این شکل مشاهده می‌شود که کمترین خطا مربوط به دو هندسه متفاوت $Fix=0-Flex=1Cal$ و $Flex=5Cal$ است. در شکل 9 منحنی‌های خطا در زاویه شلیک 80 درجه مشاهده می‌شود. کمترین خطا مربوط به هندسه $Flex=5Cal-Fix=3Cal$ است. در شکل 10 منحنی‌های خطا در زاویه شلیک 10 درجه مشاهده می‌شود. کمترین خطا مربوط به هندسه $Flex=5Cal-Fix=3Cal$ است.

6- نقش گشتاور نیروی پیشران در موشک زمین به زمین

در طرح دماغه انعطاف‌پذیر خارج از محوری جرم باعث ایجاد گشتاور می‌شود و گشتاور بردار نیروی پیشران با گشتاور فرمان آیرودینامیکی هم جهت است و آن را تقویت می‌کند. در بررسی‌های فوق موشک با ماخ 5 و بدون نیروی پیشران شلیک می‌شد. در شکل 8 خطا در زاویه شلیک 30 درجه ملاحظه شد. جهت بررسی نقش نیروی پیشران، موشک در همان شرایط ولی با ماخ 3 و همراه با نیروی پیشران دائمی ولی بدون تغییر در برد جستجوگر شلیک

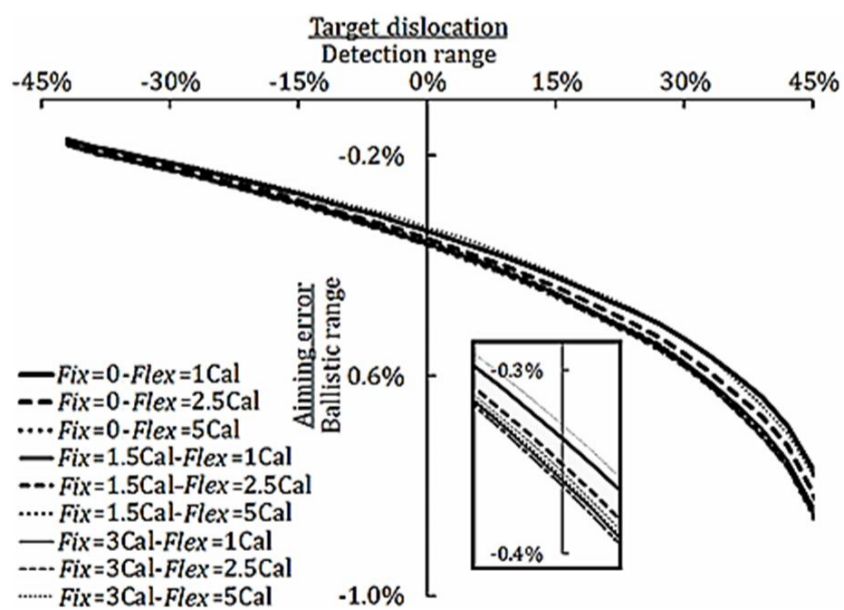


Fig. 8 Impact error of nine missiles, fired at angle of 30°
شکل 8 خطای هدف زنی نه هندسه از موشک در زاویه شلیک 30 درجه

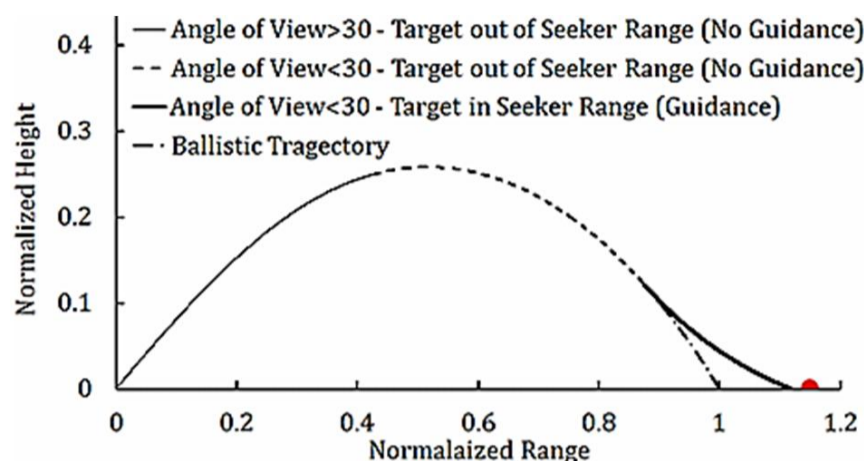


Fig. 6 Missile trajectory up to a target which located 15% ahead of ballistic range

شکل 6 مسیر پرواز تا هدفی که از محل برخورد بالستیکی 15 درصد جلوتر است.

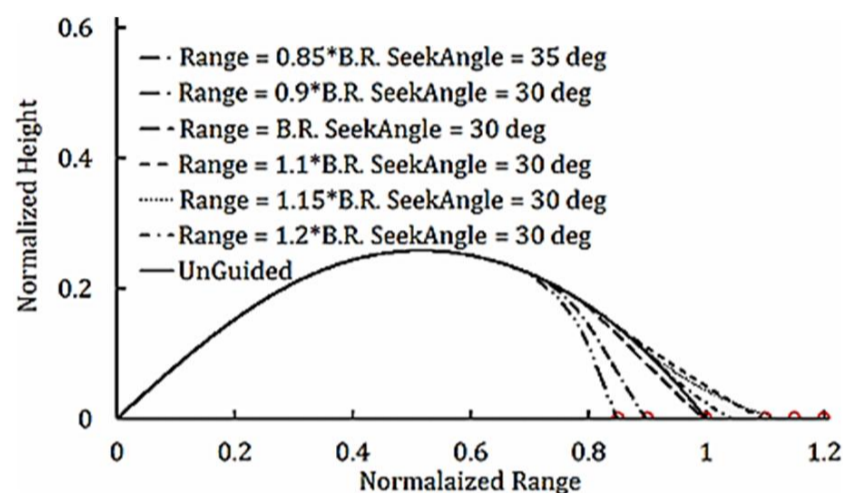


Fig. 7 Target location effect on missile trajectory

شکل 7 اثر موقعیت هدف در مسیر پرواز موشک

خطای هدف‌زنی نیز در هر یک از شش وضعیت مذکور در جدول 1 آمده است. در این جدول نیز خطا نسبت به برد بالستیکی بی بعد شده است. مشاهده می‌شود که اگر هدف دقیقاً در موقعیت برد بالستیکی قرار داده شود، هدایت موشک باعث 0.2% خطای برخورد خواهد شد. موشک در برخورد به اهداف در فواصل 0.9 و 1.1 برد بالستیکی، 0.1% و 0.4% خطای برخورد دارد که ناچیز است، ولی در برخورد به هدف در فاصله 0.85، دچار مشکل شده و چون جستجوگر هدف را مشاهده نمی‌کند، مسیر بدون هدایت را طی خواهد کرد. چنانچه در این وضعیت محدوده زاویه دید جستجوگر تنها 5 درجه افزایش یابد هدایت صورت گرفته و خطای برخورد 0.04% است.

موشک در برخورد به اهداف دور مشکل برد جستجوگر خواهد داشت، به نحوی که در برخورد به هدفی در فاصله 1.15 برد بالستیکی خطای برخورد 3% است. چنانچه در این وضعیت زاویه دید جستجوگر 5 درجه افزایش یابد هدایت زودتر شروع شده و با کاهش زودنگام ارتفاع موشک، خطای برخورد به 5.6% افزایش می‌یابد. موشک در برخورد به هدفی در فاصله 1.2 برد

جدول 1 خطای هدف زنی در وضعیت‌های مختلف قرارگیری هدف

Table 1 Missile impact error in different locations of the target

نقطه برخورد	خطای برخورد	زاویه دید جستجوگر (درجه)	فاصله هدف برد بالستیکی
برد بالستیکی	فاصله هدف		برد بالستیکی
0.85	-0.043	35	0.85
1	+15	30	0.85
0.899	-0.095	30	0.9
0.998	-0.2	30	1
1.096	-0.372	30	1.1
1.119	-3.051	30	1.15
1.094	-5.558	35	1.15
1.043	-15.705	30	1.2

ارتفاع و فاصله نسبت به ارتفاع پرواز هواپیمای مهاجم بی بعد شده است. اگر محدودیت خمیدگی 4 درجه حذف شود و دماغه موشک بتواند به هر میزان لازم خمیده شود (که البته چنین امکانی عملی نیست و موشک با نیروهای بزرگی مواجه می‌شود) قدرت مانور موشک بسیار زیاد خواهد شد و به محض رویت هدف کاملاً تغییر مسیر می‌دهد ولی نوسانات زاویه حمله نیز بسیار افزایش می‌یابد. مسیر موشک با و بدون محدودیت خمیدگی در شکل 14 مقایسه شده است.

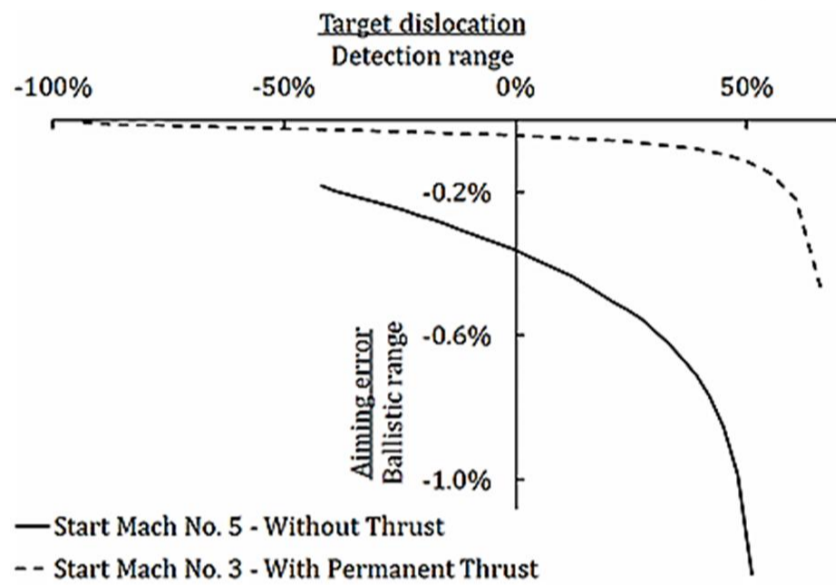


Fig. 11 Thrust effect on improving the accuracy of surface to surface missile, fired at angle of 30°

شکل 11 اثر گشتاور نیروی پیشران در بهبود دقت موشک زمین به زمین در زاویه شلیک 30 درجه

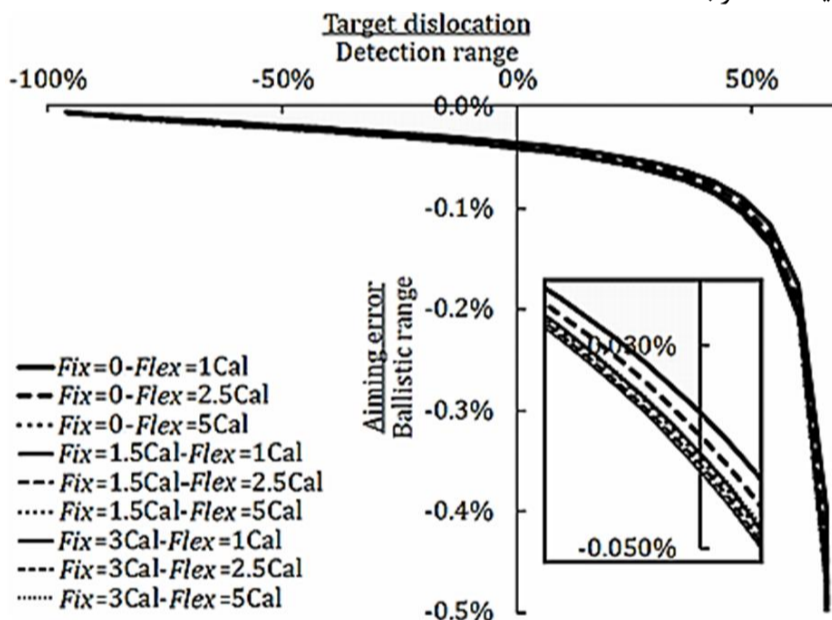


Fig. 12 Geometry effect on permanent thrust missile aiming error, fired at angle of 30°

شکل 12 نقش هندسه در هدف زنی موشک همراه با نیروی پیشران دائم و زاویه شلیک 30 درجه

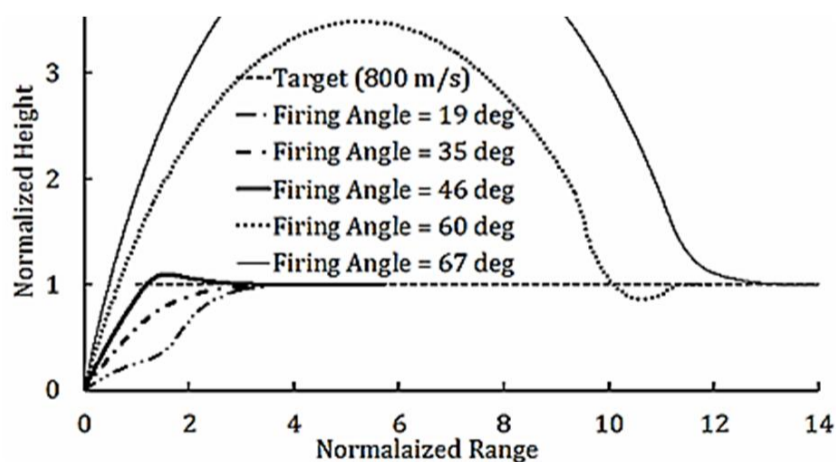


Fig. 13 Antiaircraft missile trajectory in different firing angles
شکل 13 مسیر پرواز موشک پدافند هوایی در زوایای مختلف شلیک

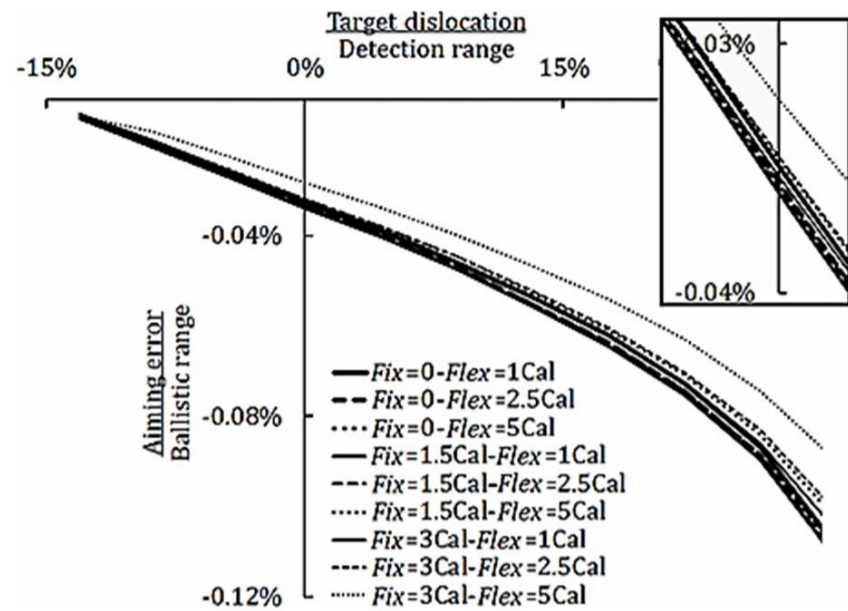


Fig. 9 Impact error of nine missiles, fired at angle of 80°

شکل 9 خطای هدف زنی نه هندسه از موشک، در زاویه شلیک 80 درجه

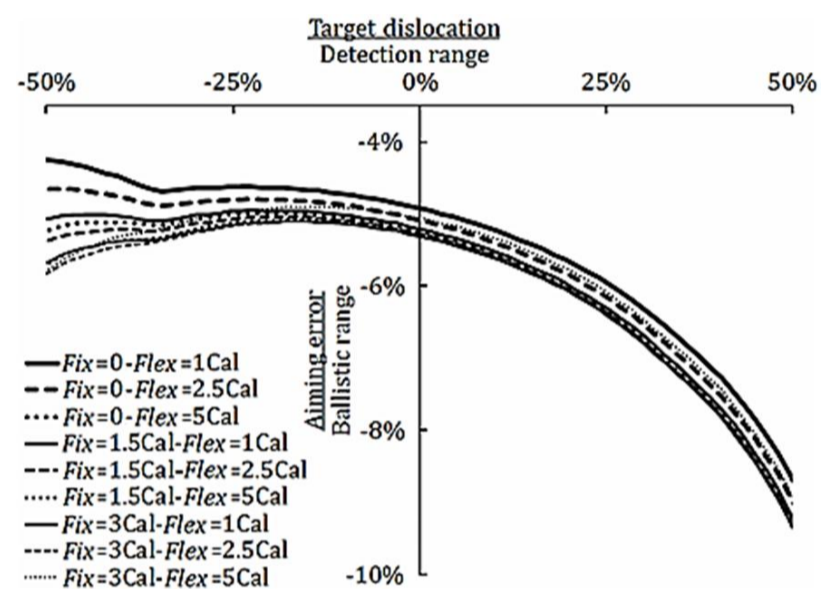


Fig. 10 Impact error of nine missiles, fired at angle of 10°

شکل 10 خطای هدف زنی نه هندسه از موشک، در زاویه شلیک 10 درجه

می‌شود. مقایسه خطای برخورد در دو سناریوی پروازی در شکل 11 ترسیم شده است. مشخص است که نیروی پیشران باعث افزایش دقت شده است. علت اصلی این امر افزوده شدن گشتاور فرمان نیروی پیشران به فرمان آیرودینامیکی است. همچنین مقایسه این دو منحنی نشان می‌دهد که نیروی پیشران علاوه بر افزایش دقت برخورد، قابلیت جابجایی هدف را نیز افزایش داده است. در شکل 12 مشاهده می‌شود که در شلیک موشک با زاویه 30 درجه، همراه با نیروی پیشران دائم، هر چند تفاوت منحنی نه موشک کاهش یافته است ولی باز هم کمترین خطا مربوط به هندسه $Fix=0-Flex=1Cal$ است.

7- موشک پدافند هوایی بر علیه هواپیمای مهاجم

جهت بررسی توان هدایت موشک‌ها در برخورد با هواپیمای مهاجمی که با سرعت 2.5 ماخ در ارتفاع بالا و زاویه دید اولیه 45 درجه حرکت می‌کند، موشکی با سرعت اولیه 3.5 ماخ، با نیروی پیشران مداوم، برد جستجوگر معادل ارتفاع هدف، محدودیت زاویه دید جستجوگر ± 40 درجه و حداکثر خمیدگی دماغه 4 درجه، به سمت هدف شلیک می‌شود. چنانچه زاویه شلیک تغییر کند محدودیت‌های هدایت موشک مشخص می‌گردد. همچنان که در شکل 13 مشاهده می‌شود، در زوایای شلیک کمتر از 19 و بیشتر از 46 درجه، جستجوگر قادر به رویت هدف نیست و در زوایای شلیک 60 الی 67 درجه، موشک در برگشت از قله هدف را مورد اصابت قرار می‌دهد. در این منحنی

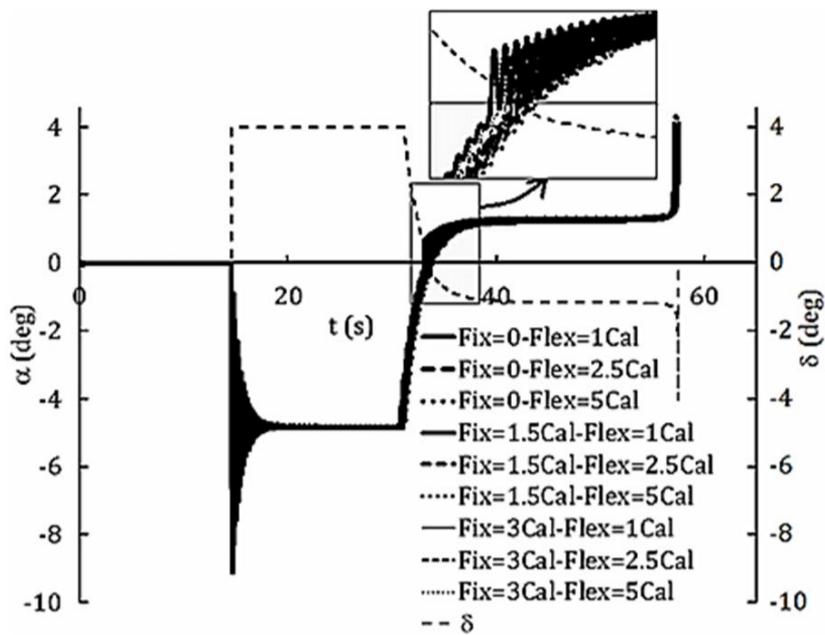


Fig. 16 Angle of attack fluctuations and command power in nine anti-aircraft missile configurations

شکل 16 مقایسه نوسانات زاویه حمله و شدت فرمان در نه هندسه از موشک پدافند هوایی

جدول 2 زمان پرواز و نوسان زاویه حمله برای نه هندسه از موشک پدافند هوایی

Table 2 Flight time duration and angle of attack variation in nine anti-aircraft missile configurations

نوسان (درجه)	حداقل زاویه حمله (درجه)	حداکثر زاویه حمله (درجه)	زمان پرواز (ثانیه)	Flex (Cal)	Fix (Cal)
13.214	-9.133	4.081	57.135	1	0
13.44	-9.122	4.318	57.285	2.5	0
13.532	-9.13	4.402	57.405	5	0
13.229	-9.116	4.113	57.505	1	1.5
13.254	-9.128	4.127	57.52	2.5	1.5
13.271	-9.115	4.156	57.445	5	1.5
13.049	-9.136	3.912	57.6	1	3
13.116	-9.139	3.977	57.495	2.5	3
12.702	-8.964	3.738	57.26	5	3
13.541	-9.139	4.402	57.6	حداکثر	
12.702	-8.964	3.738	57.135	حداقل	

دماغه خمیده بزرگ، شکستگی تیز داشته و پسا زیاد آن باعث کاهش سرعت و افزایش زمان پرواز می‌شود.

جهت بررسی امکان گریز هواپیمای مهاجم، سرعت آن از 500 تا 900 متربرثانیه افزایش می‌یابد. شکل 17 امکان اصابت را در زوایای مختلف شلیک و در سرعت‌های مختلف هدف نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که هر نه هندسه از موشک توان اصابت یکسان دارند.

شکل 17 نشان می‌دهد که تغییر سرعت هدف، امکان اصابت را کاملاً متاثر می‌کند. در سرعت‌های کمتر زوایای اصابت از زیر (رویت هدف در هنگام اوج‌گیری) و اصابت از بالا (رویت هدف در بازگشت از قله) کاملاً تفکیک می‌شوند ولی در سرعت‌های بیشتر، به دلیل دور شدن سریع هدف، این دو محدوده قابل تفکیک نیستند. همچنین در نیروی پیشران ثابت 1500 نیوتن، سرعت حدی این موشک کمی کمتر از 1050 متربرثانیه است و هواپیمایی با سرعت 1050 و بیشتر می‌تواند بگریزد.

قبلاً بیان شد که در بررسی‌های انجام شده موشک به عنوان جسمی توپر فرض شده است. با صدور فرمان‌های هدایتی و خمیدگی دماغه، خارج از مرکزی جرم ایجاد شده و در ترکیب با نیروی پیشران، گشتاوری تولید می‌شود که قدرت فرمان را افزایش می‌دهد. اگر دماغه حاوی بردهای الکترونیکی و بسیار سبک باشد، گشتاور مذکور شدیداً کاهش خواهد یافت.

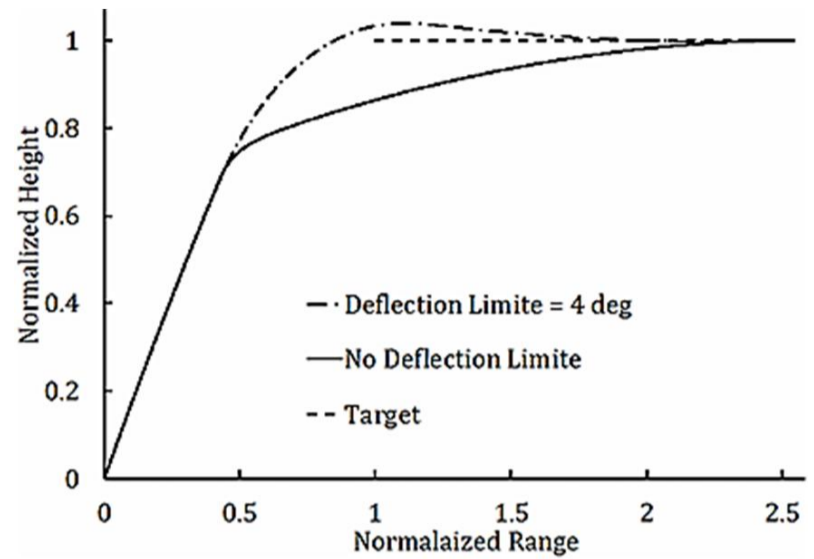


Fig. 14 Comparison between trajectories of missile with and without nose deflection limit

شکل 14 مقایسه مسیر حرکت موشک با و بدون محدودیت خمیدگی دماغه

هر چند مسیر بسیار کوتاه شده ولی نوسانات شدید باعث افزایش پسا، کاهش سرعت و افزایش زمان پرواز می‌شود. موشک با هندسه $Fix=3Cal-Flex=5Cal$ با محدودیت خمیدگی 4 درجه زمان پرواز 57.26 ثانیه دارد ولی اگر محدودیت خمیدگی نمی‌داشت زمان پرواز آن به 61.8 ثانیه افزایش می‌یافت. این تحلیل نشان می‌دهد که افزایش مانور در این سناریو نتیجه نامطلوب داشته است. جهت بررسی اثر Fix و $Flex$ ، نه هندسه از موشک با شرایط ذکر شده بر ضد هواپیمای مهاجم شلیک شده و به آن اصابت می‌کنند (شکل 15). تفاوت مسیر این نه هندسه از موشک بسیار ناچیز است و نوسانات زاویه حمله آن‌ها و شدت فرمان نیز نزدیک به هم است (شکل 16). جستجوگر موشک با دیدن هدف در لحظه 14.6 ثانیه، فرمان خمیدگی دماغه را صادر می‌کند. این فرمان تا لحظه 34.4 ثانیه در حداکثر مقدار خود (خمیدگی 4 درجه) باقی می‌ماند. در این مدت زاویه تریم موشک حدود 5 درجه است و پس از آن زاویه موشک اصلاح شده و فرمان‌های کوچک می‌شوند. صدور ناگهانی فرمان در لحظه 14.6 ثانیه باعث نوسانات شدید می‌شود که به سرعت مستهلک می‌شود.

همچنین تغییر فرمان از مثبت به منفی (در لحظه 33.6 ثانیه) باعث نوسان شده است. جدول 2 زمان کل پرواز و شدت نوسانات را در نه هندسه مذکور مقایسه می‌کند. موشک با هندسه $Fix=3Cal$ و $Flex=5Cal$ بیشترین قدرت فرمان را دارد (بزرگترین دماغه خمیده را دارد) و بنابراین دارای کمترین نوسان بوده است. موشک با هندسه $Fix=3Cal$ و $Flex=1Cal$ علاوه بر

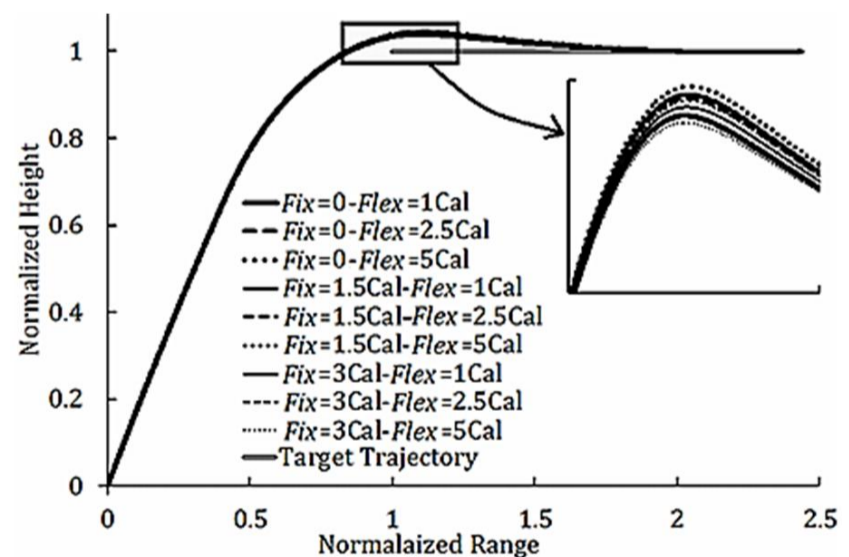


Fig. 15 Trajectory of nine anti-aircraft missile configurations

شکل 15 مقایسه مسیر حرکت نه هندسه از موشک پدافند هوایی

بنابراین انحراف مرکز جرم حذف می‌شود و نیروی پیشران گشتاوری ندارد (شکل 19). با اغماض از موارد اصابت از بالا، زمان اصابت برای حالت‌های مختلف، با در نظر گرفتن گشتاور نیروی پیشران، در شکل 20 آمده است. زمان بیشتر به معنی آن است که موشک نیاز به موتوری با سوخت بیشتر دارد. مشاهده می‌شود که برای هر سرعت مشخص از هدف، زاویه شلیک مقداری بهینه برای کمترین زمان اصابت دارد ولی شیب تغییرات زمان در همسایگی زمان کمینه کوچک است.

با افزایش زاویه شلیک شیب تغییرات زمان اصابت افزایش یافته و اهمیت این متغیر زیاد می‌شود. شکل 21 نشان می‌دهد با افزایش سرعت هدف، زمان اصابت به صورت تصاعدی افزایش یافته و اهمیت این متغیر بسیار زیادتر از متغیر زاویه شلیک است.

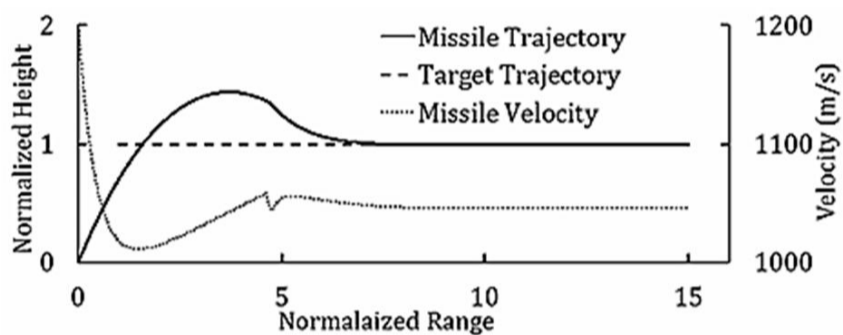


Fig. 19 Antiaircraft missile engagement with a target at a speed of 950m/s

شکل 19 نحوه اصابت موشک به هواپیمای مهاجم با سرعت 950m/s

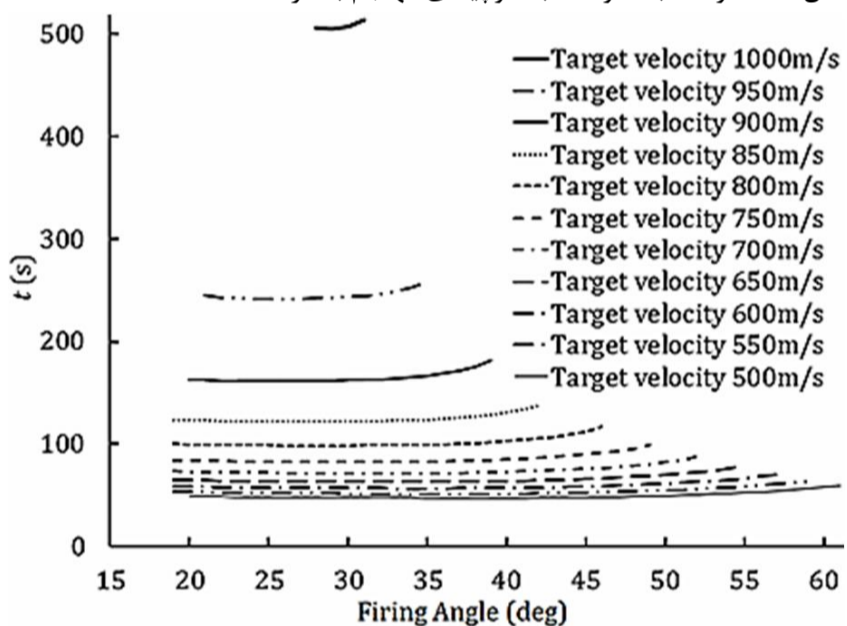


Fig. 20 Antiaircraft missile flight time in different firing angles

شکل 20 زمان اصابت موشک پدافند هوایی در زوایای شلیک مختلف

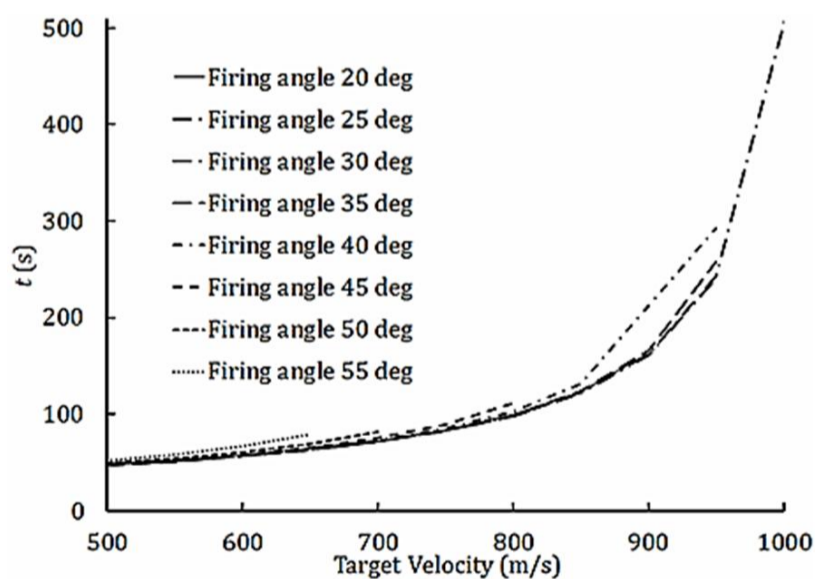


Fig. 21 Antiaircraft missile flight time in different aircraft velocities

شکل 21 زمان اصابت موشک پدافند هوایی به هواپیمای مهاجم با سرعت‌های مختلف

حذف این گشتاور باعث آشکار شدن نقش اثر هندسه در نه موشک مورد بررسی می‌شود.

شکل 18 امکان اصابت نه هندسه از موشک پدافند هوایی به هواپیمای مهاجم با اغماض از گشتاور نیروی پیشران را در سرعت‌های مختلف هدف نشان می‌دهد. با توجه به محدوده اصابت در سرعت هدف 500m/s، با افزایش *Fix* و *Flex* محدوده اصابت افزایش می‌یابد. نقش هندسه در سرعت‌های بیشتر هدف کمرنگ شده، و اگر جستجوگر در هنگام اوج‌گیری موشک هواپیما را ردگیری کند، در سرعت بیش از 700m/s هر نه هندسه به یک نحو به هدف اصابت می‌کنند. اگر جستجوگر در هنگام بازگشت از قله هواپیما را ردگیری کند، در سرعت بیش از 900m/s نه هندسه موشک رفتار یکسان دارند.

در مقایسه اشکال 17 و 18 مشاهده می‌شود که اگر سرعت هدف 900m/s یا بیشتر باشد، گشتاور نیروی پیشران نقشی نداشته و دو منحنی منطبق هستند. علت این امر آن است که در این وضعیت سرعت نسبی موشک نسبت به هدف کم بوده و موشک مدتی طولانی هدف را دنبال کرده و به تدریج دقیقاً در پشت هدف قرار می‌گیرد و زاویه دید آن به مقداری کوچک تقلیل می‌یابد و به بیان دیگر فرمان‌های هدایتی شدیداً کاهش یافته و

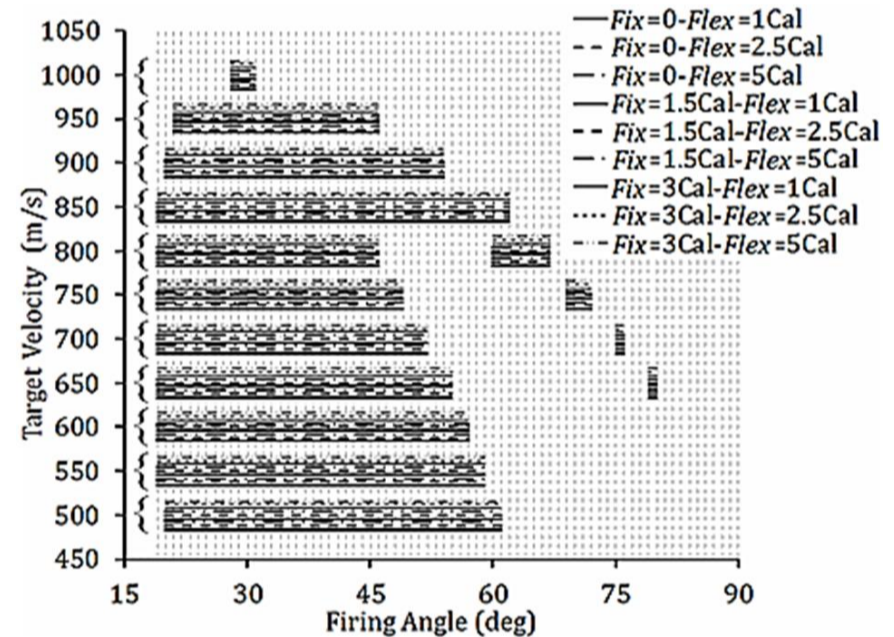


Fig. 17 Hit ability of nine antiaircraft missile configurations in different target velocities

شکل 17 امکان اصابت نه هندسه از موشک پدافند هوایی به هواپیمای مهاجم در سرعت‌های مختلف

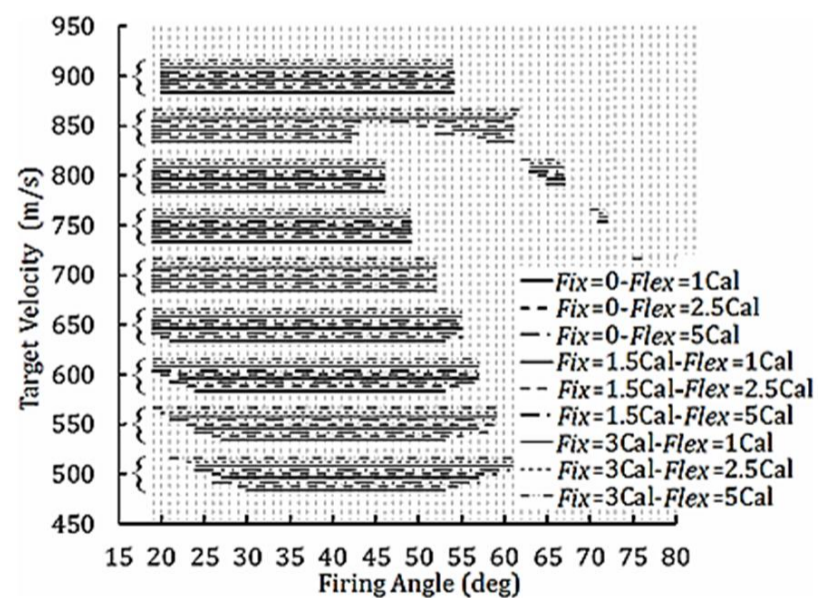


Fig. 18 Hit ability of nine antiaircraft missile configurations, neglecting thrust moment

شکل 18 امکان اصابت نه هندسه از موشک پدافند هوایی به هواپیمای مهاجم با اغماض از گشتاور نیروی پیشران

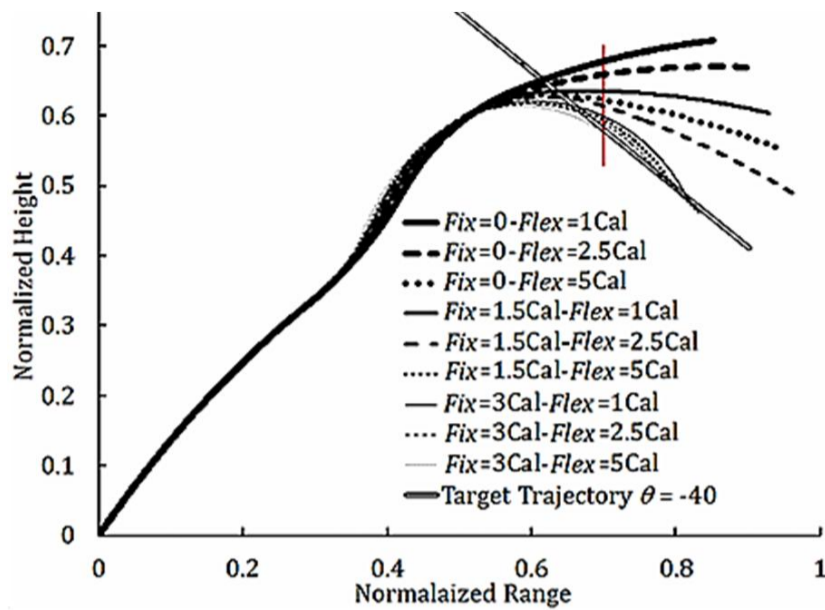


Fig. 23 Trajectory and hit probability of nine missile configurations, fired at an angle of 56°

شکل 23 مسیر حرکت و احتمال برخورد نه هندسه از موشک در زاویه شلیک 56°

جدول 3 مشخصات پروازی و زمان برخورد نه هندسه از موشک در زاویه شلیک 56°

Table 3 Specifications and flight time of nine missile configurations, fired at an angle of 56°

رتبه در	ارتفاع پرواز در	زمان پرواز	اصابت	Flex	Fix
قدرت مانور	فاصله 0.7 (s)	تا اصابت (s)	به هدف	(Cal)	(Cal)
9	0.678	---	خیر	1	0
8	0.659	---	خیر	2.5	0
6	0.623	---	خیر	5	0
7	0.635	---	خیر	1	1.5
5	0.614	---	خیر	2.5	1.5
3	0.594	118.1	بله	5	1.5
4	0.599	119.5	بله	1	3
2	0.589	117.9	بله	2.5	3
1	0.576	114.5	بله	5	3

نقطه‌زنی در یک موشک پدافندی بسیار سخت است و بنابراین در این نوع موشک معمولاً از فیوز مجاورتی استفاده شده و سعی می‌شود موشک در نزدیکترین فاصله از هدف منفجر شود.

در شکل 25 زمان پرواز تا اصابت در محور عمودی اول و نزدیکترین مجاورت موشک و هدف در محور عمودی دوم نشان داده شده است. در این

شکل اثر تغییر Fix بر این دو متغیر بررسی شده است. با افزایش مقدار Fix

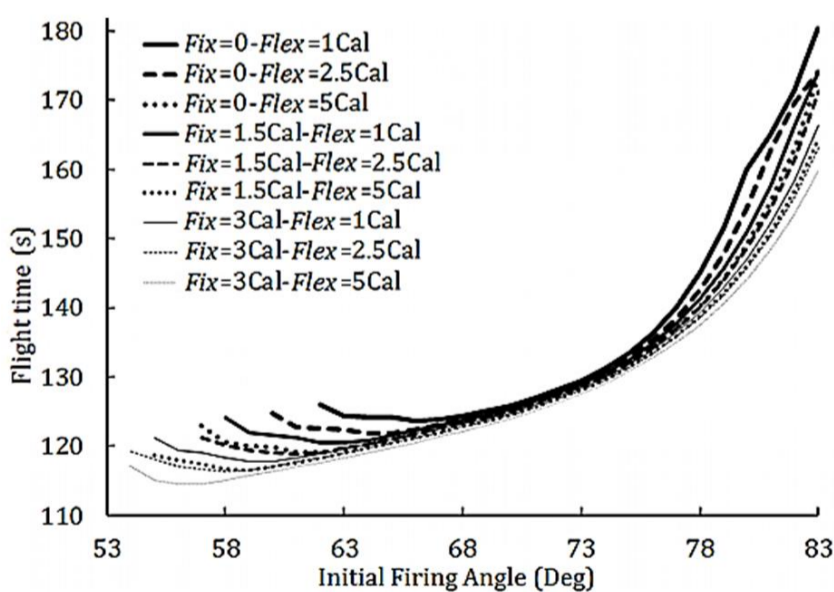


Fig. 24 Flight time of nine missile configurations in different firing angles

شکل 24 زمان پرواز تا اصابت نه هندسه از موشک، در زوایای مختلف شلیک

8- موشک پدافند هوایی بر علیه موشک مهاجم

جهت بررسی توان هدایت موشک‌های نه‌گانه در برخورد با موشک مهاجمی که با سرعت 2 ماخ از ارتفاع بالا با زاویه 40 درجه در حال فرود است، موشکی با سرعت اولیه 3.5 ماخ، با نیروی پیشران مداوم، محدوده زاویه دید جستجوگر ± 40 درجه و حداکثر خمیدگی دماغه 4 درجه، به سمت هدف شلیک می‌شود. جهت مطالعه بهتر اثر هندسه دماغه، در بررسی‌های صورت گرفته در این سناریو، دماغه سبک فرض شده و گشتاور نیروی پیشران اغماض شده است.

چنانچه زاویه شلیک تغییر کند محدودیت‌های هدایت موشک مشخص می‌گردد. همچنان که در شکل 22 مشاهده می‌شود، در زاویه شلیک 56 درجه موشک هدف را شناسایی کرده و به سمت آن هدایت شده است ولی قدرت فرمان کافی نبوده و موشک به دلیل کمبود قدرت مانور نمی‌تواند هدف را تا انتها دنبال کرده و به آن اصابت کند. در زوایای شلیک بیشتر از 83 درجه نیز جستجوگر قادر به رویت هدف نیست و در زوایای شلیک 57 الی 83 درجه، موشک می‌تواند هدف را مورد اصابت قرار می‌دهد.

در منحنی‌های شکل 22، ارتفاع و فاصله نسبت به، ارتفاع هدف در لحظه شلیک پدافند، بدون بعد شده است. همچنین این منحنی‌ها مربوط به موشک با هندسه $(Fix=1.5Cal - Flex=2.5Cal)$ است. شکل 23 مسیر حرکت و احتمال برخورد نه هندسه از موشک را در زاویه شلیک 56 درجه نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که پنج هندسه از موشک‌ها قادر به اصابت نشده‌اند. برای بررسی قدرت مانور این موشک‌ها (همان‌طور که در شکل 23 ترسیم شده است) ارتفاع پرواز آن‌ها در فاصله نسبی 0.7 مقایسه شده است.

جدول 3 مشخصات این نه هندسه از موشک را در این شلیک نشان می‌دهد. با توجه به شکل 23، موشکی که ارتفاع پرواز آن در این فاصله کمتر بوده است قدرت مانور بیشتری داشته و در جدول 3 رتبه بهتری در قدرت مانور به دست آورده است. در این جدول مشخص است که موشک دارای قدرت مانور بیشتر، در زمان کوتاه‌تری به هدف اصابت می‌کند.

حال همه هندسه‌های موشک با زوایای مختلف شلیک می‌شوند و بزرگتر بودن محدوده قابلیت اصابت و کوچکتر بودن زمان پرواز ملاک برتری نسبی آن‌ها در نظر گرفته می‌شود. شکل 24 زمان پرواز تا اصابت به هدف را در نه هندسه از موشک، برای زوایای مختلف شلیک، نشان می‌دهد. در این شکل مشاهده می‌شود که افزایش زاویه شلیک باعث افزایش زمان پرواز تا اصابت می‌شود ولی کاهش زاویه شلیک، زمان پرواز تا اصابت را تا حدی کاهش می‌دهد و سپس مجدداً افزایش یافته و به بیانی دیگر مقداری بهینه دارد.

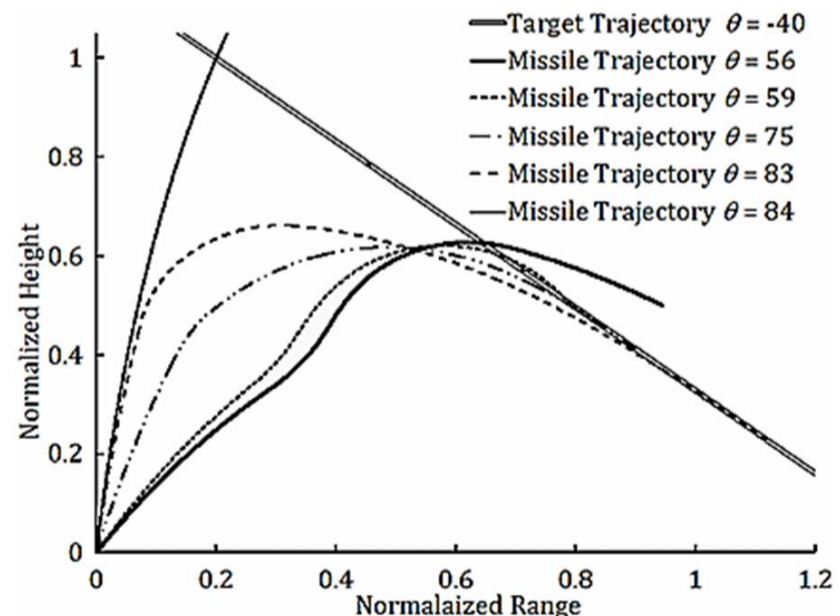


Fig. 22 Firing angle effect on trajectory and hit probability

شکل 22 اثر زاویه شلیک در مسیر حرکت و احتمال برخورد

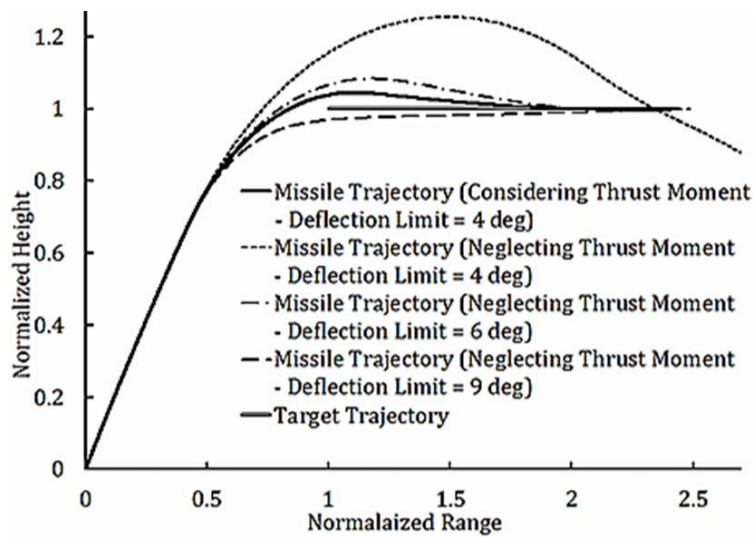


Fig. 27 Thrust moment effect on anti-aircraft missile maneuverability enhancement

شکل 27 اثر گشتاور نیروی پیشران در افزایش قدرت مانور موشک پدافند هوایی مسیر حرکت موشک در چند حالت متفاوت در این شکل مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که قدرت مانور موشک با امکان خمیدگی دماغه 6 درجه (بدون اثر گشتاور نیروی پیشران) کمتر از قدرت مانور موشک با امکان خمیدگی دماغه 4 درجه (با در نظر گرفتن اثر گشتاور نیروی پیشران) است. همچنین موشک با امکان خمیدگی دماغه 9 درجه (بدون اثر گشتاور نیروی پیشران) قدرت مانوری بیش از موشک با امکان خمیدگی دماغه 4 درجه (با در نظر گرفتن اثر گشتاور نیروی پیشران) دارد اما دیرتر به هدف برخورد می‌کند. جدول 4 مدت طی مسیر تا برخورد به هدف را در حالت‌های مختلف برای دو هندسه از موشک نشان می‌دهد.

شکل 28 منحنی‌های حاصل از جدول 4 است. در این شکل مشاهده می‌شود که گشتاور نیروی پیشران باعث شده است که هندسه‌های مختلف موشک رفتار نزدیک به هم داشته باشند و با حذف گشتاور مذکور اثر هندسه موشک‌ها چشمگیرتر خواهد بود.

جدول 4 اثر محدودیت خمیدگی دماغه در زمان برخورد به هدف

Table 4 Nose deflection limit effect on flight time

محدودیت خمیدگی دماغه (درجه)	زمان برخورد ($Y_{cg} \neq 0$) ($Fix=3Cal, Flex=5Cal$)	زمان برخورد ($Y_{cg} \neq 0$) ($Fix=3Cal, Flex=1Cal$)	زمان برخورد ($Y_{cg} \neq 0$) ($Fix=1.5Cal, Flex=1Cal$)	زمان برخورد ($Y_{cg} \neq 0$) ($Fix=1.5Cal, Flex=5Cal$)
4	58.845	57.26	-	57.505
5	57.635	56.525	61.05	56.72
6	57.055	56.205	59.59	56.36
7	56.78	56.09	58.76	56.205
8	56.665	56.09	58.3	56.165
9	56.655	56.155	58.035	56.2
10	56.71	56.275	57.89	56.285
12	56.945	56.61	57.825	56.56

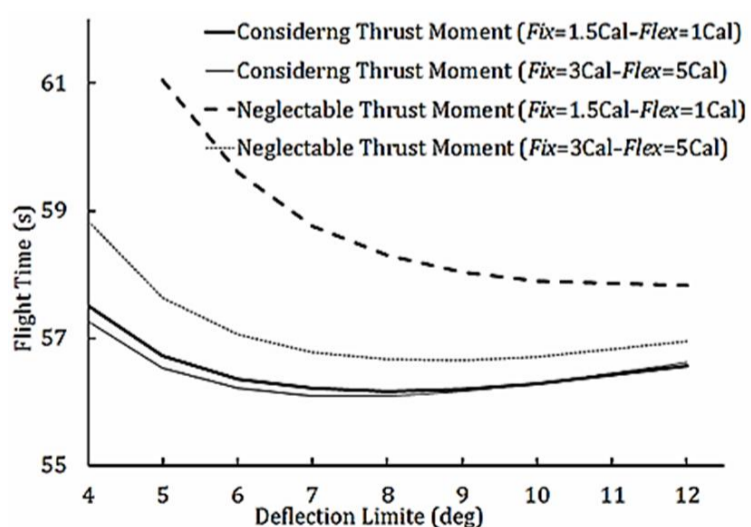


Fig. 28 Nose deflection limit effect on flight time

شکل 28 اثر محدودیت خمیدگی دماغه در زمان برخورد به هدف

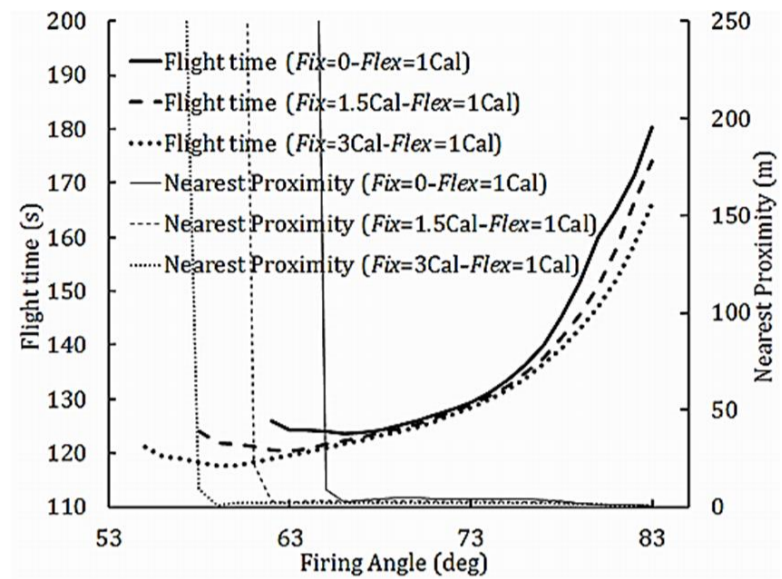


Fig. 25 Effect of Fix on flight time and nearest proximity of nine missile configurations in different firing angles

شکل 25 اثر تغییرات Fix بر زمان پرواز تا اصابت و خطای مجاورت، در زوایای مختلف شلیک

متغیر "محدوده زاویه شلیک قابل اصابت" افزایش یافته و در یک زاویه شلیک مشخص، "زمان پرواز تا اصابت به هدف" کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش مقدار Fix زمان بهینه پرواز تا اصابت، کاهش یافته و به زاویه شلیک کمتر منتقل می‌شود. با توجه به شکل 24، تغییرات Flex اثری کاملاً مشابه با تغییرات Fix دارد.

9- نقش گشتاور نیروی پیشران در موشک پدافندی با دماغه انعطاف‌پذیر

بسیاری از موشک‌های پدافندی که هدفی سریع را دنبال می‌کنند دارای نیروی پیشرانی طولانی مدت هستند و فرمان‌های هدایتی موشک همزمان با پیشران‌ش صادر می‌شوند. همان‌طور که قبلاً بیان شد، در طرح دماغه انعطاف‌پذیر خارج از محوری جرم باعث ایجاد گشتاور می‌شود و گشتاور فرمان حاصل جمع گشتاور نیروی پیشران و گشتاور آیرودینامیکی است (شکل 26).

در این مبحث به بررسی کمی اثر گشتاور بردار نیروی پیشران پرداخته شده است. در بررسی‌های انجام شده جابجایی مرکز جرم با فرض موشک توپر و همگن محاسبه گردیده است. در بسیاری از موارد دماغه شامل قطعاتی سبک چون بردهای الکترونیکی است. در حالت اغراق شده فرض می‌شود خمیدگی دماغه باعث جابجایی مرکز جرم نشود و به بیان دیگر همواره $Y_{cg}=0$ باشد. بدین ترتیب اثر گشتاور نیروی پیشران با مقایسه این دو نگاه (موشک و دماغه با جرم همگن و دماغه بی تاثیر در جابجایی مرکز جرم) به صورت کمی بررسی می‌شود.

9-1- سناریوی اول: موشک پدافند هوایی

موشکی با شرایط شکل 27 بر ضد هواپیمای مهاجم شلیک شده و به آن اصابت می‌کند. اگر اثر گشتاور نیروی پیشران در نظر گرفته نشود، این موشک به هدف اصابت نکرده و به دلیل کاهش قدرت مانور، جستجوگر هدف را از دست می‌دهد. جهت افزایش قدرت مانور، محدودیت خمیدگی دماغه از 4 درجه به 5 درجه افزایش می‌یابد و موشک می‌تواند به هدف اصابت کند.

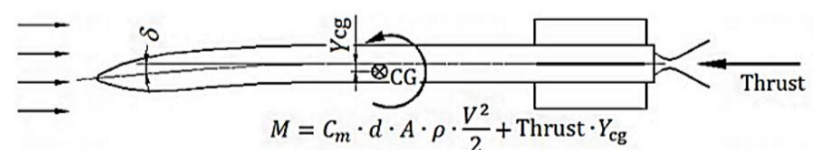


Fig. 26 Thrust moment created by nose deflection

شکل 26 گشتاور نیروی پیشران ناشی از خمیدگی دماغه

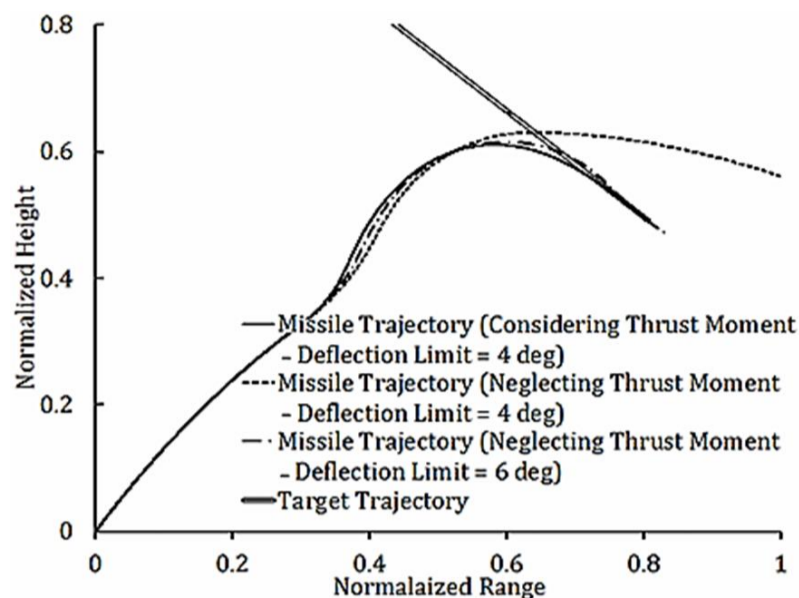


Fig. 29 Thrust moment effect on antimissile maneuverability enhancement

شکل 29 اثر گشتاور نیروی پیشران در افزایش قدرت مانور موشک ضد موشک

خطای نسبی در زاویه حمله 10 درجه حدود 10 برابر خطای نسبی در 30 درجه و خطای نسبی در زاویه حمله 30 درجه حدود 10 برابر خطای نسبی در زاویه حمله 80 درجه است. با توجه به برد بالستیکی در زوایای حمله مختلف، خطای مطلق نیز در زوایای حمله بزرگتر کاهش جدی یافته است ولی در ازای کاهش خطا، قابلیت جابجایی هدف نیز کاهش یافته است.

در طرح دماغه انعطاف‌پذیر، خارج از محوری جرم، باعث ایجاد گشتاور می‌شود و گشتاور بردار نیروی پیشران، گشتاور فرمان آیرودینامیکی را تقویت می‌کند. در بررسی موشک زمین به زمین مشخص شد که نیروی پیشران علاوه بر افزایش دقت برخورد، قابلیت جابجایی هدف را نیز افزایش داده است. در شلیک موشک با زاویه 30 درجه، همراه با نیروی پیشران دائم، کمترین خطا مربوط به هندسه $Fix=0-Flex=1Cal$ است.

در موشک پدافند هوایی بر علیه هواپیمای مهاجم، زاویه شلیک باید در محدوده مشخصی باشد و در خارج از این محدوده جستجوگر قادر به رویت هدف نیست. در محدوده مذکور زاویه شلیک مقداری بهینه برای کمترین زمان اصابت دارد. در این حالت سنگین بودن دماغه و افزایش نقش گشتاور نیروی پیشران باعث می‌شود نقش هندسه دماغه کمرنگ شده و موشک با انواع هندسه دماغه خصوصیات پروازی نزدیک به یکدیگر داشته باشند. اگر دماغه این نوع موشک سبک باشد، با کاهش اثر گشتاور نیروی پیشران، هندسه دماغه اهمیت داشته و با افزایش Fix و $Flex$ محدوده زاویه شلیک مجاز افزایش می‌یابد. اگر سرعت هدف زیاد باشد هر نه هندسه به یک نحو به هدف اصابت می‌کنند و زمان پرواز یکسان خواهد بود. اگر سرعت هدف باز هم زیاد شود امکان گریز هواپیمای مهاجم فراهم می‌شود.

در موشک پدافند هوایی بر علیه موشک مهاجم نیز زاویه شلیک باید در محدوده مشخصی بوده و دارای مقداری بهینه برای کمترین زمان اصابت است. در این نوع موشک با افزایش مقدار Fix متغیر "محدوده زاویه شلیک قابل اصابت" افزایش یافته و در یک زاویه شلیک مشخص، "زمان پرواز تا اصابت به هدف" کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش مقدار Fix زمان بهینه پرواز تا اصابت، کاهش یافته و به زاویه شلیک کمتر منتقل می‌شود. تغییرات $Flex$ اثری کاملاً مشابه با تغییرات Fix دارد.

این نتایج نشان می‌دهد که در ماموریت‌های پروازی متفاوت، اثر متغیرهای هندسی دماغه می‌تواند تغییر کند و عواملی چون محدودیت خمیدگی دماغه که در نگاه اولیه مضر به نظر می‌رسد، می‌تواند در بعضی از سناریوهای پروازی باعث افزایش دقت و کاهش زمان پرواز شوند. تغییرات

زمان پرواز در یک موشک پدافندی نشان دهنده سوخت لازم است که عامل مهمی در طراحی این گروه از موشک‌ها است. شکل 28 نشان می‌دهد که محدودیت زاویه خمیدگی دماغه مقداری بهینه دارد. از سویی خمیدگی کم دماغه قدرت مانور را کاهش می‌دهد و از سوی دیگر خمیدگی زیاد دماغه به معنی فرمان‌های شدید و نوسانات زیاد و کاهش سرعت مقطعی بوده و در هر دو صورت زمان پرواز افزایش یافته و هدف دیرتر مورد اصابت قرار می‌گیرد. همچنین در شکل 28 مشهود است که گشتاور نیروی پیشران باعث شده است که مقدار بهینه محدودیت زاویه خمیدگی، کاهش یابد و وابستگی آن به هندسه موشک ناچیز باشد. جدول 5 اثر کاهش محدودیت خمیدگی دماغه را در زمان برخورد به هدف، در 9 هندسه متفاوت از موشک، با فرض $Y_{cg}=0$ نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با افزایش Fix و نیز با افزایش $Flex$ زمان برخورد به هدف کاهش می‌یابد.

9-2- سناریوی دوم: موشک پدافند ضد موشکی

موشک‌هایی با شرایط شکل 29 بر ضد موشک مهاجم شلیک شده و به آن اصابت می‌کند. اگر اثر گشتاور نیروی پیشران در نظر گرفته نشود، این موشک به هدف اصابت نکرده و به دلیل کاهش قدرت مانور، جستجوگر هدف را از دست می‌دهد. جهت افزایش قدرت مانور، محدودیت خمیدگی دماغه از 4 درجه به 5 درجه افزایش می‌یابد و موشک می‌تواند به هدف اصابت کند. مسیر حرکت موشک در این سه نحوه شلیک در شکل 29 مقایسه شده است. مشاهده می‌شود که قدرت مانور موشک با امکان خمیدگی دماغه 5 درجه (بدون اثر گشتاور نیروی پیشران) کمتر از قدرت مانور موشک با امکان خمیدگی دماغه 4 درجه (با در نظر گرفتن اثر گشتاور نیروی پیشران) است. اثر متغیرهای دیگر در پدافند ضد موشکی مشابه با موشک پدافند هوایی (سناریوی اول) است.

10- بحث و نتیجه گیری

در شلیک موشک‌های نه‌گانه با زاویه 30 درجه، به سمت اهدافی که از محل برد بالستیکی جابه‌جا شده‌اند، کمترین خطای برخورد مربوط به دو هندسه متفاوت $Fix=0-Flex=1Cal$ و $Fix=3Cal-Flex=5Cal$ است. اگر زاویه شلیک به 80 درجه افزایش و یا به 30 درجه کاهش یابد، کمترین خطای برخورد مربوط به هندسه $Flex=5Cal-Fix=3Cal$ خواهد بود.

جدول 5 اثر محدودیت خمیدگی دماغه در زمان برخورد به هدف با اغماض از گشتاور نیروی پیشران

Table 5 Effect of nose deflection limit on flight time, neglecting thrust moment

زمان برخورد (محدودیت خمیدگی 4 درجه)	زمان برخورد (محدودیت خمیدگی 5 درجه)	زمان برخورد (محدودیت خمیدگی 6 درجه)	$Flex$ (Cal)	Fix (Cal)
عدم برخورد	عدم برخورد	60.910	1	0
عدم برخورد	عدم برخورد	60.120	2.5	0
عدم برخورد	60.125	58.885	5	0
عدم برخورد	61.050	59.590	1	1.5
عدم برخورد	60.010	58.840	2.5	1.5
60.375	58.690	57.890	5	1.5
61.185	59.335	58.405	1	3
60.165	58.585	57.840	2.5	3
58.845	57.635	57.055	5	3

12- مراجع

- [1] W. J. Larkin, M. Thomas, Atmospheric flight of a Variable-Bend body, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 2, No. 5, pp. 382-387, 1979.
- [2] T. Wei, Z. Yong, L. Weiji, Z. Lumin, A study on flight performance of a Variable-Bend-Tail vehicle, *ACTA Aerodynamica Sinica Journal*, Vol. 21, No. 2, pp. 151-156, 2003. (in Chinese)
- [3] X. Yongjie, W. Zhijun, W. Guodong, Y. Jianya, P. Shouli, Ballistic characteristics of rocket projectile with deflection nose, in *International Power, Electronics and Materials Engineering Conference*, Dalian, China, 2015.
- [4] H. Handong, G. Liangxian, S. Xiaofeng, S. Yifan, S. Xiangpeng, Design and simulations of a Guide-Screw Hand-Spike nose deflecting mechanism, *Procedia Engineering*, Vol. 99, pp. 137-142, 2015.
- [5] W. Jifeng, L. Xiong, W. Shushan, X. Yuxin, Aerodynamic characteristics and trajectory of projectile with a deflectable nose, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 543-547, pp. 16-19, 2014.
- [6] Z. Bo, W. Shushan, C. Mengyu, X. Yuxin, Impacts of deflection nose on ballistic trajectory control law, *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2014, pp. 1-6, 2014.
- [7] W. Menglong, W. Hua, H. Jing, Rockets trajectory correction method based on nose cone swinging, *Journal of Detection & Control*, Vol. 33, No. 4, pp. 23-27, 2011. (in Chinese)
- [8] W. Pengfei, C. Hongsong, L. Wuping, L. Sha, X. Ningbo, S. Guanjun, The influence of fuze nose's swing angle on rocket aerodynamic characteristics and control ability, *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, Vol. 33, 2013. (in Chinese)
- [9] H. Jing and W. Hua, Conceptual design of a type fuze of oscillating nose cone for two-dimension trajectory correction, in *6th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*, Beijing: IEEE, pp. 1412-1414, 2011.
- [10] T. S. S. Phani, A. Pravin, Control system for laser guidance based deflectable nose bullet, *International Journal of Advanced Engineering Sciences and Technologies*, Vol. 10, No. 2, pp. 245-248, 2011.
- [11] W. Xugang, Z. Jun, G. Jianguo, L. Jizhong, G. Xiaoying, Deflectable nose control for bank to turn missile, *Journal of China Ordnance*, Vol. 4, No. 4, 2008. (in Chinese)
- [12] Z. Jun, W. Xugang, Dynamic characteristic analysis of roll deflectable nose missile, *Journal of Astronautics*, Vol. 32, No. 7, pp. 1445-1450, 2011. (in Chinese)
- [13] S. XiaoFeng, G. LiangXian, G. ChunLin, Dynamics of a deflectable-nose missile, *Science China Technological Sciences*, Vol. 55, No. 12, pp. 3483-3494, 2012.
- [14] W. Jianghua, G. Liangxian, G. Chunlin, Dynamic modeling of deflectable nose missiles, *ACTA Aeronautica et Astronautica*, Vol. 31, No. 4, pp. 831-835, 2010. (in Chinese)
- [15] Z. Jun, W. Xugang, Modeling and control design for the deflectable nose missile, *Journal of Astronautics*, Vol. 29, No. 3, pp. 878-882, 2008. (in Chinese)
- [16] G. Yuan, G. Liangxian, P. Lei, Modeling and simulating dynamics of missiles with deflectable nose control, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 22, No. 5, pp. 474-479, 2009.
- [17] G. Yuan, G. Liangxian, P. Lei, Modeling and simulation research on dynamics of missiles with deflectable nose controls, *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 5, No. 4, pp. 161-166, 2008.
- [18] W. Xugang, J. Qin, Motion coupling analysis for the nose and body of the deflectable nose missile, *Applied Mechanics and Materials*, Vol. 66-68, pp. 260-263, 2011.
- [19] Y. Youngrok, J. SungKi, C. TaeHwan, M. RhoShin, An aerodynamic shape optimization study to maximize the range of a guided missile, in *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Chicago, Illinois, USA, 2010.
- [20] A. Shunsaku, *A study on optimal path planning and guidance for constant speed kinematic unicycle*, PhD Thesis, Faculty of Environment and Information Sciences, Yokohama National University, Yokohama, Japan, 2014.
- [21] M. Markovic, B. Rasuo, M. Milinovic, M. A. Boulahlib, Engagement areas of missiles in the proportional navigated flight powered by air breathing engines, *FME Transactions* Vol. 42, No. 3, pp. 181-188, 2014.
- [22] S. Subchan, Minimum integrated altitude for the terminal bunt manoeuvre., *Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics*, Vol. 7, No. 1, pp. 15-16, 2007.
- [23] A. Jameson, W. Schmidh, E. Turkel, Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using Runge Kutta time stepping schemes, AIAA paper 81-1259, in *14th Fluid Dynamics and Plasma Dynamics Conference*, Palo Alto, California, USA, 1981.
- [24] A. Khalghani, M. H. Djavarehshkian, M. Pasandideh-Fard, Aerodynamic shape investigation of a supersonic missile flexible nose, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 10, pp. 32-40, 2015. (in Persian)
- [25] The USAF Automated Missile Datcom (Rev 4/91A), Aerodynamic methods for missile configurations.
- [26] A. Khalghani, M. H. Djavarehshkian, M. Pasandideh-Fard, Soft recovery of a supersonic rocket using un-stablizing technique, *Journal of Aeronautical Engineering*, Vol. 13, No. 2, pp. 17-33, 2011. (in Persian)

وسیعتر در متغیرهای Fix و $Flex$ و ارتقاء دقت نرم‌افزار دینامیک پرواز به شش درجه آزادی و بکارگیری روش‌های پیشرفته‌تر هدایتی می‌تواند قدم‌های بعدی در این تحقیق باشد. همچنین در این تحقیق عکس‌العمل دینامیکی بدنه به حرکت دماغه در نظر گرفته نشده است.

11- فهرست علائم

C_a	ضریب نیروی محوری
Cal	قطر بدنه موشک (m)
CG	مرکز جرم
C_m	ضریب گشتاور پیچشی
C_n	ضریب نیروی عمودی
d	قطر بدنه موشک (m)
F_a	نیروی آیرودینامیکی در امتداد محور دماغه (N)
F_{damp}	نیروی میرایی (N)
Fix	طول بخش ثابت (Cal)
$Flex$	طول بخش انعطاف‌پذیر (Cal)
F_n	نیروی آیرودینامیکی عمود بر محور دماغه (N)
g	شتاب جاذبه زمین (ms^{-2})
I_z	گشتاور ماند حول محور z (kgm^2)
m	جرم (kg)
M	گشتاور نیروی آیرودینامیکی (Nm)
M_{damp}	گشتاور میرایی (Nm)
S_{ref}	سطح مرجع (m^2)
T	نیروی پیشران (N)
u	مولفه محوری سرعت در مختصات بدنی (ms^{-1})
v	مولفه عمودی سرعت در مختصات بدنی (ms^{-1})
u	مولفه محوری شتاب در مختصات بدنی (ms^{-2})
v	مولفه عمودی شتاب در مختصات بدنی (ms^{-2})
X_{cg}	طول مرکز جرم (m)
Y_{cg}	عرض مرکز جرم (m)
α	زاویه حمله (deg)
δ	زاویه خمیدگی دماغه (deg)
$\dot{\phi}$	سرعت زاویه‌ای دوران در مختصات اینرسی ($degs^{-1}$)
θ	زاویه مختصات بدنی با مختصات اینرسی (deg)
$\dot{\theta}$	سرعت زاویه‌ای مختصات بدنی ($degs^{-1}$)
ρ	چگالی (kgm^{-3})
زیرنویس‌ها	
a	محوری
b	بدنی
cg	مرکز جرم
$damp.$	میرایی
i	اینرسی
n	عمودی
ref	مرجع
w	باد