

چکامه های رزمی

جلد چهارم



مترجم: محمد جعفری

پیش گفتار

در این کتاب یکسری از مقالات و نوشته هایی در حوزه های مختلف مباحث نظامی و جنگ افزارها که از منابع گوناگون ترجمه و تدوین شده، گردآوری شده است. این نوشتارها سعی شده با زبانی ساده و قابل فهم برای عموم افراد نگاشته شود و در عین حال از منابع معتبر در سطح بین الملل اخذ شده است. مطالب این کتاب برای علاقمندان حوزه مباحث نظامی، دانشجویان دانشکده های افسری، و کلیه مخاطبانی که به دنبال افزایش اطلاعات عمومی خود در زمینه های امنیتی راهبردی و جنگ افزارها هستند، سودمند خواهد بود. منابع و مراجع هر نوشتار در پایان آن آمده است.

فهرست مطالب

تسلیمات هدایت شونده.....	۴
بررسی حمله به کشتی ایرانی ساویر در دریای سرخ از طریق زیردریایی رژیم صهیونیستی	۱۱
بقایای موشکهای بالستیک اسکندر مسلح به سرجنگی خوشه ای به کار گرفته شده توسط ارمنستان علیه آذربایجان	۱۷
بررسی و تحلیل حمله موشک بالستیک یمن به عربستان سعودی	۳۲
بررسی وضعیت فعالیت آتشبارهای پاتریوت در مجموعه اقامتی نفوم واقع در شمال شرق عربستان سعودی	۴۴
بررسی انفجار در سکوی آزمایش موتور موشک در مناطق اشغالی رژیم صهیونیستی.....	۵۳
[سردار شهید] تهرانی مقدم ثابت کرد که تحلیل سازمان جاسوسی مرکزی آمریکا (سیا) درباره فعالیت موشکی ایران در دوران جنگ تحمیلی نادرست است.....	۵۹
طبق نظر کارشناسان، تصاویر ماهواره ای بیانگر آن است که عربستان سعودی به دنبال توسعه برنامه موشکهای بالستیک است.....	۶۲
پدافند ضد موشکی ایالات متحده آمریکا، اثبات نشده، غیرقابل اتکا، و غیر سودمند برای کاهش خطر تهدید هسته ای	۶۴
توهم محافظت، رویکرد فاجعه بار ایالات متحده آمریکا به پدافند ضد موشکی راهبردی	۶۷
توضیحی درباره شواهد ناکارآمدی سامانه پدافندی گنبد آهنین.....	۷۰
مشخصات بمبهای هدایت شونده.....	۸۹
تحلیلگران می گویند، چین در حال ساخت بیش از یکصد سیلوی جدید موشکی در بیابان غربی این کشور است.....	۹۳
تسلیمات سُرخورنده آبرصوتی	۹۷
تحلیل مشخصات مسیر پروازی سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی در فضای نزدیک و دشواریهای پدافندهای ضد موشکی.....	۱۰۴
مدلسازی عملکرد سرجنگیهای سُرخورنده آبرصوتی	۱۱۹
مباحث تکمیلی برای سرجنگیهای سُرخورنده آبرصوتی	۱۳۳

تسلیمات هدایت شونده



بمب هدایت شونده GBU-58 نیروی هوایی افغانستان به یکی از مراکز طالبان در استان فراه افغانستان حمله می کند.

سلاح هدایت شونده نقطه زن (سلاح هوشمند، مهمات هوشمند، بمب هوشمند) سلاح هدایت شونده ای است که برای اصابت دقیق به یک هدف مشخص به کار می رود تا آسیبهای جانبی را به حداقل رسانده و مرگزایی را علیه اهداف مورد نظر، بیشینه کند [۱]. طی جنگ نخست خلیج فارس، تسلیحات هدایت شونده تنها ۹ درصد از کل تسلیحات شلیک شده را تشکیل می دادند، اما ۷۵ درصد از کل اصابتهای موفق، مربوط به این تسلیحات بوده است. با وجود آنکه تسلیحات هدایت شونده، عموماً بر روی اهداف دشوارتر به کار گرفته شده اند، احتمال نابودی اهداف به ازای هر سلاح رها شده، برای این تسلیحات، همچنان ۳۵ برابر دیگر تسلیحات بوده است [۲].

از آنجا که اثرات آسیب زایی تسلیحات انفجاری، با معکوس توان سوم فاصله، کاهش می یابد، حتی بهبودهای اندک در دقت (که موجب کاهش خطای اصابت می شود)، موجب می شود تا یک هدف را بتوان با تعداد تسلیحات کمتر و با سلاحهای کوچکتر مورد حمله قرار داد. بنابراین، حتی اگر برخی از بمبهای هدایت شونده نیز به اهداف اصابت نکنند، تعداد پرسنل نیروی هوایی کمتری در معرض خطر قرار می گیرند، و تلفات شهروندان و میزان آسیبهای جانبی می تواند کاهش یابد.

ظهور تسلیحات هدایت شونده نقطه زن، موجب شد تا نام بمبهای قدیمی تر به «بمبهای هدایت نشونده»، «بمبهای خنگ»، یا «بمبهای آهنی» تغییر کند.

گونه ها



حمله هدایت شونده لیزری بمب GBU-24 (با سر جنگی BLU-109) به هدف مورد نظر

در جریان جنگ داخلی اسپانیا، مشخص شد که هدف قرار دادن کشتی های متحرک، بسیار دشوار است [۳]، آلمانی ها نخستین کسانی بودند که تسلیحات هدایت شونده را با استفاده از کنترل رادیویی، یا کنترل سیمی، توسعه دادند. ایالات متحده، تسلیحات هدایت شونده تلویزیونی (GB-4) [۴]، هدایت شونده راداری نیمه فعال (Bat)، و هدایت شونده فروسرخ (فلیکس) را مورد آزمایش قرار داد.

تسلیحات هدایت شونده اینرسی

سلاح تهاجمی غیرفعال GBU-107، یک بمب هوایی رها شونده هدایت شونده است که حاوی میله های نافذ فلزی با اندازه های گوناگون است. این سلاح برای حمله به اهدافی طراحی شده که در آن، اثرات انفجاری ممکن است نامطلوب باشد، مانند مخازن نگهداری سوخت یا مراکز نگهداری تسلیحات شیمیایی در مناطق غیرنظامی [۶].

تسلیحات کنترل شونده با امواج رادیویی

آلمانی ها نخستین کسانی بودند که تسلیحات هدایت شونده نقطه زن را در صحنه نبرد، به کار گرفتند. آنها از سلاح KG 100 به وزن ۳۱۰۰ پوند (۱۴۰۰ کیلوگرم) با هدایت MCLOS که نوعی بمب سُرخورنده مسلح فریتز ایکس می باشد و توسط سامانه هدایتی رادیویی کِهل-استرابرگ هدایت می شد، برای حمله موفق به ناو جنگی ایتالیایی روما در سال ۱۹۴۳ بهره گرفتند [۷]، همچنین آنها از بمب سُرخورنده تقویت شده با راکت هِنسِخِل Hs 239 که با سامانه کِهل-استرابرگ MCLOS هدایت می شد، استفاده کردند (این سلاح نیز از ۱۹۴۳ مورد استفاده قرار گرفته، اما تنها علیه کشتی های بدون زره یا با زره سبک استفاده شده است).

نزدیکترین معادل این تسلیحات در نیروهای متفقین، که هر دو بدون پیشران اند، بمب ۱۰۰۰ پوندی (۴۵۰ کیلوگرمی) VB-1 آزون (برگرفته از «کنترل تنها آزمون») است که در نبردهای اروپا و چین-برومنی-هند، به کار گرفته شد؛ و بمب هدایت شونده بُت (خفاش) نیروی دریایی آمریکا، که اساسا در صحنه نبرد اقیانوسیه در جنگ جهانی دوم به کار گرفته شد. بمب بُت نیروی دریایی آمریکا از سلاح هدایت شونده آلمانی یا بمب VB-1 آزون نیروی هوایی آمریکا، پیشرفته تر بود، زیرا دارای سامانه جستجوگر راداری خودکار بر روی خود سلاح بود که می توانست آن را به سمت هدف هدایت کند. به علاوه، ایالات متحده سلاح هدایت شونده و پیشرانده شده با راکت به نام «گارگویل» را مورد آزمایش قرار داد، که هیچگاه به خدمت گرفته نشد [۸]. تسلیحات هدایت شونده نقطه زن ژاپنی - به استثنای بمب پرنده «کامیکازه» یوکوزوکا MXY-7 اوکها، که هواپایه، دارای موتور راکت، و هدایت شونده توسط خلبان بود، مورد دیگری در نبردهای جنگ جهانی دوم مشاهده نشد [۹].

پیش از جنگ، بریتانیا هواپیماهای مملو از مواد منفجره، کنترل شونده با هدایت از راه دور رادیویی، مانند لارینکس را مورد آزمایش قرار داد. نیروی هوایی ارتش ایالات متحده آمریکا نیز از تکنیکهای مشابهی در عملیات آفرودیت بهره گرفت، اما با موفقیت اندکی همراه بود؛ هواپیمای انگل (پارازیتی) آلمانی میستل نیز چندان موثر نبود، که توسط خلبان انسانی که در حال پرواز با جنگنده تک-موتوره ای بود، هدایت می شد. به عبارتی، دو «بمب پرنده» موتوردار مملو از مواد منفجره، زیر این هواپیما بسته می شد و در حمله شیرجه ای میستل از جنگنده رها می شد.

پروژه های تسلیحات هدایت شونده آمریکا در جریان جنگ کره دوباره آغاز شد. در دهه ۱۹۶۰، بمب الکتروپتیک (یا بمب دوربینی) دوباره معرفی شد. این تسلیحات به دوربینهای تلویزیونی و نماهای روشن شده مجهز شده بودند، که با آن بمب هدایت می شد تا این که نور با هدف روی هم قرار گیرند. بمبهای دوربینی، «نمای چشم دوربین» از هدف را به هواپیمای کنترل کننده ارسال می کردند. سپس، کاربرد در این هواپیما، سیگنالهای کنترلی را به پره های قابل کنترل نصب شده بر روی بمب ارسال می کرد. چنین تسلیحاتی به نحو فزاینده ای توسط نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا در چند سال آخر جنگ ویتنام به کار گرفته شدند، زیرا جو سیاسی، تلفات غیرنظامیان را بر نمی تابید، و نیز امکان حمله موثر به اهداف دشواری (مانند پلها) در یک ماموریت، فراهم می شد؛ برای مثال، پل تان هوا بارها توسط بمبهای معمولی مورد حمله قرار گرفته بود، که هیچگونه تاثیری نداشتند، تنها در یک ماموریت استفاده از تسلیحات هدایت شونده نقطه زن، فروریخت.

تسلیحاتی مانند بمب هدایت شونده ویدئویی والی AGM-62، اگرچه به اندازه تسلیحات جدیدتر JDAM و JSOW یا حتی سامانه های قدیمی تر بمبهای هدایت شونده لیزری، متداول نیستند، اما همچنان به همراه رابط داده های AAW-144 بر روی هواپیماهای هورنِت (زنبر سرخ) F/A-18 نیروی دریایی آمریکا مورد استفاده قرار می گیرند.

تسلیحات هدایت شونده با فروسرخ/الکتروپتیک

در جنگ جهانی دوم، کمیته پژوهش دفاع ملی ایالات متحده آمریکا، سلاح VB-6 فلیکس را توسعه داد که از فروسرخ برای آشیانه یابی بر روی کشتی ها استفاده می کرد. در حالی که تولید آن در ۱۹۴۵ آغاز شد، هرگز به صورت عملیاتی به کار گرفته نشد [۱۰]. نخستین سلاح هدایت شونده الکتروپتیک موفق، والی AGM-62 در جریان جنگ ویتنام بود. این سلاح، خانواده ای از بمبهای بزرگ سُرخورنده بود که می توانست با استفاده از تفاوتهای کنتراست (تضاد) در تصاویر ویدئویی، به طور اتوماتیک، اهداف را ردگیری کند. ایده اولیه این موضوع توسط مهندسی به نام نورمن کای، هنگامی که به عنوان سرگرمی در حال تعمیر تلویزیون بود، ایجاد شد.

این سلاح مبتنی بر وسیله ای بود که می توانست اشیاء را بر روی صفحه تلویزیونی، ردیابی کرده و برای نشان دادن جایی که هدف گیری شده، علامت «چشمک» بر روی آن قرار دهد. نخستین آزمایش سلاح در تاریخ ۲۹ ژانویه ۱۹۶۳ با موفقیت همراه بود و سلاح، اصابت مستقیمی به هدف داشت. این سلاح به مدت سه دهه، تا دهه ۱۹۹۰، به نحو موفقیت آمیزی به خدمت گرفته شد [۱۱-۱۲]. موشک ماوریک (تک رو) ریتون، متداول ترین موشک هدایت شونده الکترواپتیکی است. به عنوان یک موشک سنگین ضدتانک، سامانه های هدایتی گوناگونی مانند الکترواپتیک (AGM-65A)، تصویربرداری فروسرخ (AGM-65D)، و آشیانه یابی لیزری (AGM-65E) را داراست [۱۳]. دو سامانه نخست، مبتنی بر تصویر مرئی یا فروسرخ هدف، خود را هدایت کرده و از نوع «شلیک کن، و فراموش کن» هستند، به گونه ای خلبان، می تواند سلاح را رها کرده و خود سلاح، بدون ورودی دیگری به سمت هدف هدایت می شود، که به هواپیمای حامل، امکان مانور برای گریز از آتش متقابل را می دهد. سلاح نسکام H-2 مویسو و H-4 مویسو یک بمب سُرخورنده نقطه زن از نوع «رها کن و فراموش کن» مجهز به الکترواپتیک (هدایت با تصویر فروسرخ و تلویزیونی)، می باشد. سلاح البیت اوفر مربوط به رژیم صهیونیستی، یک بمب هدایت شونده تصویر فروسرخ از نوع «رها کن و فراموش کن» است و گزارش شده که به نحو چشمگیری ارزانتر از بمبهای آشیانه یاب لیزری است و می تواند توسط هرگونه هواپیمایی به کار گرفته شود، بدون آنکه به سیم کشی خاصی برای دسیگناتور (مشخص کننده) یا به هواپیمایی دیگر برای روشن کردن هدف، نیاز داشته باشد. در حمله هوایی ناتو در سال ۱۹۹۹ در کوزوو، هواپیمای جدید ایتالیایی AF AMX، بمب اوفر را به کار گرفت [۱۴].

تسلیمات هدایت شونده لیزری



نخستین بمب هدایت شونده لیزری جهان با نام BOLT-117

در سال ۱۹۶۲، ارتش ایالات متحده آمریکا، پژوهش بر روی سامانه های هدایتی لیزری را آغاز کرد و در سال ۱۹۶۷، نیروی هوایی ایالات متحده آمریکا، ارزیابی رقابتی را انجام داد که منجر به توسعه کامل نخستین بمب هدایت شونده لیزری جهان با نام BOLT-117 در سال ۱۹۶۸ شد. همه چنین بمبهایی تا حد زیادی به روشی مشابه عمل می کنند، که در آن، با استفاده از دسیگناتور (مشخص کننده) لیزری، که بر روی هواپیما یا بر روی زمین قرار دارد، هدف، روشن شده یا «رنگ آمیزی» می شود. عیب اصلی آنها، قابل استفاده نبودن در آب و هوای نامساعد است که در آن، روشن شدن هدف، قابل رویت نیست، یا در جایی که دسیگناتور هدف را نمی توان در نزدیکی هدف قرار داد. دسیگناتور لیزری، پرتوی خود را به صورت یک سری کدگذاری شده از پالسها می فرستند، به گونه ای که بمب را نمی توان با یک لیزر معمولی، سردرگم کرد، و نیز چندین دسیگناتور می توانند در مجاورت قابل قبولی کار کنند. در ابتدا، این پروژه به صورت یک جستجوگر موشک سطح به هوا، توسط شرکت تگزاس اینسترومنتس (ابزارهای تگزاس) توسعه داده شد. هنگامی که مدیرعامل شرکت، گلن ای. پنیستین تلاش کرد تا فناوری جدید را به نیروی هوایی بفروشد، آنها درخواست کردند که این سامانه، به جای آن، به عنوان یک سامانه تهاجم زمینی به کار رود تا بر مشکلاتی که با دقت بمباران در ویتنام با آنها مواجه هستند، فایده آید. پس از ۶ تلاش، سلاح خطای اصابت را از ۱۴۸ فوت به ۱۰ فوت (۵۰ متر به ۳ متر) بهبود داد که بسیار فراتر از الزامات طراحی بود. این سامانه به ویتنام فرستاده شد و به خوبی عمل کرد. بدون وجود ایستگاه های ردگیری، آنها باید با یک لیزر دستی از صندلی عقب هواپیمای فانتوم (شبح) F-4 هدف گیری می کردند، اما همچنان عملکرد خوبی داشت. در نهایت بیش از ۲۸ هزار فروند از آنها در جریان جنگ ویتنام فروخته شد [۱۵].

تسلیمات هدایت شونده لیزری، تا پیش از ظهور ریزتراشه ها، متداول نشده بودند. آنها کاربرد عملی خود را در ویتنام آغاز کرده بودند، که در آن در تاریخ ۱۳ می ۱۹۷۲، در دومین حمله موفق به پل تان هووا (فک اژدها) به کار گرفته شدند. این سازه پیش از

این هدف ۸۰۰ پرواز تهاجمی آمریکایی (با استفاده از تسلیحات هدایت نشونده) قرار گرفته بود [۱۶] و در دو حمله موفق، به صورت موضعی تخریب شد، که مورد دیگر آن، در ۲۷ آوریل ۱۹۷۲ با استفاده سلاح والیس (بمب هدایت شونده تلویزیونی) بوده است. این تسلیحات، البته نه در مقیاس وسیع، در جریان جنگ فالكلند در ۱۹۸۲ توسط نیروهای بریتانیایی به کار گرفته شد [۱۷]. نخستین کاربرد گسترده تسلیحات هوشمند، در اوایل دهه ۱۹۹۰ در جریان عملیات توفان صحرا بود، هنگامی که این تسلیحات توسط نیروهای ائتلاف علیه عراق به کار گرفته شد. با این وجود، اغلب مهمات رها شونده هوایی به کار رفته در آن جنگ، «خنگ» بودند، درصد زیادی از این مهمات به کاربرد وسیع بمبهای خوشه ای (بدون هدایت) برمی گردد. تسلیحات لیزری به تعداد زیاد در جریان جنگ ۱۹۹۹ کوزوو به کار گرفته شدند، اما به دلیل شرایط جوی نامساعد، که مربوط به مناطق بالکان جنوبی است، اثربخشی آنها غالباً کاهش یافته بود.

دو خانواده اصلی از بمبهای هدایت شونده لیزری در اختیار نیروهای نظامی آمریکایی و هم-پیمانان آنها قرار دارد: پیووی ۲، و پیووی ۳ (پیاده رو). سامانه هدایتی پیووی ۳ به لحاظ آیرودینامیکی، موثرتر بوده و لذا، برد بیشتری دارد، و البته گرانتر نیز هست. بمبهای هدایت شونده لیزری پیووی ۲ پانصد پوندی (۲۳۰ کیلوگرمی) (مانند GBU-12) تسلیحات نقطه زن ارزانتری هستند که علیه خودروها و دیگر اهداف کوچک مناسب اند، در حالی که پیووی ۳ نافذ دو هزار پوندی (۹۱۰ کیلوگرمی) (مانند GBU-24) سلاح گرانتری است که برای کاربرد علیه اهداف پرارزش مناسب است. بمبهای GBU-12 تاثیر بزرگی در جنگ اول خلیج فارس داشتند که در آن از هواپیمای F-111F برای نابودی خودروهای زرهی عراقی رها می شدند، فرآیندی که به صورت غیر رسمی توسط خلبانان به نام «کوبیدن تانک» نامیده شده بود.

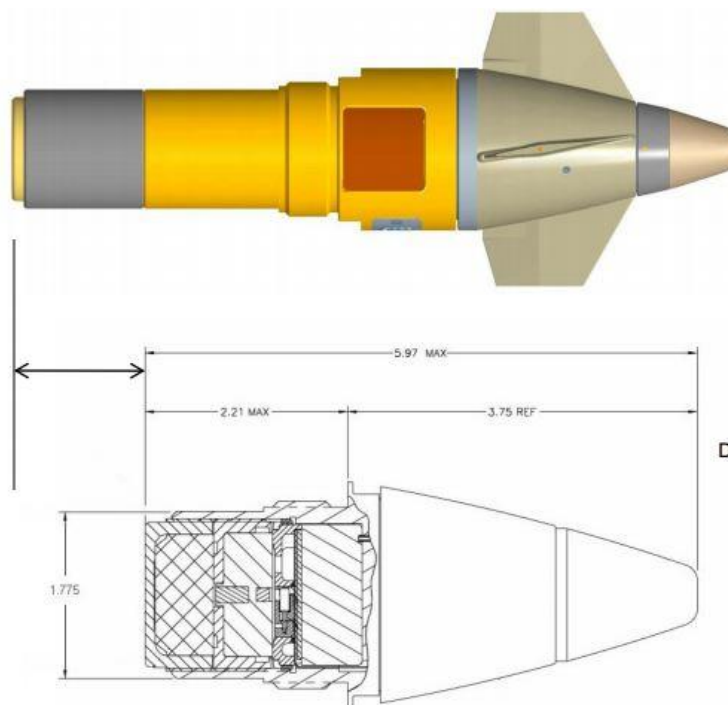
سلاح AGM-123 اسکایپر دو، یک موشک کوتاه برد هدایت شونده لیزری است که توسط نیروی دریایی ایالات متحده توسعه داده شده است. اسکایپر (کاپیتان)، به عنوان یک سلاح ضدکشتی توسعه داده شده بود تا بتواند با استفاده از یک سرچنگی ۱۰۰۰ پوندی (۴۵۰ کیلوگرمی) با فیوز اصابتی، بزرگترین ناوها را غیرفعال کند. این سلاح تشکیل شده بود از یک بمب Mark 83 که مجموعه هدایتی پیووی و دو عدد راکت سوخت جامد Mk 78 به آن متصل شده بود که هنگام شلیک، راکتها روشن می شدند.



مفهوم هدایت آشیانه یا نیمه فعال لیزری، تصویری که عملکرد یک گلوله توپ هدایت شونده لیزری را نشان می دهد. برگرفته از گزارش سیا، ۱۹۸۶.

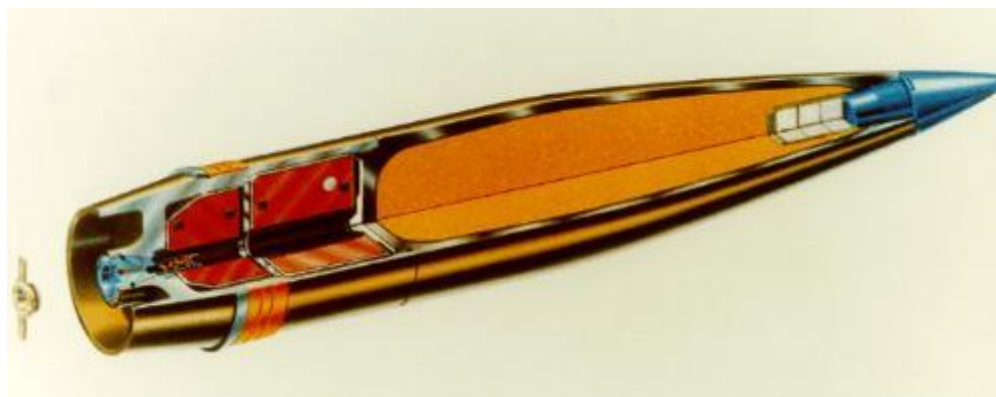
نمونه ها و مشخصات تسلیحات هدایت شونده نقطه با کالیبر کوچک

2.70 inch (68.6 mm)
longer than US Multi-
Option Fuze, Artillery
(MOFA)



PGK is only Compatible with Deep Intrusion Projectiles

مجموعه کیت هدایت و کنترل برای تبدیل گلوله های توپ ۱۵۵ میلیمتری کنونی به تسلیحات هدایت شونده نقطه زن با شناسه M1156. سازوکار هدایتی این تسلیحات، مبتنی بر GPS است. خطای CEP این سازوکار هدایتی کمتر از ۵ متر گزارش شده است. قیمت: کمتر از ۱۰ هزار دلار، وزن: ۱.۴ کیلوگرم. گلوله توپی که این فیوز بر روی آن قرار می گیرد، M549 نام دارد که بیشینه برد آن برابر با بین ۱۹.۳ تا ۳۰.۱ کیلومتر است، طول آن برابر با ۸۷۳.۵ میلیمتر، و وزن آن برابر با ۴۳.۵ کیلوگرم است. مقدار ماده منفجره آن نیز برابر با ۷.۲۶ کیلوگرم خرج Comp-B می باشد. گفتنی است خطای بیشینه گلوله بدون کیت هدایت مذکور (CEP)، برابر با ۲۶۷ متر گزارش شده است.



بررسی حمله به کشتی ایرانی ساويز در دریای سرخ از طریق زیردریایی رژیم

صهیونیستی

نوشته: حساب توییتری اوسینت (جاسوسی از منابع آزاد)

بررسی تصاویر دریافتی از ماهواره ها و عکسهای بارگزاری شده در رسانه های مجازی، امکان بهره گیری رژیم صهیونیستی از زیردریایی برای حمله به کشتی ایرانی ساويز را نشان می دهد.



تاریخ ۱۱ مارس ۲۰۲۱، پس از دو ماه غیبت، در تاریخ ۱۱ مارس، یک زیردریایی کلاس دولفین (یا دولفین ۲) در بندر ایلات رژیم صهیونیستی مشاهده شده است.



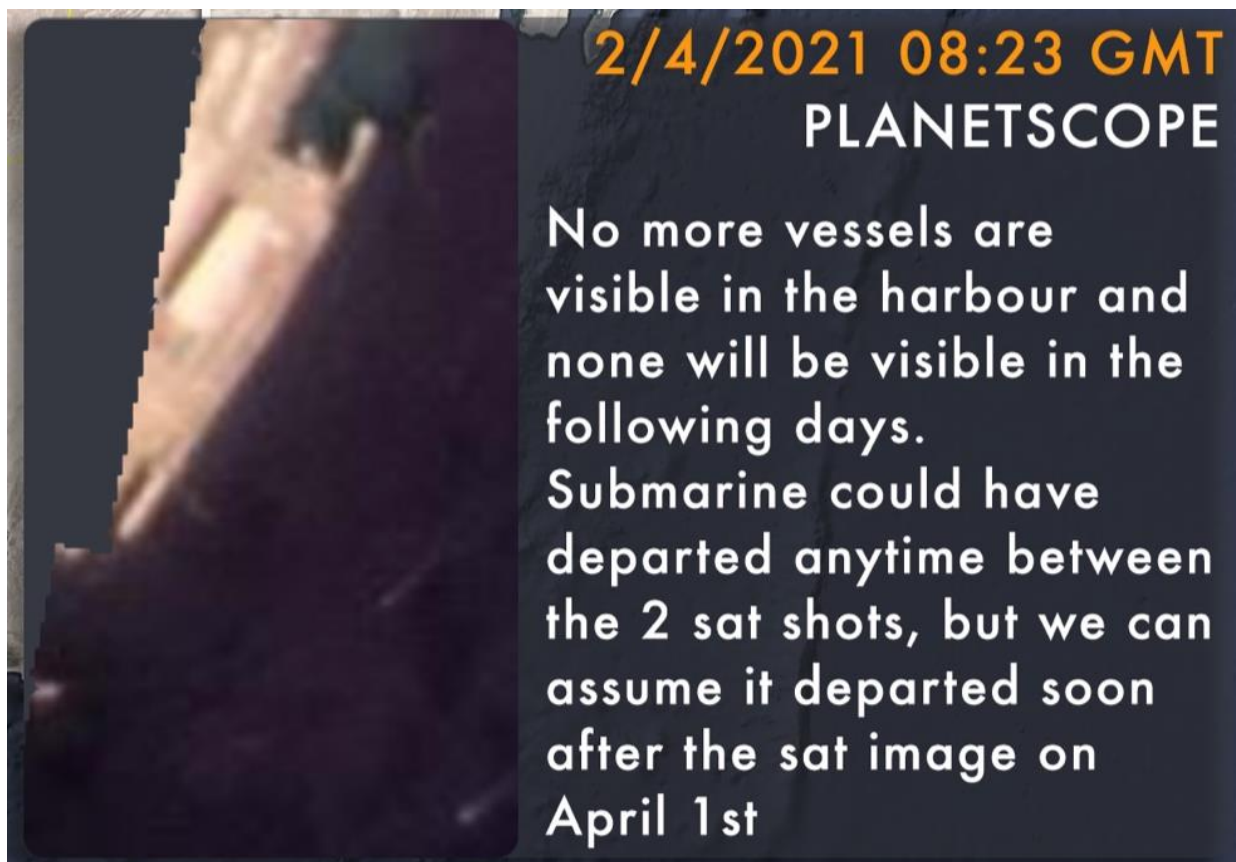
۲۲ مارس ۲۰۲۱: آخرین تصویر شفاف دریافتی از رسانه های اجتماعی که زیردریایی (دولفین ۱ ؟) رژیم صهیونیستی را در بندر ایلات نشان می دهد.



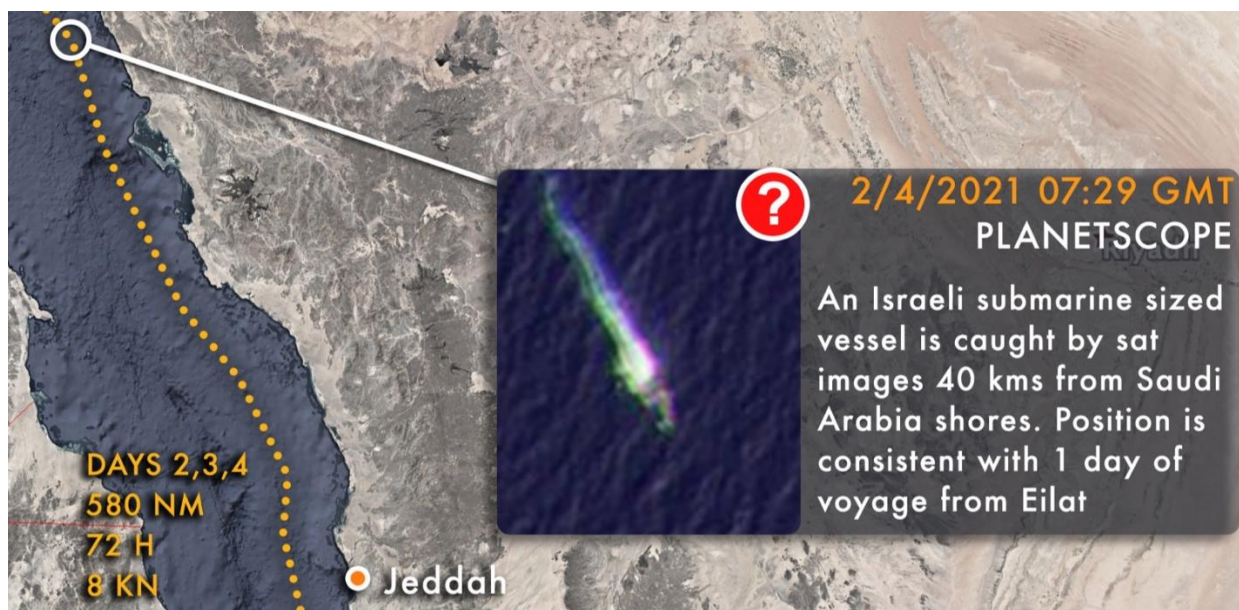
۲۹ آگوست ۲۰۲۱: یک تصویر بارگذاری شده بر روی اینستاگرام از بندر ایلات رژیم صهیونیستی، شناور بودن یک زیردریایی رژیم صهیونیستی (دولفین ۲ ؟) را نشان می دهد در حالی که در یک بندرگاه نظامی، لنگر انداخته است.



تاریخ ۱ آوریل ۲۰۲۱، ساعت ۸:۰۰ به وقت گرینویچ: تصاویر ماهواره ای ۲ فروند (یکی کشتی و دیگری زیردریایی) را نشان می دهد که در بندرگاه نظامی ایلات رژیم صهیونیستی لنگر انداخته اند، یکی از آنها به نظر می رسد زیردریایی باشد که در همان موقعیتی که در عکس اینستاگرام مشاهده می شود، قرار دارد.



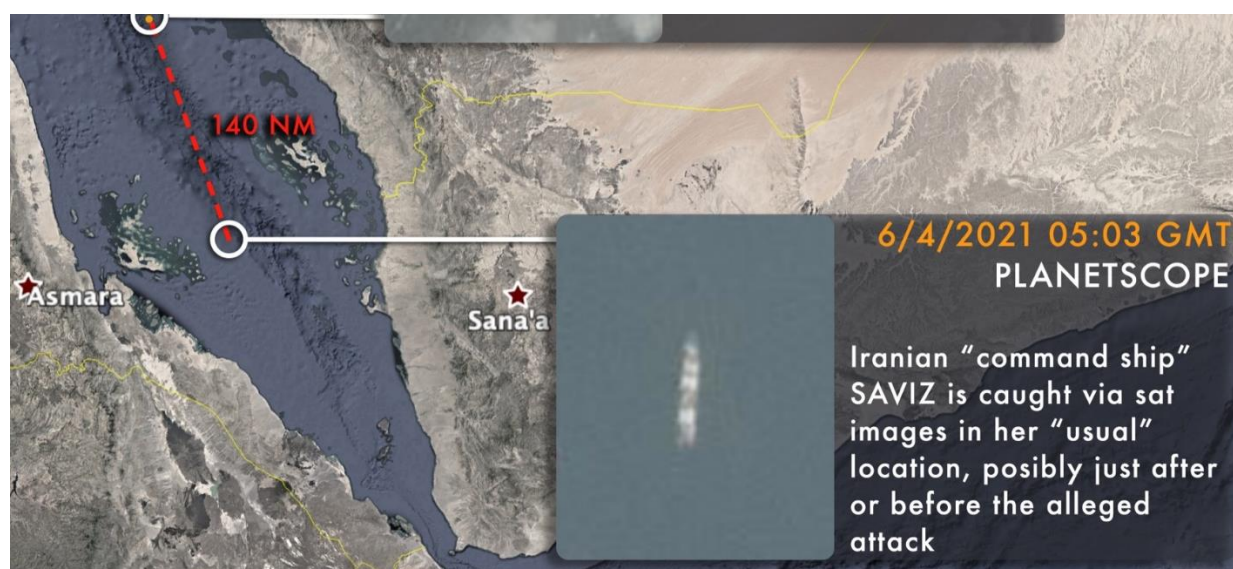
تاریخ ۲ آوریل ۲۰۲۱ ساعت ۸:۲۳ به وقت گرینویچ. هیچ کشتی یا زیردریایی در بندرگاه مشاهده نمی شود و هیچ کدام نیز در روزهای بعدی قابل مشاهده نیستند. زیردریایی ممکن است در هر زمانی میان دو تصویر ماهواره ای، اعزام شده باشد، ولی ما می توانیم فرض کنیم که اندکی پس از عکس ماهواره ای در تاریخ ۱ آوریل، اعزام شده باشد.



تاریخ ۲ آوریل ۲۰۲۱ ساعت ۷:۲۹ به وقت گرینویچ: یک زیردریایی به اندازه زیردریایی های رژیم صهیونیستی در تصاویر ماهواره ای مشاهده شده که در فاصله ۴۰ کیلومتری از سواحل عربستان سعودی قرار دارد. موقعیت آن با یک روز دریانوردی از بندر ایلات رژیم صهیونیستی مطابقت دارد (یک روز دریانوردی، ۲۳ ساعت زمان طی شده، مسافت طی شده: ۲۰۰ مایل دریایی، سرعت حرکت: ۸.۷ گره دریایی)



تاریخ ۵ آوریل ۲۰۲۱ ساعت ۷:۳۲ به وقت گرینویچ: یک زیردریایی به اندازه زیردریایی های رژیم صهیونیستی در تصویر ماهواره ای رویت شده است. (روزهای دوم، سوم، و چهارم پس از اعزام، زمان سپری شده: ۷۲ ساعت، مسافت طی شده: ۵۸۰ مایل دریایی، سرعت متوسط: ۸ گره دریایی)



تاریخ ۶ آوریل ۲۰۲۱ ساعت ۰۵:۰۳ به وقت گرینویچ: کشتی ایرانی ساويز از طريق تصاویر ماهواره ای در موقعیت «معمول» خود قابل مشاهده است، احتمالاً درست اندکی پس از یا پیش از حمله خبرساز شده به آن. (فاصله تا موقعیت زیردریایی رژیم صهیونیستی در روز قبل: ۱۴۰ مایل دریایی)

با توجه به تصاویر ماهواره ای از موقعیت زیردریایی رژیم صهیونیستی در دریا، روشن می شود که زیردریایی رژیم صهیونیستی در حوالی ۱ آوریل، بندر ایلات را ترک کرده و با توجه به سرعت حرکت گزارش شده آن (۸ گره دریایی)، دقیقاً در بازه زمانی مورد نظر به منطقه حمله، رسیده است.

این تحلیل مشخصا با گزارش نیویورک تایمز مبنی بر این که نیروی تهاجم رژیم صهیونیستی مجبور بوده صبر کند تا گروه تهاجمی هواپیمابر نیروی دریایی ایالات متحده به پیشقراولی ناو هواپیمابر آیزنهاور، منطقه مورد نظر را ترک کند، مطابقت دارد. زیردریایی می تواند ابزار خوبی برای تهاجم باشد، زیرا می تواند کماندوهای شایسته ۱۳ را با خود حمل کند.

منبع:

<https://twitter.com/PutinIsAVirus/status/1379973618998857729>

بقایای موشکهای بالستیک اسکندر مسلح به سر جنگی خوشه ای به کار گرفته شده توسط

ارمنستان علیه آذربایجان

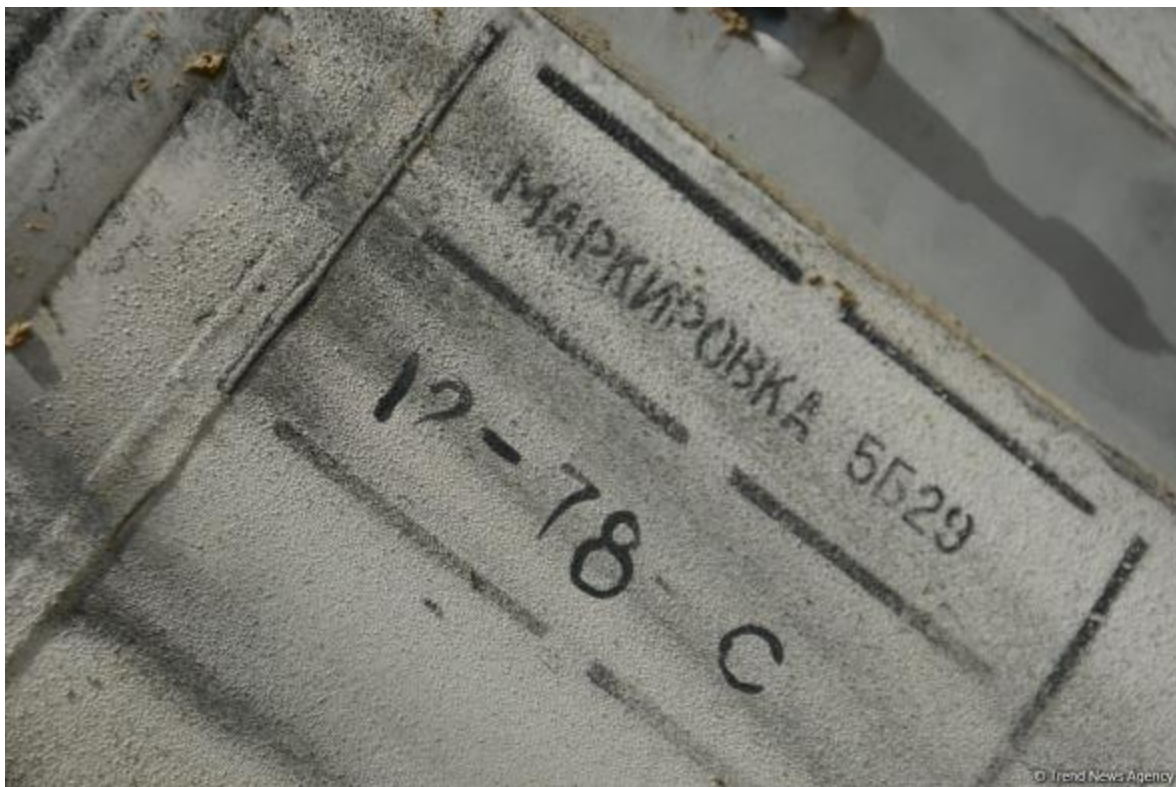
تاریخ: ۲ آوریل ۲۰۲۱، ساعت ۰۹:۵۴

در شهر باکو، در ناحیه آذرلندچافت، نمایندگان سازمان اقدام علیه مین آذربایجان، بقایای موشکهای اسکندر مسلح به سر جنگی خوشه ای به کار گرفته شده توسط ارمنستان علیه آذربایجان را به نمایش گذاشتند. باید توجه داشت که سازمان اقدام علیه مین آذربایجان، جمع آوری و خنثی سازی مینها و مهمات عمل نکرده برجای مانده در شهر آزاد شده سوشی را از دسامبر ۲۰۲۰ آغاز کرده است. در تاریخ ۱۵ مارس ۲۰۲۱، در جریان عملیاتی برای پاکسازی منطقه ای در سوشی، بقایای دو فروند موشک بالستیک اسکندر مسلح به سر جنگیهای خوشه ای پیدا شد.

ذکر این نکته نیز ضروری است که رئیس جمهور پیشین ارمنستان، سرژ سارگیسیان، نخست وزیر ارمنستان، نیکول پاشینیان، و بازرس ارشد وزارت دفاع ارمنستان، همگی پیشتر اذعان کرده بودند که در جریان جنگ ۴۴ روزه، ارمنستان از موشکهای اسکندر علیه آذربایجان استفاده کرده است.

مختصات جغرافیایی بقایای دو موشک اسکندر پیدا شده عبارتند از: $39^{\circ} 45' 38.10'' N$ ، $46^{\circ} 44' 33.90'' E$ و $39^{\circ} 45' 38.10'' N$ ، $46^{\circ} 45' 25.80'' E$. در جریان بررسی انجام شده توسط کارشناسان سازمان مین زدایی، شماره موشک برابر با 9M723 مشخص شد و معلوم شد که این بقایا مربوط به سامانه موشک بالستیک اسکندر می باشد.







© Trend News Agency











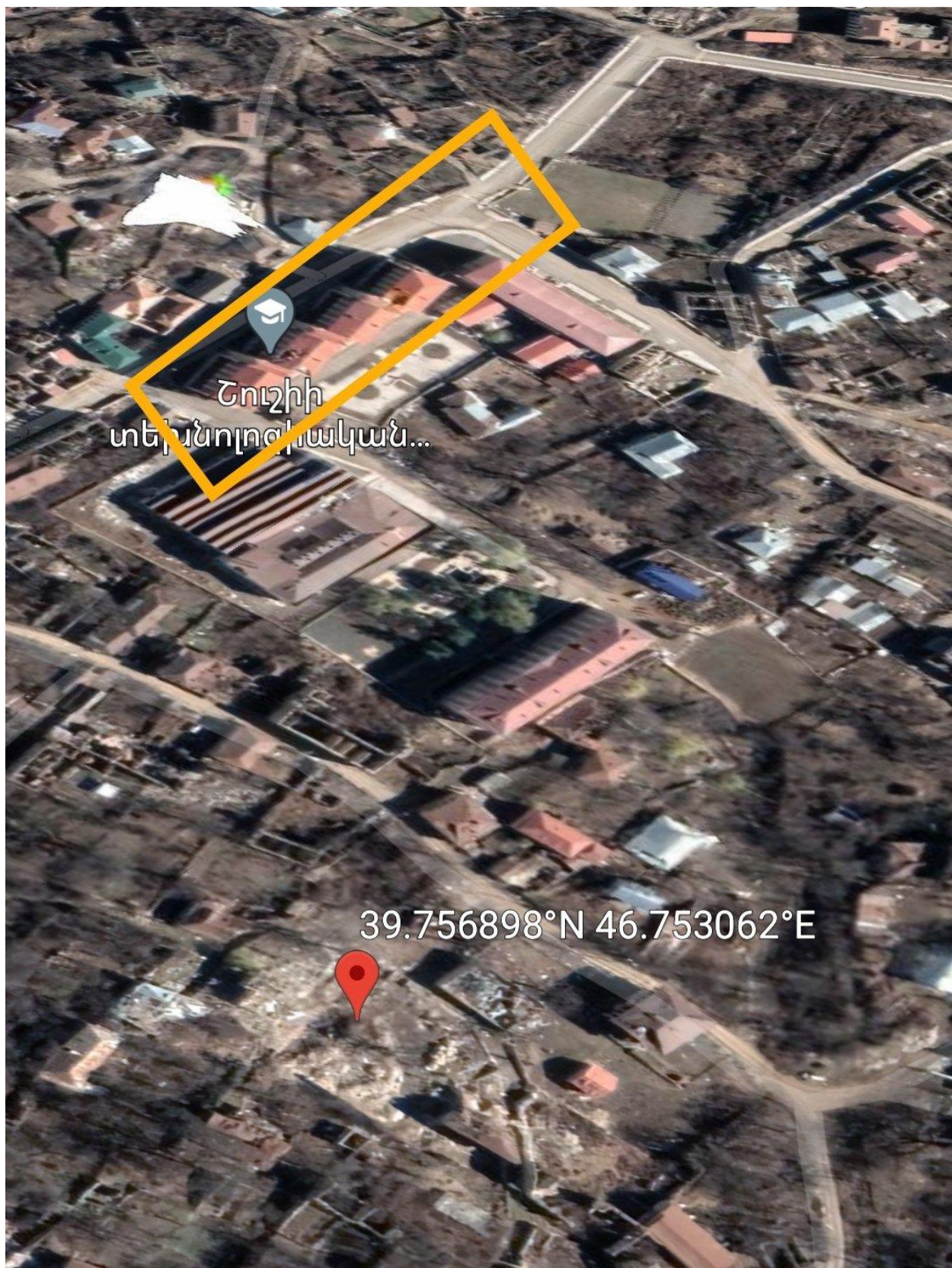












منبع:

<https://haqqin.az/news/205714>

<https://haqqin.az/news/205890>

بررسی و تحلیل حمله موشک بالستیک یمن به عربستان سعودی

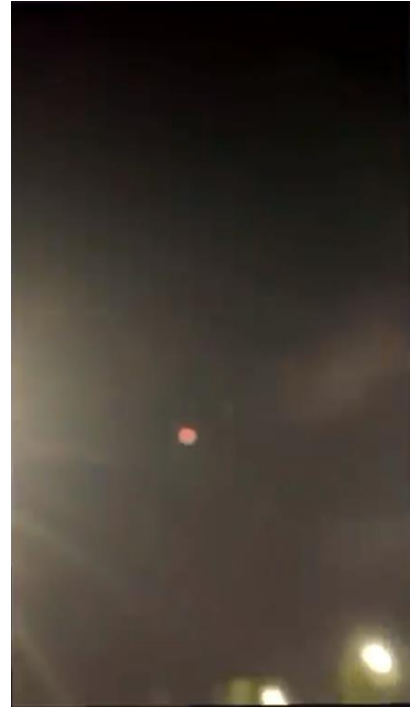
نوشته: فابیان هینز

کاوشهای مشترک من و گروهی از همکارانم نشان می دهد که اواخر هفته گذشته (یکشنبه ۷ مارس سال ۲۰۲۱)، یک موشک بالستیک توسط حوثی ها به سمت ظهران عربستان شلیک شده و در ناحیه ای باز، به فاصله ای کمتر از نیم مایل (۸۰۰ متری) مجموعه اقامتی شرکت آرامکو اصابت کرده است.

روز یکشنبه ۷ مارس ۲۰۲۱، ناحیه سه شهری دمام، ظهران، و خُبر در عربستان سعودی مورد حمله قرار گرفت. حوثی ها اعلام کردند که اهدافی را در نواحی راس التنوره و خُبر با استفاده از پهپاد و یک فروند موشک بالستیک ذوالفقار مورد هدف قرار داده اند. فیلمی که در رسانه های اجتماعی منتشر شده نشان می دهد که موشکهای پدافندی در هوا در حال پرواز هستند، در حالی که صدای بلند انفجار از زمین شنیده می شود.



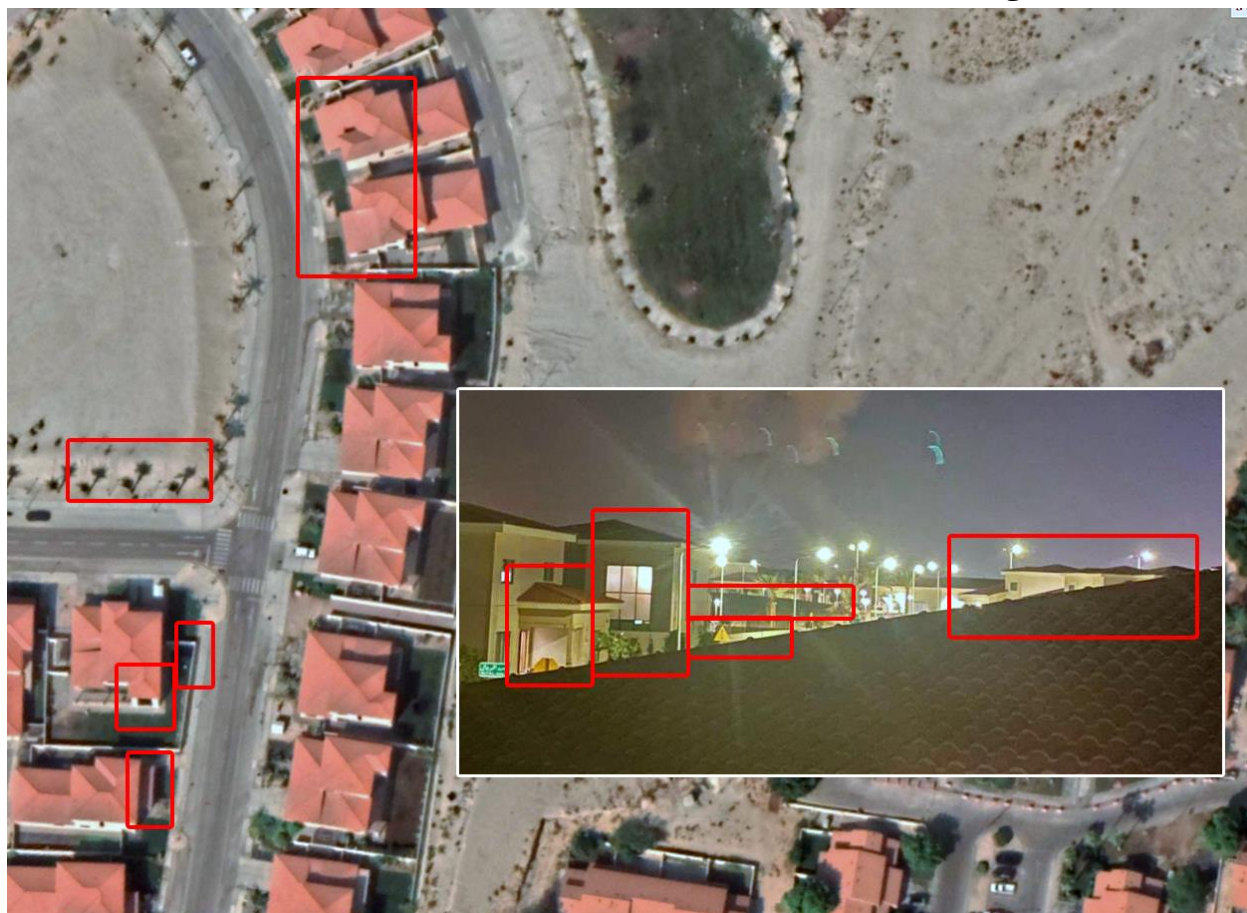
در فیلم دیگری که از ناحیه اقامتی گرفته شده مشاهده می شود که یک موشک بالستیک به زمین اصابت کرده است.



همچنین شواهد دیگری نیز وجود دارد که نشان می دهد که موشک توانسته از کمند پدافند عبور کرده و به زمین اصابت کند. نخستین شواهد از نقطه اصابت را می توان از دو عکس گرفته شده از زمین به دست آورد که پس از حمله موشکی، بلند شدن قارچی از دود را به نمایش گذاشته است.



موقعیت جغرافیایی نقطه تصویربرداری این عکس را می توان در مجتمع اقامتی شرکت آرامکو در مختصات 26.298852 N و 50.104129 E شناسایی کرد.





عکس دوم نیز از شمال شرق مجتمع اقامتی شرکت آرامکو گرفته شده است.



عکس دومی که از ناحیه شمال شرقی مجتمع اقامتی گرفته شده است. موقعیت رویت دود انفجار تقریباً برابر با مختصات این نقطه می باشد: 26.302291 N و 50.098092 E.



تصاویر ماهواره ای روزانه از وبگاه Planet Lab نشان می دهد که یک تغییر رنگ جدید مربوط به اصابت یک موشک بالستیک در مجاورت یک ناحیه خالی، در بین تاریخهای ۷ تا ۹ مارس در مختصات 26.300418 N و 50.092180 E رخ داده است.



در حالی که این نقطه به فاصله ۵۰۰ متری از موقعیت رویت دود قرار دارد، بادهایی که در آن روز در منطقه ظهران عربستان به سمت شرق در حال وزیدن بوده، انتظار می رود که موجب انتقال دود ناشی از انفجار شده باشد.

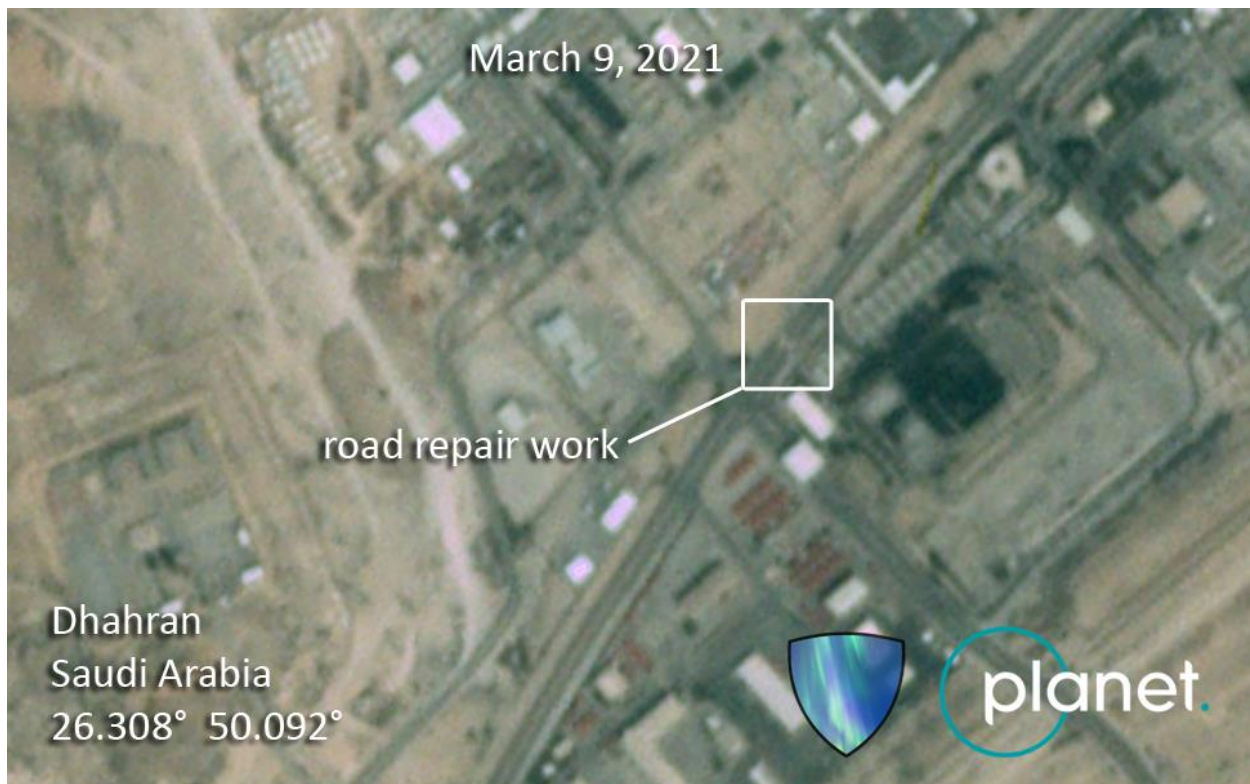
نقطه اصابت موشک به فاصله حدود ۶۰۰ متری از مجموعه اقامتی شرکت آرامکو، و به فاصله حدود ۱۰۰ متری از خط لوله دفن شده در زمین، (به سمت راس التنوره) واقع شده است. مختصات آن عبارت است از 26.301467 N و 50.092042 E.



نزدیک بودن نقطه اصابت به محدوده شرکت آرامکو با گزارشهای رسانه ها مبنی بر اینکه پرتابه ها و ترکشهای انفجار به نواحی ساختمانی اطراف اصابت کرده است، سازگاری دارد.



برد مورد نیاز برای حمله به ظهران از شمال یمن، دست کم برابر با ۱۲۰۰ کیلومتر است. تنها دو موشک بالستیک در خدمت حوثی ها است که می تواند چنین بردی داشته باشد؛ موشکهای برکان ۳ و موشک بسیار مشابه آن، ذوالفقار. هر دو موشک، نسخه های با طول بیشتر از موشک قیام ایرانی است تا برد بیشتری داشته باشند. بررسی فیلمهای پرتاب دو موشک ذوالفقار و برکان ۳ نشان می دهد که این دو موشک بسیار مشابه یکدیگر اند. شاید حوثی ها تنها نام موشک برکان ۳ را به ذوالفقار تغییر داده اند. این دلیل که نقطه مذکور تنها نقطه ای است که آسیبهای انفجار در آن مشاهده می شود، تنها دلیل برای نقطه اصابت موشک نیست. دلیل دیگر آن است که تصاویر برگرفته از وبگاه Planet Labs نشان می دهد که در تاریخ ۹ مارس، در مختصات جغرافیایی 26.308756 N و 50.092820 E، یکسری عملیات عمرانی جاده ای در حال انجام می باشد.

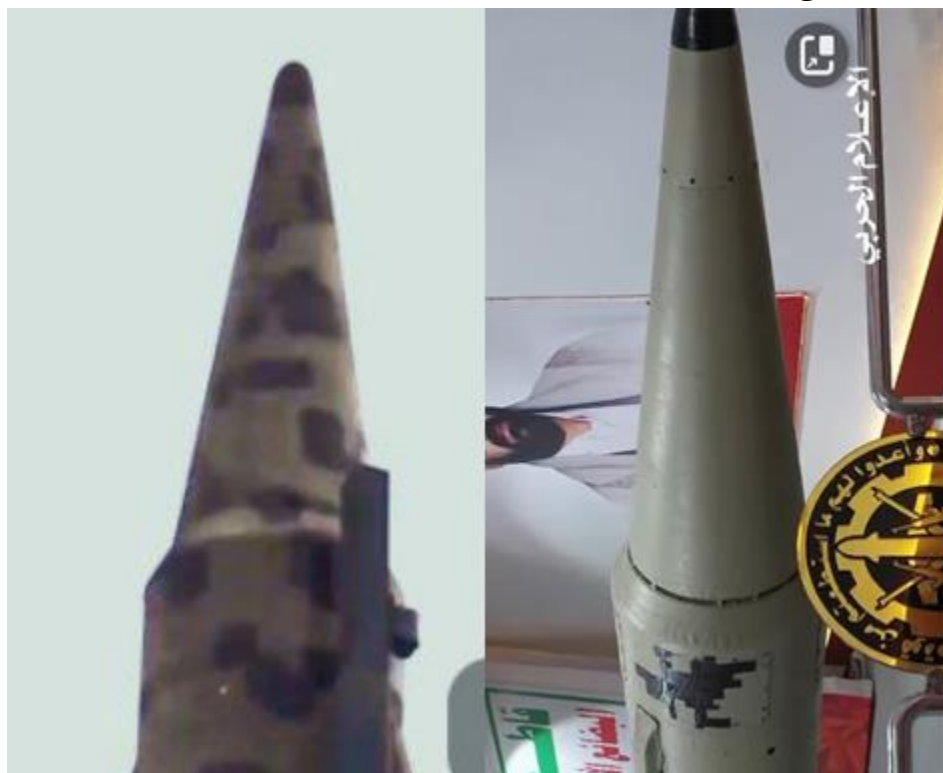


از اینرو ادعای حوثی ها مبنی بر اینکه در این حمله از موشک بالستیک ذوالفقار استفاده کرده اند، صحیح به نظر می رسد. سرچنگی موشک ذوالفقار قطعا سبکتر از سرچنگی ۷۰۰ کیلوگرمی قیام است، همین موضوع نیز سبب شده تا برد آن از موشک قیام بیشتر باشد. این موشک به نظر می رسد از نوع جداشونده باشد، به همین دلیل است که پدافند ضد موشکی عربستان سعودی، در مواجهه با آن شکست خورد.



موشک ذوالفقار در ناحیه ای خالی اصابت کرده است. با توجه به این که این موشک، هدایت تا انتهای مسیر ندارد، خطای اصابت آن در محدوده چند صد متر می باشد.

مقایسه میان تصاویر موشکهای ذوالفقار یا برکان ۳ نشان می دهد که مقطع سرجنگی این موشکها با طراحی سرجنگیهای جداشونده موشکهای ایرانی مشابهت دارد.



تصاویر نزدیک از موشک ذوالفقار آشکار می کند که کیفیت تولید آن پایین است. این امر موید آن است که تولید بخشی از این موشک، یا دست کم مونتاژ آن در خود یمن انجام شده است.



منبع:

https://twitter.com/fab_hinz/status/1370009357786697741

بررسی وضعیت فعالیت آتشبارهای پاتریوت در مجموعه اقامتی نئوم واقع در شمال شرق عربستان سعودی



مجموعه اقامتی مجلل نئوم (نیوم) واقع در شمال شرق عربستان سعودی که محل ورود سفرهای مخفیانه مایک پمپئو (وزیر امور خارجه سابق آمریکا) و بنیامین نتانیاهو (نخست وزیر رژیم صهیونیستی) به عربستان بوده است، درست چند ساعت پیش از حمله حوثی ها به پایگاه جده، به لحاظ مجهز شدن به سامانه پدافندی پاتریوت، تقویت شده است.

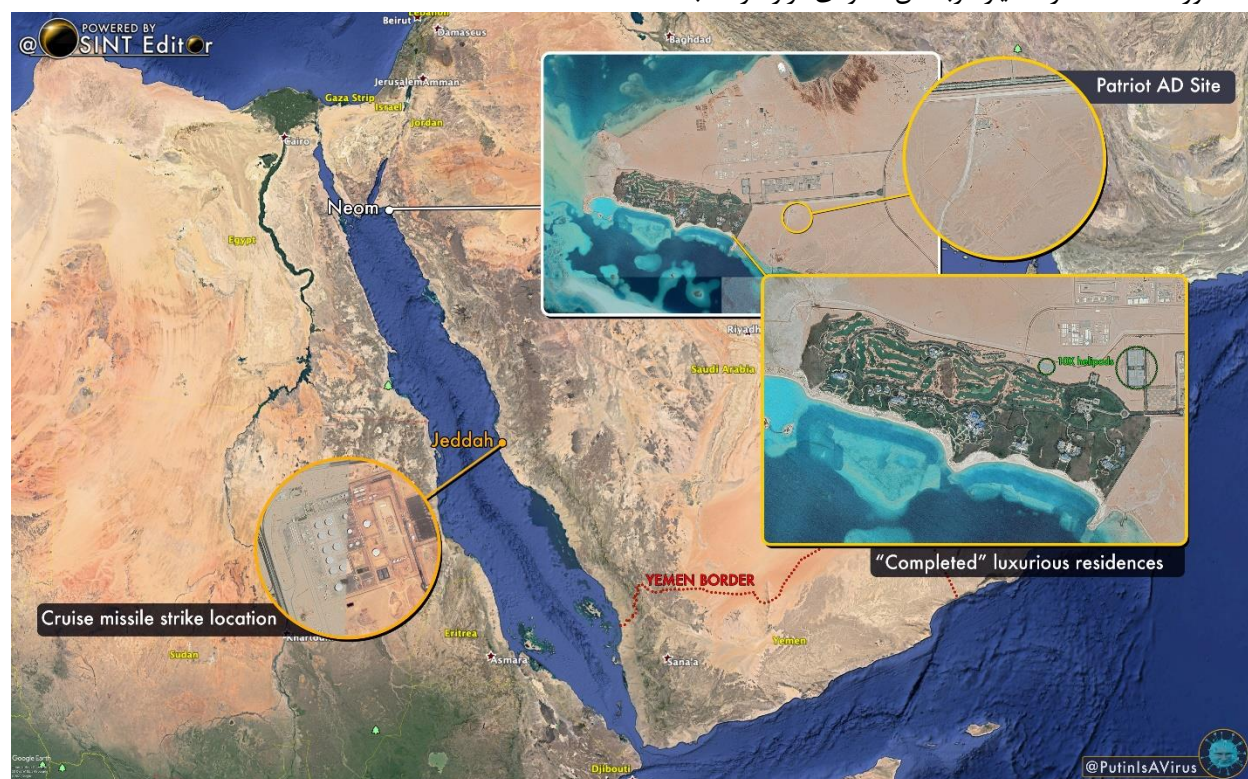


نخستین سایت پدافند ضد موشکی پاتریوت در اواخر سال ۲۰۱۹ در این مجتمع ظاهر شد.



دومین سایت پدافند ضد موشکی پاتریوت نیز نخستین بار در اواسط سال ۲۰۲۰ در این مجتمع آشکار شد.

ممکن است یکی از این آتشبارهای پدافندی (احتمالا آتشبار شمالی)، مربوط به سامانه تاد باشد، اما در حالی که عربستان سعودی قرارداد خرید این سامانه پدافندی را نهایی کرده، ولی نمی دانم (یا تردید دارم) که آن را تاکنون تحویل گرفته باشد. البته، بعید است که هنوز سامانه تاد در اختیار عربستان سعودی قرار گرفته باشد.



در تصویر فوق، نقشه نقاط کلیدی که در حمله موشک کروز اخیر حوثی ها مورد حمله واقع شده نشان داده شده است. مطمئنا حمله کنندگان حوثی می دانستند که در زمان حمله، مایک پمپئو در این مجتمع مجلل حضور داشته است.

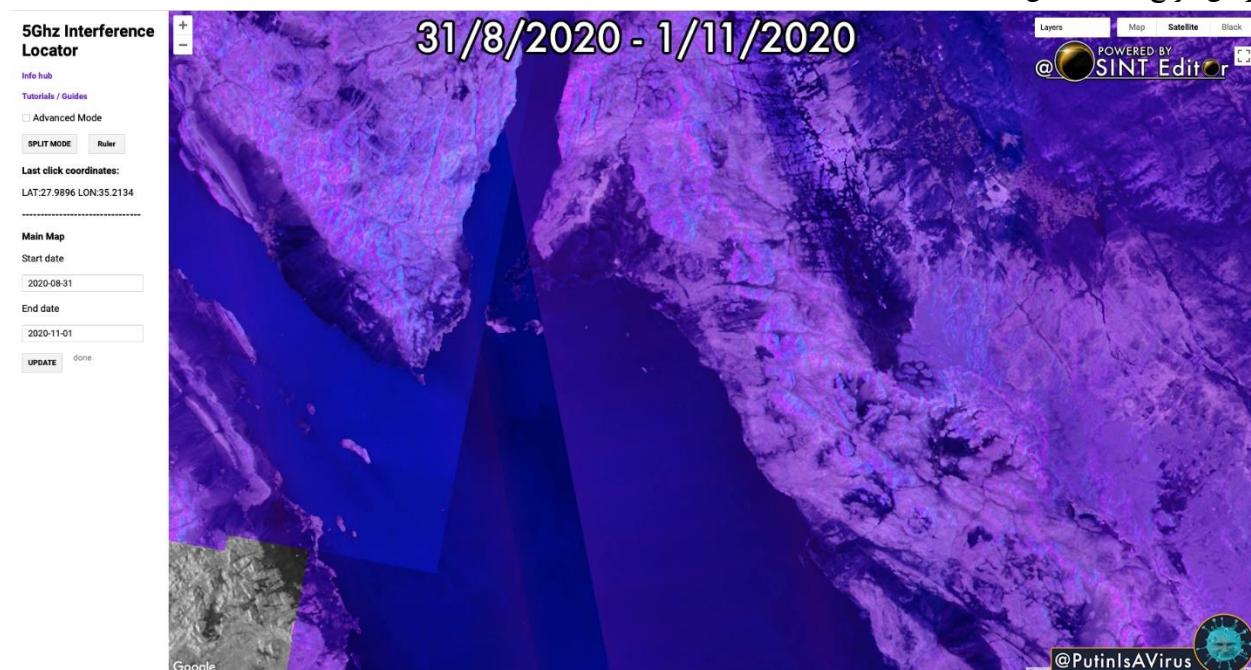


با توجه به این که بین جدّه و مرز یمن، پایگاه های مجهز به پدافند پاتریوت متعددی وجود دارد، موشک کروز شلیک شده باید مسیر پیچیده و طولانی را پیموده باشد تا به هدف اصابت کند.

محل اقامت مایک پمپئو، یکی از ساختمانهای مجلل واقع در مجتمع نئوم بوده است. با توجه به این که احتمالا یک فروند موشک کروز شلیک شده، این حمله در واقع حاوی پیام مهمی بوده است.

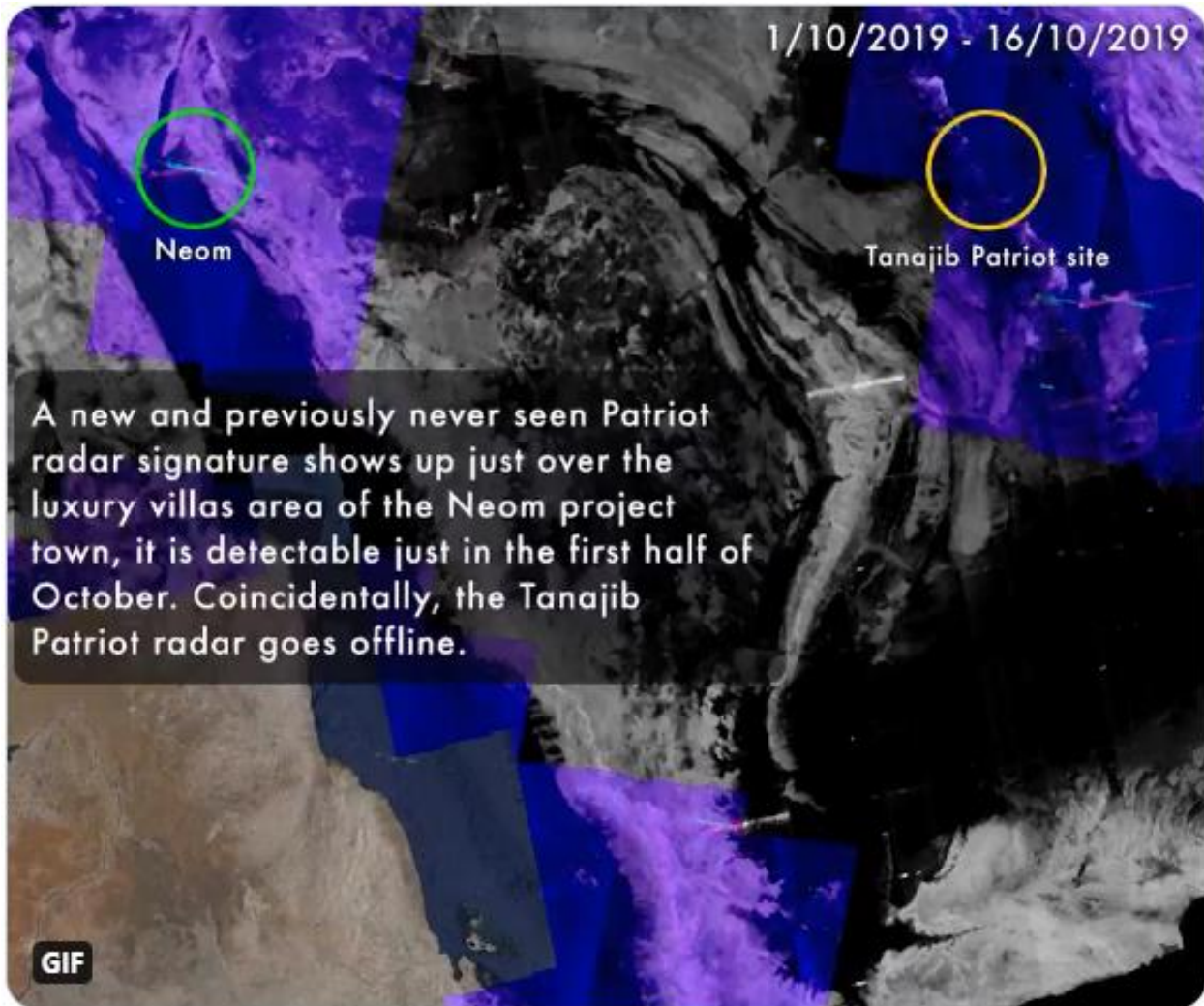


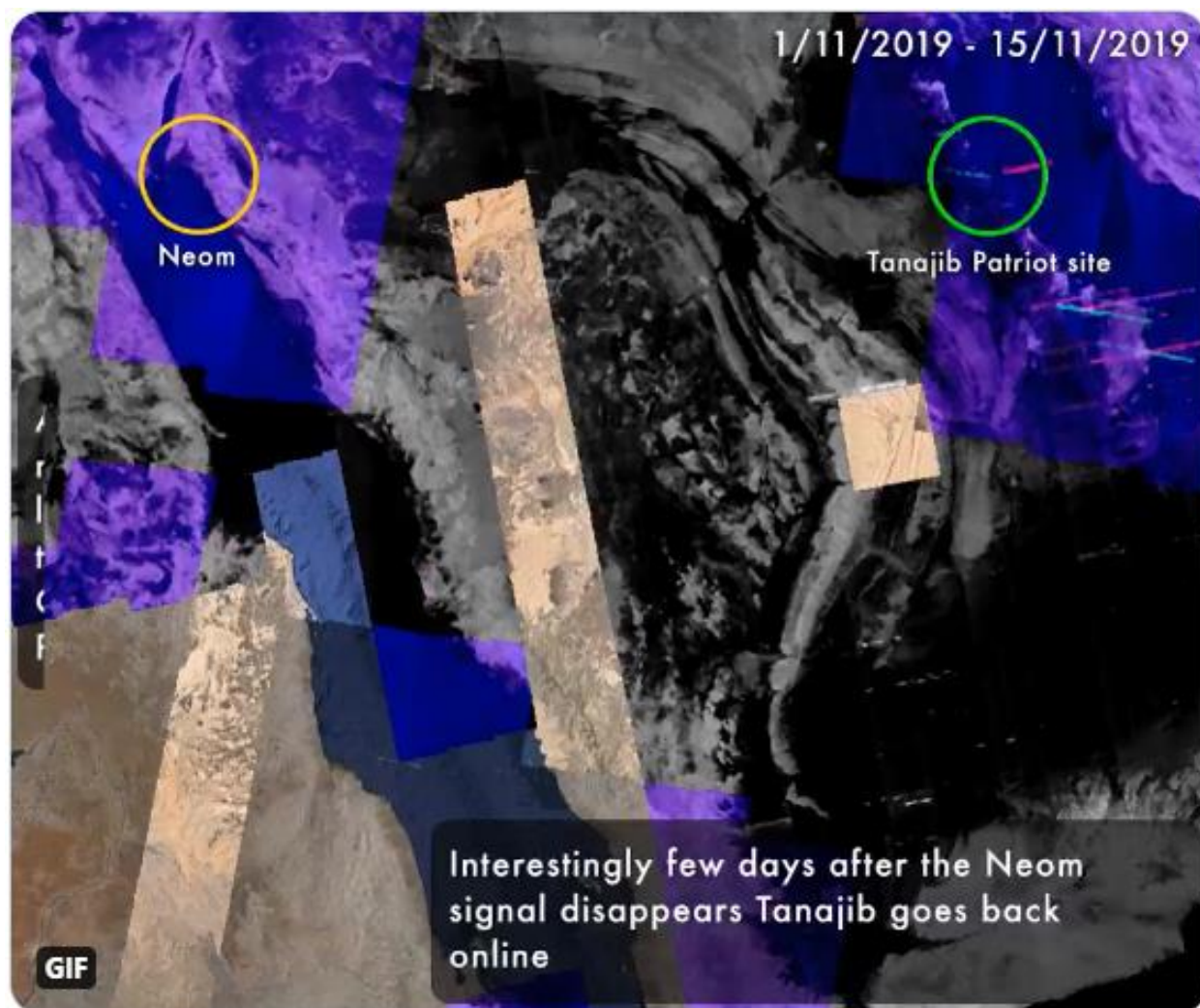
نکته جالب توجه آن است که طبق تحلیلهایی که با استفاده از نرم افزار 5GIT انجام دادم، داده های ماهواره Sentinel-1 نشان می دهد که آتشبار پاتریوت مستقر در مجتمع مجلل نئوم، به مدت دو ماه پیش از نخستین روزهای ماه نوامبر ۲۰۲۰، غیر فعال بودند و از این تاریخ به بعد، فعال شده اند.





با استفاده از نرم افزار 5GIT، داده های ماهواره Sentinel-1 نشان می دهد که رادار آتشبار پاتریوت در شمال شرق عربستان سعودی به مدت حدود دو هفته فعال بوده است. در همان زمان، رادارهای آتشبار پاتریوت در پایگاه تناجیب (شمال غرب عربستان سعودی) خاموش شده است. این موضوع به معنی آن است که در این دوره زمانی، فردی حایز اهمیت VIP که برای آن به طور خاص سامانه پدافندی از شمال غرب به شمال شرق این کشور منتقل شده، و فعال شده است، در ویلاهای مجلل مجتمع نئوم حضور داشته است.





نکته جالب توجه آن است که چند روز پس از آنکه سیگنال مجتمع اقامتی نئوم ناپدید می شود، سیگنال پایگاه تناجیب دوباره آشکار می شود.

پروژه توسعه مجتمع اقامتی، تفریحی مجلل نئوم در شمال شرق عربستان سعودی، طی بیش از دو سال به انجام رسید که تصاویر مراحل تکمیل این پروژه در شکل‌های زیر آورده شده است.





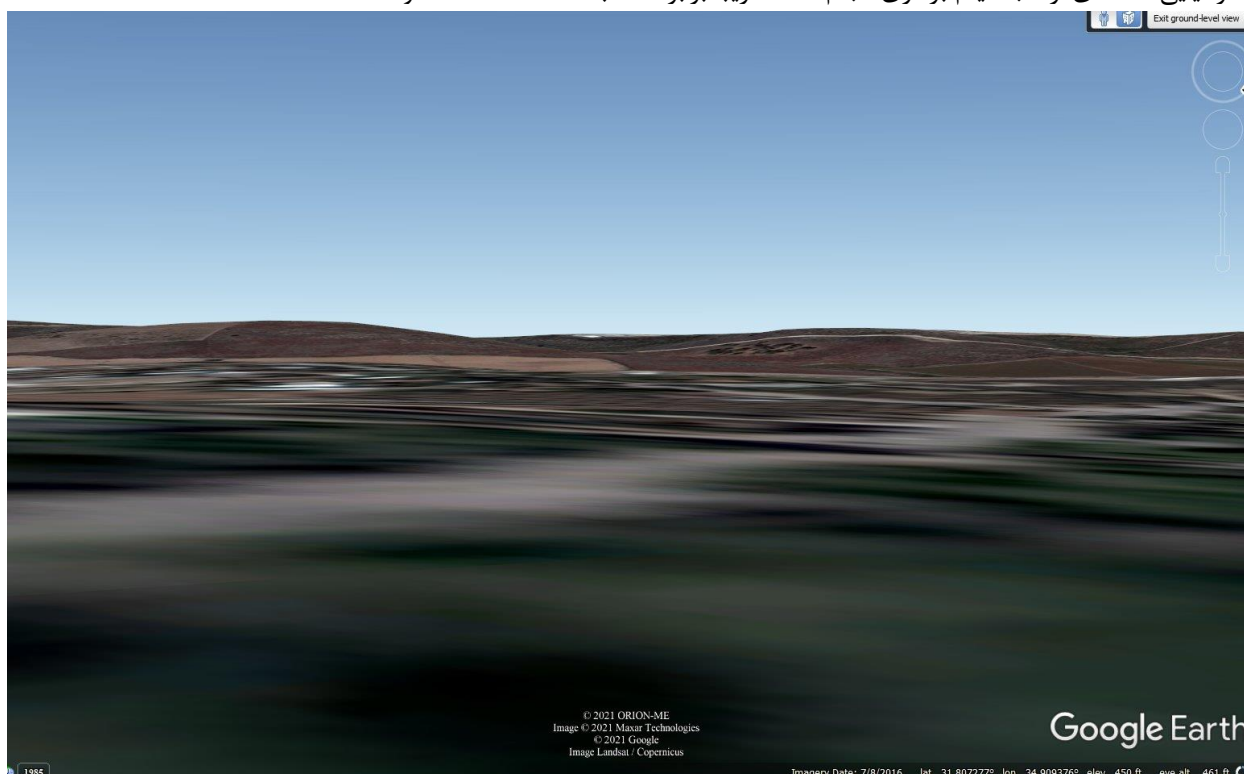
منبع:

<https://twitter.com/putinisavirus/status/1330762425952563205>

بررسی انفجار در سکوی آزمایش موتور موشک در مناطق اشغالی رژیم صهیونیستی



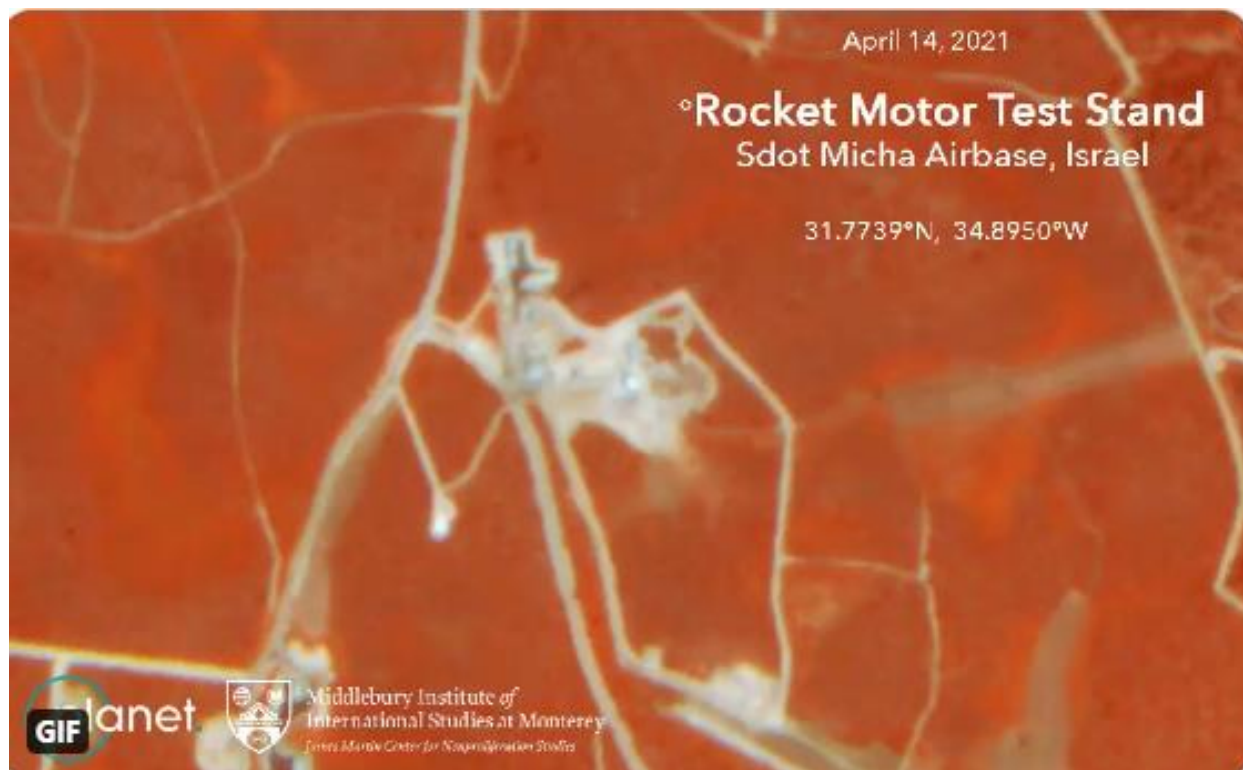
پایگاه هوایی سادات میچا واقع در مناطق اشغالی رژیم صهیونیستی در تاریخ ۲۰ آوریل ۲۰۲۱ شاهد یک انفجار مهیب بود. ساکنین منطقه اطراف پایگاه در شبکه های اجتماعی بیان کردند که طی بیست سال گذشته، چنین رویدادی سابقه نداشته است. مختصات جغرافیایی نقطه ای از آنجا فیلم برداری انجام شده تقریبا برابر است با 31.808284 N و 34.910654 E.



موقعیت این پایگاه به گونه ای است که در اطراف آن تپه ها و عوارض طبیعی واقع شده و از بیرون نمی توان درون پایگاه را مشاهده کرد.



در تصویر ماهواره ای فوق، زمین طلایی رنگی که در فیلم مشاهده می شود، به رنگ زرد مشخص شده است. ناپیوستگی هایی که در در فیلم در جداره تپه ها مشاهده می شود نیز مربوط به ناحیه قرمز رنگ در عکس ماهواره ای است که احتمالا تاسیسات مربوط به آزمایش موتور می باشد. همانگونه که گفته شد، به دلیل وجود تپه ها و عوارض طبیعی اطراف پایگاه، این ناحیه قرمز را نمی توان از بیرون پایگاه مشاهده کرد.



در شکل بالا، تصویر ماهواره ای از منطقه مربوط به سکوی آزمایش موتور موشک در یک هفته قبل از انفجار نشان داده شده است. موقعیت جغرافیایی آن نیز در عکس نشان داده شده است.



در شکل بالا نیز تصویر ماهواره ای از منطقه، روز پس از حادثه را نشان می دهد. عوارض روی عکس، به خوبی اثرات انفجار سکوی آزمایش موتور موشک را نشان می دهد. به نظر می رسد طول سکو کمتر از ۴۰ فوت (۱۲ متر) و ظرفیت آن کمتر از ۱۵۰ تن باشد. البته از اثرات برجای مانده از شعله موتور، می توان حدس زد که تراست موتور در حدود ۱۵ تن بوده است.



بررسی سوابق عکسهای ماهواره ای نیز نشان می دهد که در سال ۲۰۱۸ نیز این منطقه احتمالا دچار آتش سوزی شده است.
منبع:

<https://twitter.com/ArmsControlWonk/status/1385338629254434816>

[سردار شهید] تهرانی مقدم ثابت کرد که تحلیل سازمان جاسوسی مرکزی آمریکا (سیا)

درباره فعالیت موشکی ایران در دوران جنگ تحمیلی نادرست است.

نوشته: فابیان هینز (تحلیلگر جاسوسی از منابع آزاد)

تاریخ: ۶ می ۲۰۲۱ (پنج شنبه ۱۶ اردیبهشت ۱۴۰۰) ساعت: ۳:۵۹ دقیقه بعد از ظهر

در سال ۱۹۸۵ (۱۳۶۴) سیا [سازمان جاسوسی مرکزی آمریکا] تصور می کرد که سه ماه دوره آموزشی ایرانی ها [نیروهای سپاه پاسداران انقلاب اسلامی به سرپرستی سردار شهید تهرانی مقدم] برای آنکه ایرانی ها بتوانند به طور مستقل موشکهای اسکاد را شلیک کنند کافی نیست. خوب، [سردار شهید] مقدم ثابت کرد که سیا در تحلیل خود اشتباه کرده است. [بخشهایی از گزارش سیا که البته با حذف بخشهایی از آن، اخیرا از طبقه بندی حفاظتی خارج شده و توسط این سازمان منتشر شده است:]

Libya is capable of providing Tehran with two SCUD launchers, additional missiles, and the personnel to operate the system. Tripoli has six operational SCUD brigades deployed in Libya, each equipped with nine launchers; at least 18 launchers remain in storage. Libya has at least six missiles allotted for each launcher in operational units, or an estimated total of over 300 missiles. We estimate that Libya could supply Iran with 30 missiles without significantly reducing Libyan military capabilities.

We believe that Libyan personnel are servicing the missile equipment and probably fired the missiles from Iran. 18 to 24 months of training are required to operate and maintain SCUD equipment.

We estimate, however, that they would not have had time to acquire the skill to operate the SCUD system without assistance from the Libyans.

« ... لیبی می تواند دو سکوی پرتاب اسکاد به همراه تعدادی موشک و نیز نفراتی برای راه اندازی این سامانه سلاح، در اختیار ایران قرار دهد. طرابلس دارای شش گردان عملیاتی موشکی اسکاد است که در لیبی مستقر شده اند، هر کدام مجهز به نه (۹) سکوی پرتاب هستند؛ دست کم، ۱۸ سکوی پرتاب نیز در انبار باقی مانده است. لیبی در واحدهای عملیاتی، دست کم شش موشک را به هر سکوی پرتاب اختصاص داده است، یا به عبارتی برآورد می شود که تعداد موشکها در مجموع بیش از ۳۰۰ فروند باشد. ما برآورد می کنیم که لیبی می تواند ۳۰ فروند موشک در اختیار ایران قرار دهد، بدون آنکه در توانمندیهای نظامی خود کاهش چشمگیری رخ دهد. ...

ما بر این باور هستیم که نفرات لیبیایی در تجهیزات موشکی در حال کار هستند و احتمالا آنها موشکها را از ایران شلیک کرده اند. ... برای انجام عملیات و نگهداری از سامانه موشکی اسکاد، به ۱۸ تا ۲۴ ماه آموزش نیاز می باشد. ... البته، ما برآورد می کنیم که آنها [ایرانی ها]، بدون کمک لیبیایی ها، زمان کافی برای کسب مهارت انجام عملیات با موشک اسکاد را نداشته باشند. ...»



[شادی ارواح طيبة همه شهدای عزیزمان، به ویژه سردار شهید حسن تهرانی مقدم و همزمانش، رحم الله من یقراء الفاتحه مع الصلوات].

[تصویر پست ارسالی از فابیان هینز در شبکه اجتماعی توییتر:]



Thread



Fabian Hinz

@fab_hinz



In 1985, the CIA thought that the Iranians' three months of training in Syria wasn't enough to independently operate Scuds. Well, Moghaddam proved them wrong.

Libya is capable of providing Tehran with two SCUD launchers, additional missiles, and the personnel to operate the system. Tripoli has six operational SCUD brigades deployed in Libya, each equipped with nine launchers; at least 18 launchers remain in storage. Libya has at least six missiles allotted for each launcher in operational units, or an estimated total of over 300 missiles. We estimate that Libya could supply Iran with 30 missiles without significantly reducing Libyan military capabilities.

We believe that Libyan personnel are servicing the missile equipment and probably fired the missiles from Iran. 18 to 24 months of training are required to operate and maintain SCUD equipment.

We estimate, however, that they would not have had time to acquire the skill to operate the SCUD system without assistance from the Libyans.

3:59 PM · May 6, 2021 · Twitter Web App

منبع:

https://twitter.com/fab_hinz/status/1390267521064968196

طبق نظر کارشناسان، تصاویر ماهواره ای بیانگر آن است که عربستان سعودی به دنبال توسعه برنامه موشکهای بالستیک است.

کارشناسان با بررسی تصاویر ماهواره ای می گویند یک پایگاه نظامی در اعماق سرزمینهای عربستان سعودی به نظر می رسد که برای آزمایش، و احتمالا ساخت موشکهای بالستیک، توسعه داده شده است، زیرا شواهدی از این نوع برنامه تسلیحاتی در آن دیده می شود. برنامه موشکهای بالستیک که مدتها است ایران را برای داشتن این تسلیحات، مورد انتقاد قرار داده اند. دلایل دیگر برای برخورداری از این برنامه موشکی، مطالبی است که توسط شاهزاده قدرتمند عربستان سعودی، محمد بن سلمان بیان شده که سال گذشته گفته بود که اگر ایران تسلیحات هسته ای را توسعه دهد، پادشاهی سعودی نیز برای توسعه این تسلیحات تردید نخواهد کرد. موشکهای بالستیک می توانند کلاهکهای هسته ای را به اهدافی با فاصله هزاران کیلومتر دورتر حمل کنند. مقامات رسمی ریاض و سفارت عربستان سعودی در واشنگتن به درخواستهای ارایه توضیح درباره این سخنان، پاسخی نداده اند. برخورداری از چنین برنامه ای می تواند تنشها میان ایالات متحده و شریک امنیتی دراز مدت آن، یعنی پادشاهی سعودی را افزایش دهد، آن هم در زمانی که این روابط با کشته شدن ستون نویس روزنامه واشینگتن پست، جمال خاشقجی، و جنگ به رهبری سعودی ها در یمن، در حال آزموده شدن است.

جفری لوپس، یک کارشناس موشکی در موسسه مطالعات بین الملل در مونتري، کالیفرنیا، می گوید که سرمایه گذاری سنگین در حوزه موشکی، غالبا با علاقه به تسلیحات هسته ای مرتبط است. لوپس که تصاویر ماهواره ای را مطالعه کرده، می گوید: «من قدری نگرانم که ما در اینجا در اندک برآورد کردن جاه طلبی های سعودیها دچار اشتباه شده باشیم»



تصاویر ماهواره ای که برای نخستین بار توسط واشنگتن پست منتشر شد، بر روی پایگاهی نظامی (با مختصات جغرافیایی $24.220^{\circ} N$ و $44.706^{\circ} E$) در نزدیکی شهر الدوامی، به فاصله ۲۳۰ کیلومتری (۱۴۵ مایلی) غرب ریاض، پایتخت عربستان

سعودی، متمرکز شده است. هفته نامه نظامی جینز نخستین بار این پایگاه را در سال ۲۰۱۳ شناسایی کرد و طبق تحلیل‌های آن، دو سکوی پرتاب این پایگاه با موشک‌های بالستیکی که پادشاهی سعودی پیشتر از چین خریداری کرده است، به نظر می‌رسد که به سمت اهدافی در رژیم صهیونیستی و ایران، نشانه روی شده باشند.

تصاویر ماهواره ای ماه نوامبر (آبان) نشان می‌دهد که سازه ای به اندازه کافی بزرگ برای تولید و سوخت گیری موشک‌های بالستیک در این پایگاه ایجاد شده است.

ظاهراً یک سکوی آزمایش موتور موشک را می‌توان در گوشه این پایگاه مشاهده کرد، از نوعی که موتور موشک به صورت افقی بر روی آن قرار گرفته و مورد آزمایش قرار می‌گیرد. طبق نظر کارشناسان، چنین آزمایشی برای کشورهایی که برای تولید موشک تلاش می‌کنند، نقش کلیدی دارد.

میشل آلان، عضو ارشد پدافند موشکی در موسسه مطالعات راهبردی بین المللی در واشنگتن، نیز تصاویر ماهواره ای را بررسی کرده و می‌گوید به نظر می‌رسد که نشان دهنده یک برنامه موشک‌های بالستیک می‌باشد.

پرسشی که باقی می‌ماند آن است که عربستان سعودی از کجا دانش فنی ساخت چنین تجهیزاتی را دریافت کرده است. لوئیس می‌گوید که سکوی آزمایش موتور سعودیها بسیار مشابه طرحی است که توسط چینی‌ها به کار گرفته شده است، البته در اندازه ای کوچکتر.

پشتیبانی نظامی چین از پادشاهی سعودی، موضوع شگفت آوری نیست. با وجود محدودیتهای فروش تسلیحاتی که آمریکایی‌ها برای نگرانی از گسترش آنها، برای هم-پیمانان خود وضع کرده اند، چینی‌ها به نحو فزاینده ای پهپادهای تسلیحاتی را به عربستان سعودی و دیگر کشورهای غرب آسیا فروخته اند. پکن همچنین گونه‌هایی از موشک‌های بالستیک دانگ فنگ خود را به ریاض فروخته است، گونه‌هایی از موشک‌ها که پیش از این تصور می‌شد که پادشاهی سعودی تنها این موشک‌ها را در زرادخانه خود دارد.

روز جمعه که پرسشی درباره این پایگاه توسط آسوشیتدپرس مطرح شد، وزارت دفاع چین حاضر به پاسخگویی درباره آن نشد. خانم سخنگوی وزارت امور خارجه چین، هوا چونینگ گفت: «من هرگز چنین چیزی درباره کمک چین به عربستان سعودی برای ساخت یک پایگاه موشکی ننشیده‌ام».

هیچ کدام از کشورهای عربستان سعودی و چین، عضو پیمان رژیم کنترل فناوری موشکی نیستند، معاهده ای ۳۰ ساله با هدف محدود کردن گسترش موشک‌های با قابلیت حمل تسلیحات کشتار جمعی، مانند بمب‌های هسته‌ای.

عربستان سعودی به همراه رژیم صهیونیستی و ایالات متحده آمریکا، مدت زیادی است که برنامه موشک‌های بالستیک ایران را مورد انتقاد قرار داده اند و آن را به منزله یک تهدید منطقه ای تلقی می‌کنند.

ایران که برنامه هسته ای آن طی توافق برجام در سال ۲۰۱۵ با قدرتهای جهانی، محدود شده است، اصرار دارد که برنامه اتمی این کشور صلح آمیز است. اما قدرتهای غربی مدت زیادی است ترس آن را دارند که ایران تحت پوشش برنامه غیرنظامی، به دنبال توسعه تسلیحات هسته ای باشد، اتهامی که از سوی ایران رد شده است.

به دلیل آن که هواپیماهای جت جنگنده ایران عمدتاً ساخت پیش از سال ۱۹۷۹ می‌باشند، ایران به موشک‌های بالستیک خود به عنوان نیروی هوایی متکی است. در مقابل، عربستان سعودی که ناوگانی مدرن از هواپیماهای F-15، تیغون، و تورنادو را در اختیار دارد، این پرسش درباره این کشور مطرح می‌شود که چرا سعودی‌ها به دنبال توسعه موشک هستند؟

منبع:

<https://www.news18.com/news/world/experts-images-suggest-a-saudi-ballistic-missile-program-2014607.html>

پدافند ضد موشکی ایالات متحده آمریکا، اثبات نشده، غیر قابل اتکا، و

غیر سودمند برای کاهش خطر تهدید هسته ای

به فاصله شش ساعت در شمال شهر آنکوراژ در ایالت آلاسکا، یک پایگاه نظامی پراکنده و پوشیده از برف به نام فورت گرلی قرار دارد. در فاصله سه هزار مایلی (چهار هزار و هشتصد کیلومتری) در سمت جنوب آن، بیرون از شهر لومپوک، در ایالت کالیفرنیا، یک تاسیسات مهم دیگر به نام پایگاه نیروی هوایی واندنبرگ قرار دارد.

هر دو پایگاه با یک هدف امنیتی مشترک و منحصر به فرد، به یکدیگر مرتبط شده اند: نابودی موشکهای مسلح به کلاهکهای هسته ای هدفگیری شده به سمت ایالات متحده آمریکا، خواه از کره شمالی پرتاب شده باشند، یا از هر کشور متخاصم دیگر. متأسفانه، این سامانه بیش از آنکه مسایلی را حل کند، مسایل و معضلات بیشتری را ایجاد می کند، و احتمالاً در شرایط یک حمله واقعی کار نخواهند کرد – واقعیتی عینی که پول و پژوهش نیز نمی تواند آن را اصلاح کند.

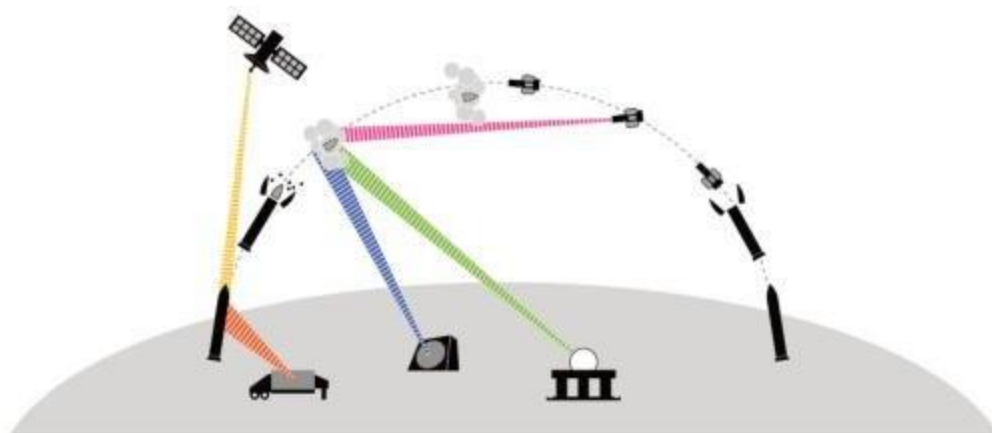


طرز کار سامانه های پدافند ضد موشکی

چه می شود اگر کره شمالی یا کشوری دیگر، موشکی هسته ای به سمت ایالات متحده شلیک کند؟ آیا می توانیم از فرود آن جلوگیری کنیم؟

مبانی پایه ای سامانه ای که با نام «پدافند زمین-پایه فاز میانی (GMD)» شناخته می شود، ساده است: کلاهکهای فرودی توسط رادار و ماهواره ردیابی می شوند و توسط موشکهای پدافندی «رهگیر»، مورد هدف قرار می گیرند. این موشکهای پدافندی از پایگاه هایی در آلاسکا و کالیفرنیا شلیک می شوند – این کار گاهی با عنوان «اصابت قرار دادن گلوله ای با گلوله ای دیگر» توصیف می شود.

اتحادیه دانشمندان دلواپس، جنبه های فنی و سیاسی پدافند ضد موشکی را به مدت بیش از سه دهه مورد بررسی قرار داده است. اگرچه ایده سپر دفاع موشکی ممکن است جذاب به نظر برسد، سامانه پدافند ملی کنونی بسیار گران قیمت، و ضد مولد است و هیچ گونه توانایی اثبات شده ای برای محافظت از ایالات متحده آمریکا نداشته و مسیر معتبری برای دستیابی به موفقیت محسوب نمی شود.



رویکرد فاجعه بار ایالات متحده آمریکا به پدافند ضد موشکی راهبردی تصور می شود که پدافند ضد موشکی از جامعه ایالات متحده آمریکا محافظت می کند. هیچ گونه شواهدی برای اثبات آن وجود ندارد. اغلب سامانه های نظامی با الزامات ضروری نظارت و پاسخگویی مواجه اند تا این پروژه ها در زمان مناسب، و با هزینه معقول توسعه داده شود و اطمینان حاصل شود که هنگامی که مجموعه های دفاعی به آنها نیاز دارند، کار خودشان را به درستی انجام می دهند. اما برای پدافند ضد موشکی این گونه نیست. سامانه کنونی - که در محیط امنیتی پس از حادثه یازده سپتامبر توسط دولت بوش آغاز شد - از بسیاری از این الزامات عادی، متداول، و مهم مستثنی شده است.

در نتیجه، تقریباً همه موشکهای رهگیر سامانه پدافندی زمین-پایه فاز میانی (GMD) پیش از آنکه یک موشک از این نوع به نحو موفقیت آمیزی مورد آزمایش قرار گرفته باشد، عملیاتی شده است. طی ۱۵ سال پس از فرمان بوش برای ساخت این سامانه، دست کم نیمی از آزمایشهای رهگیری با شکست مواجه شده است.

تحلیل اولیه توسط اتحادیه دانشمندان دلواپس نیز نشان می دهد که چگونه اقدامات متقابلی از قبیل سرچنگیهای فریب به آسانی می تواند پدافند ضد موشکی را شکست دهد، موضوعی که هرگز توسط مقامات دولتی به آن پرداخته نمی شود.

این سامانه، تقریباً هیچ گونه محافظتی را در یک سناریوی نبرد واقعی ارائه نمی کند. این موضوع به صورت بالقوه خطرناک است: سیاست گذاران، با باور کردن اثربخشی پدافند موشکی، گمراه شده و ممکن است به گونه ای عمل کنند که احتمال درگیری و جنگ افزایش پیدا کند. این موضوع همچنین به لحاظ دیپلماتیک، غیرمولد است و مانعی بر سر راه کاهش چشمگیر زرادخانه های روسیه و چین محسوب می شود، زیرا آنها این مساله را دلیلی برای حفظ تسلیحات بیشتر می دانند.



پدافند ضد موشکی فضا-پایه

ممکن است ایده خوبی به نظر برسد، اما در واقع این گونه نیست. از دهه ۱۹۸۰ تاکنون، سیاستمداران گوناگونی ایده «پدافند ضد موشکی فضا-پایه» را مطرح کرده اند – سامانه ای که با استفاده از موشکهای رهگیر مستقر شده در مدار پیرامون کره زمین، به قصد نابودی موشکهای مهاجم طرح ریزی شده است.

مزیت تئوری چنین سامانه ای آن است که در برابر گونه ای از اقدامات متقابل که اثربخشی سامانه زمین-پایه کنونی را محدود می کند، آسیب پذیر نیست. عیب آن این است که به شدت در برابر تسلیحات ضدماهواره آسیب پذیر است، فوق العاده گران قیمت است، و برای چین، روسیه، و دیگر کشورهای صاحب تسلیحات هسته ای، به شدت تحریک کننده است.

منبع:

<https://www.ucsusa.org/nuclear-weapons/missile-defense>

توهم محافظت، رویکرد فاجعه بار ایالات متحده آمریکا به پدافند ضد موشکی راهبردی



دهها سال پژوهش و توسعه، چهل میلیارد دلار هزینه از جیب پرداخت کنندگان مالیات، و نتیجه آن، شکستها در آزمایشهای پروازی از موفقیتهای آن، بیشتر بوده است.

هنگامی که جرج دبلیو. بوش در سال ۲۰۰۲ دستور داد تا سامانه پدافند ضد موشکی ایالات متحده آمریکا ساخته شود، در ابتدا تصور نمی کرد که چنین سرنوشتی برای این سامانه رقم بخورد. و هنوز هم این یک واقعیت برای سامانه ملی پدافند ضد موشکی آمریکا محسوب می شود - ادعایی نادرست و گران قیمت که با عجله و دستپاچگی و بدون آنکه نظارت و پاسخگویی برای آن وجود داشته باشد، عملیاتی شده است.

ما چگونه به این نقطه رسیدیم و این برای امنیت ایالات متحده آمریکا چه مفهومی دارد؟ تحلیل انجام شده توسط اتحادیه دانشمندان دلوپس، یکسری اشکالات مبنایی را در برنامه پدافند ضد موشکی، شناسایی کرده است که از مدیریت و رویه های نظارت بر آن، تا واقعیتهای فنی دشوار مقابله با یک حمله اتمی را در بر می گیرد. کنگره و دولت آمریکا در برابر امنیت ملی آمریکا - و نیز مالیات دهندگان آمریکایی - مسئولیت دارند تا به صورت نقادانه، اهداف، هزینه ها، و مزایای این سامانه را دوباره ارزیابی کنند.

شصت سال ایده نادرست

محافظت از ایالات متحده آمریکا در برابر موشکهای مسلح به کلاهکهای هسته ای، ایده جدیدی نیست. در دهه های ۱۹۵۰ و ۱۹۶۰، هم ایالات متحده آمریکا و هم اتحاد جماهیر شوروی، آزمایشهایی را با موشکهای هسته ای برای رهگیری و انهدام کلاهکهای مهاجم انجام داده اند.

پس از آن چه شد؟

با وجود آنکه چندین سال شواهد گوناگونی بر خلاف آن وجود دارد، مقامات ایالات متحده آمریکا، همچنان ادعاهای بزرگ و گمراه کننده ای درباره اثربخشی سامانه پدافند ضد موشکی فاز میانی-زمین-پایه (GMD) را ابراز می کنند. کنگره آمریکا بر افزودن یک سایت پدافند ضد موشکی جدید در ساحل شرقی، اصرار کرده و قانونی را پیشنهاد کرده که نقش و ضرورت سامانه کنونی را به نحو وسیعی توسعه می دهد.

اما پدافند ضد موشکی راهبردی آمریکا در شکل کنونی خود، در بهترین سناریو، اتلاف منابع محسوب شده، و در بدترین سناریو، خطرناک نیز می باشد. این سامانه در شرایط دنیای واقعی، یک پدافند مطمئن محسوب نمی شود. مقامات ایالات متحده آمریکا، با تبلیغ این سامانه به عنوان راه حلی برای درگیریهای هسته ای، تلاشهای دیپلماتیک روابط خارجی را دشوار و پیچیده می کنند، و احساس نادرست امنیت را که می تواند به جامعه ایالات متحده آسیب بزند را ترویج می کنند.

مبانی پدافند ضد موشکی

مبانی نظری پدافند ضد موشکی ملی، ساده است: هنگامی که یک پرتاب موشک متخاصم، شناسایی می شود، موشکهای مهاجم با استفاده از موشکهای «رهگیر» پرتاب شونده از زمین، در هم کوبیده می شوند (راهبردی که به نام «زدن یک گلوله با گلوله ای دیگر» شناخته می شود). در واقعیت، شکست دادن این سامانه آسان است و حتی در رهگیریهای آزمایشی ساده و به شدت کنترل شده، به طور مداوم با ناکامی مواجه شده است.

تلاشهای اولیه برای توسعه این سامانه، با امضای پیمان ضد موشک بالستیک (ABM) در سال ۱۹۷۲، عمدتاً متوقف شد، چرا که هر دو کشور، خطر از کنترل خارج شدن مسابقه تسلیحاتی را تشخیص داده بودند (یک «راه حل» ساده برای غلبه بر پدافند ضد موشکی، حذف آن است).

البته هنوز، پدافند ضد موشکی ملی - ایده درهم کوبیدن موشکهای بالستیک قاره پیما (ICBM) در فضای بیرون از جو - همچنان خودنمایی می کند. رونالد ریگان این موضوع را در دیدگاه خود برای تولید تسلیحات هسته ای، «ناتوان و منسوخ» دانست؛ دولت کلینتون بر روی تهدیدات ساده از کشورهای نوظهور، متمرکز شد؛ و در سال ۲۰۰۲، جرج دبلیو. بوش رسماً از پیمان ضد موشکهای بالستیک خارج شد و دستور داد تا سامانه پدافند ضد موشکی بالستیک (که به طور رسمی «پدافند فاز میانی زمین-پایه» یا GMD نامیده می شود) به سرعت عملیاتی شود.

ناکارآمد و گران قیمت

در دوران ریاست جمهوری بوش و اوباما، آژانس نوپای پدافند ضد موشکی ایالات متحده آمریکا، دو سایت پدافند ضد موشکی تأسیس کرد - یکی در فورت گرلی در آلاسکا، و دیگری در پایگاه نیروی هوایی واندنبرگ در کالیفرنیا. هدف عنوان شده برای این سامانه، دفاع از ایالات متحده در برابر حمله هسته ای از سوی یک کشور متخاصم، مانند کره شمالی است.

این سامانه از همان ابتدا با مشکلات فنی بنیادین روبرو شد. تحلیل اولیه انجام شده توسط اتحادیه دانشمندان دلوایس نشان می دهد که چگونه اقدامات متقابلی (مانند سرچنگیهای فریب) می تواند پدافند ایالات متحده را با شکست مواجه کند - و چنین اقدامات متقابلی برای هر کشور توسعه دهنده موشکهای بالستیک قاره پیما، در دسترس است.

ایالات متحده آمریکا، گوش نمی دهد. در طی ۱۵ سال پس از فرمان بوش، سامانه پدافند ضد موشکی فاز میانی زمین-پایه (GMD) به طور مداوم با شکستهایی در آزمونهای پرتابی مواجه شده است - در نه آزمایش پروازی، شش بار شکست خورده است - آن هم در شرایط کنترل شده آزمایشهای پروازی که معادل شرایط دنیای واقعی نیست. اقدامات متقابل هرگز مورد آزمایش قرار نگرفته است و مقامات دولتی هیچگاه یک رویکرد یا دیدگاه معتبر فنی برای بررسی آن ارایه نکرده اند.

تا به امروز، این سامانه بیش از ۴۰ میلیارد دلار هزینه در بر داشته است - و هیچ دورنمایی نیز برای پایان دادن به هزینه های آن وجود ندارد.

واقعیههای کوتاه پدافند ضد موشکی

سامانه پدافند ضد موشکی فاز میانی زمین-پایه (GMD) ۴۰ میلیارد دلار هزینه در بر داشته است.

بین سالهای ۲۰۰۲ و ۲۰۱۶، از نه آزمون پروازی برای رهگیری، شش مورد آن با شکست مواجه شده است.

هیچ طرح معتبری برای مقابله با اقدامات متقابل وجود ندارد.

چه کسی مسئول این نابسامانی ها است؟

از روزهای نخست توسعه آن، سامانه پدافند ضد موشکی فاز میانی زمین-پایه (GMD) از فقدان ناگوار مسئولیت پذیری رنج می برد. به جای رویکرد استاندارد و آزموده شده «پرواز پیش از خرید» برای توسعه سامانه های نظامی، دولت بوش این سامانه پدافند ضد موشکی ناپخته را از بسیاری از نظارتها، بازرسیها، پاسخگویی ها، و رویه های شفافیت مالی که ده ها سال توسط کنگره و سازمانهای نظامی مورد استفاده قرار می گرفت، مستثنی کرد.

دولت اوپاما نیز برای تغییر این رویه اقدامی نکرد.

نتیجه چه شد؟ خریدهای گرانبهاتر فناوریهای اثبات نشده، اتلاف شدید زمان و هزینه ها، سوابق آزمونهای ناموفق، و تقریباً ۱۵ سال بعد، هیچ مسیر پیش روی معتبری برای دستیابی به موفقیت وجود ندارد.

منبع:

<https://www.ucsusa.org/resources/disastrous-us-approach-strategic-missile-defense>

توضیحی درباره شواهد ناکارآمدی سامانه پدافندی گنبد آهنین

نوشته: تئودور ای. پوستول

۱۵ جولای ۲۰۱۴

یادداشت سردبیر مجله «مرور فناوری دانشگاه MIT»: پس از انتشار مقاله این مجله با عنوان «تحلیلگران نظامی می گویند سامانه پدافندی رژیم صهیونیستی در انجام وظیفه خود با شکست مواجه شده است»، که در آن تئودور پوستول اشاره کرده بود که سامانه گنبد آهنین نتوانسته به طور موثری سرنگیهای راکت‌های غزه را منفجر کند، واکنش پرخاشگرانه خوانندگان از رژیم صهیونیستی به این مقاله به قدری شدید و منفی بود که ما از پروفیسور پوستول خواستیم تا توضیح دهد چگونه به این نتیجه رسیده و شواهد و اطلاعات خود را ارایه کند. ایشان نیز با کمال محبت این درخواست را پذیرفتند. مقاله حاضر، دیدگاه ایشان را بیان می کند.

مقدمه

در هفته های نخست جولای ۲۰۱۴، نبرد میان رژیم صهیونیستی و فلسطینیان غزه، شدت گرفت. این درگیری منجر به دور جدیدی از حملات وسیع راکتی توسط حماس از غزه علیه مراکز رژیم صهیونیستی شد. آخرین بار پیش از آن، که چنین درگیری میان حماس و رژیم صهیونیستی رخ داده بود مربوط به نوامبر ۲۰۱۲ بود. طی درگیری نوامبر ۲۰۱۲، تعداد زیادی از تصاویر ردپای موشک‌های رهگیر گنبد آهنین در آسمان منتشر شد. این ردپاها آشکار می کرد که نرخ موفقیت سامانه گنبد آهنین بسیار پایین بوده است — شاید به میزان ۵ درصد و یا حتی کمتر.

این مقاله توضیح می دهد که چرا هندسه این ردپاهای تصویربرداری شده در آسمان، نشان می دهد که تلاش موشک گنبد آهنین برای رهگیری راکت‌های توپخانه ای، ناموفق بوده است.

من نمونه هایی از داده هایی که نشان می دهد عملکرد سامانه پدافندی گنبد آهنین در نوامبر ۲۰۱۲ بسیار پایین بوده را نشان خواهم داد، و داده های مشابهی برای جولای ۲۰۱۴ نیز نشان خواهم داد که بیانگر آن است که عملکرد سامانه گنبد آهنین حتی پس از گذشت یک سال و نیم، بهبود پیدا نکرده است.

تا زمان نگارش این مقاله، جمع آوری داده ها برای نبرد جولای ۲۰۱۴ همچنان ادامه دارد. البته، همه داده هایی که تاکنون جمع آوری کرده ام نشان می دهد که عملکرد سامانه گنبد آهنین بهبود نیافته است.

یکی از مهمترین چالشها در رهگیری یک راکت توپخانه ای آن است که موشک رهگیر باید بتواند سرچنگی راکت را نابود کند. اگر موشک رهگیر به انتهای دُم راکت برخورد کند، تنها به قسمت لوله موتور مصرف شده، آسیب وارد می شود، که آن هم اساسا یک لوله خالی است. آسیب زدن به انتهای دُم یک راکت توپخانه ای اساسا هیچ تاثیری بر آن ندارد. تکه های این راکت اساسا در همان منطقه محافظت شده سقوط خواهند کرد، و سرچنگی تقریبا به طور سالم به زمین اصابت کرده و منفجر خواهد شد. این حقایق،

بدان معنی است که تنها تعریف معنادار از رهگیری موفق، انهدام سرچنگی راکت توپخانه ای است. طی بحث زیر، نشان داده خواهد شد که انهدام سرچنگی راکت توپخانه ای، به نحو چشمگیری دشوارتر از تخریب سایر بخشهای راکت است - همچنین، آسیب زدن موفق به یک هواپیما، که منجر به شکست مأموریت آن می شود، بسیار آسانتر است.

محافظت از یک منطقه در یک گستره وسیع، از خطراتی مانند حملات موشکی، باید شامل محافظت از این ناحیه در برابر سقوط تکه ها و پاره ها نیز باشد، زیرا ممکن است منجر به آسیب زدن به افرادی شود که درون سنگرها یا پناهگاه ها قرار ندارند.

همانگونه که بعداً در این مقاله توضیح خواهیم داد، سامانه های پدافند غیرعامل، و پدافند ضد موشکی رژیم صهیونیستی، از منظر هشدار اولیه ورود راکتها، اعلام هشدار به افراد، و سنگر گرفتن آسان آنها در مدت چند ده ثانیه، موثر و کارآمد است. در این مقاله، به این موضوع خواهیم پرداخت و نشان داده خواهد شد که در جریان حملات موشکهای V-1 و V-2 به لندن در جنگ جهانی دوم، چند ثانیه هشدار اولیه، به طرز چشمگیری در کاهش آسیبهای ناشی از حملات به افراد جلوگیری می کند.

در مورد خاص حملات راکتی به مواضع رژیم صهیونیستی، تعداد چشمگیر راکتهای توپخانه ای با سرچنگیهایی به وزن ۱۰ تا ۲۰ پوند، اثربخشی پناهگاه ها را بیشتر نیز کرده است.

این دو عامل، اندازه کوچک سرچنگی، و سامانه هشدار اولیه و سنگرها، کاملاً می تواند تلفات بسیار پایین ناشی از این حملات موشکی را توضیح دهد.

ارزیابی موفقیت یا شکست گنبد آهنین در رهگیری راکتها از تصاویر مربوط به ردپاهای موشکهای گنبد آهنین

ابتدا نشان خواهیم داد که چرا موشک رهگیر سامانه گنبد آهنین باید از سمت روبرو به راکت توپخانه ای، نزدیک شود. آنگاه نشان خواهیم داد که در موارد عملی، موشک رهگیر سامانه گنبد آهنین، هیچ شانس برای انهدام سرچنگی راکتهای توپخانه ای مهاجم نخواهد داشت، اگر از سمتهای مجاور یا عقب با آنها درگیر شود.

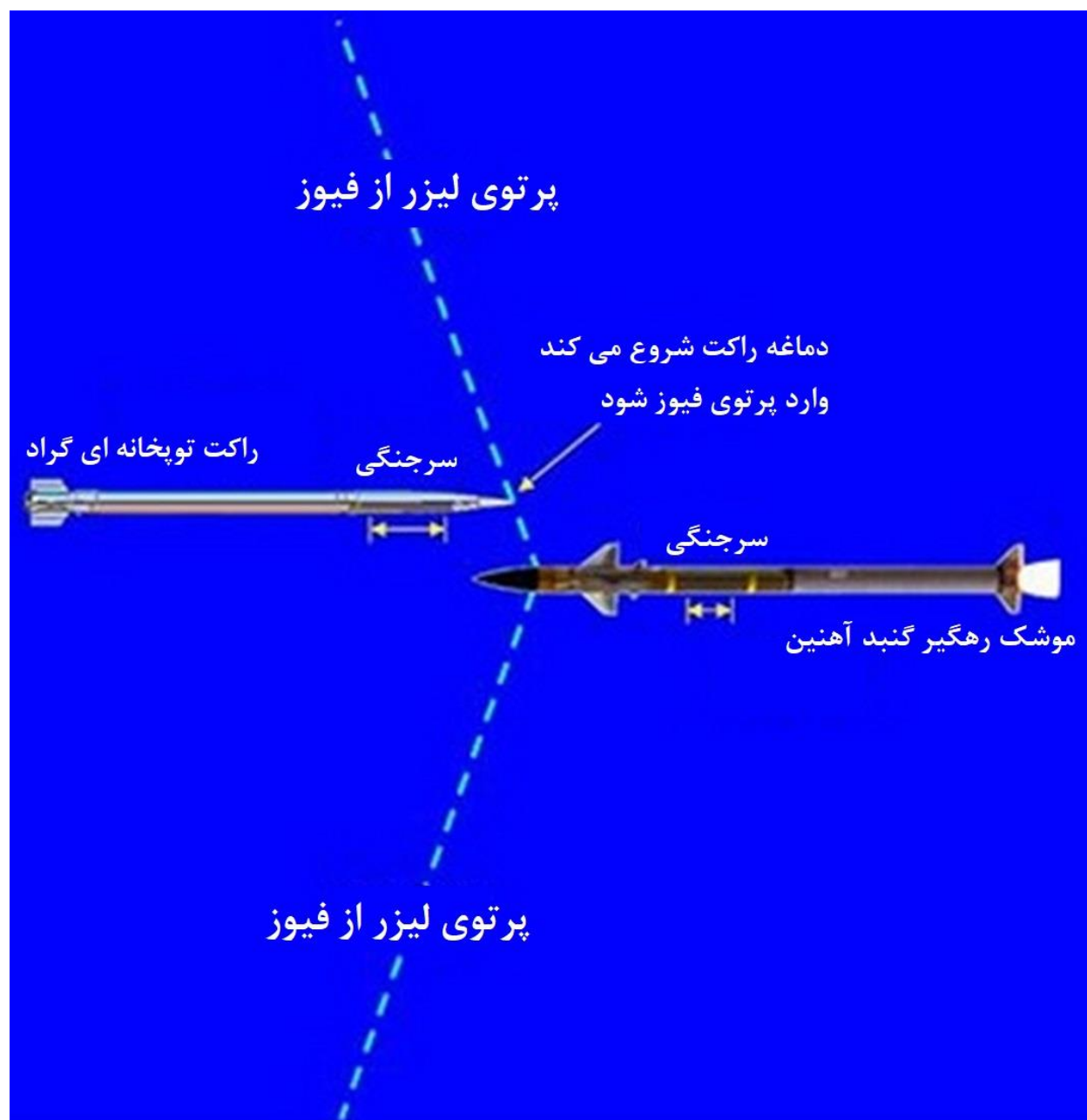
آنگاه شواهد تصویری از ردپاهای موشکها را در آسمان ارایه خواهیم کرد، که نشان می دهد که موشکهای رهگیر سامانه گنبد آهنین، تقریباً در همه موارد از سمت مجاور با راکتهای توپخانه ای درگیر شده اند.

علت آن که چرا غالباً موشکهای گنبد آهنین به صورت رودررو با راکتهای توپخانه ای درگیر نشده اند برای بنده مشخص نیست. البته، روشن است که رادار ردگیری گنبد آهنین و سامانه هدایتی آن، عملکرد مناسبی نداشته اند، زیرا ابتدا قرار بوده موشکهای رهگیر گنبد آهنین را به نقاط رهگیری بفرستند، در صورتی که نتیجه آن این شده که موشک رهگیر در موقعیت مناسبی برای درگیری موفق با راکتهای توپخانه ای قرار نگیرد.

نشان خواهیم داد که تصاویر ردپاهای موشکی از نوامبر ۲۰۱۲ و جولای ۲۰۱۴ نشان می دهد که گنبد آهنین همچنان رفتار آشفته ای دارند که موجب می شود نرخ رهگیری بسیار اندکی داشته باشند.

ارزیابی معنای ردپاهای موشکهای گنبد آهنین

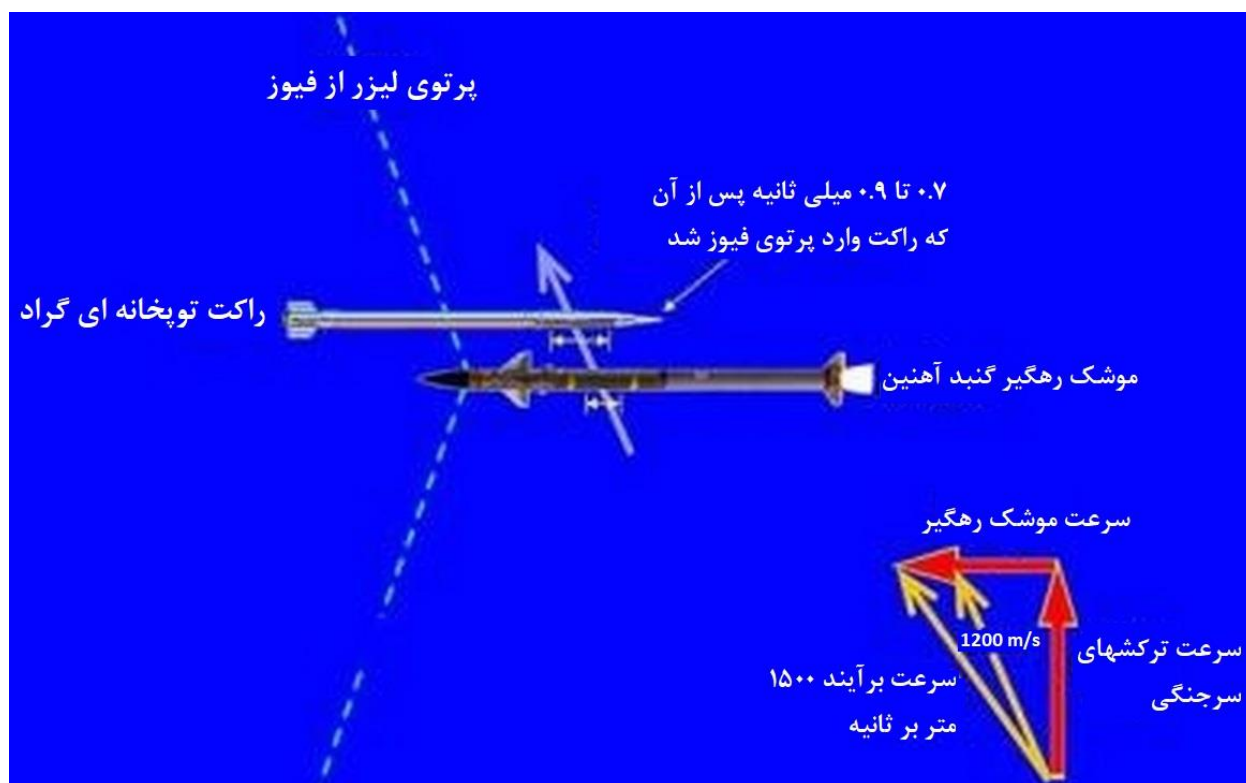
برای فهم این که چرا موشک رهگیر گنبد آهنین باید از راستای روبرو به راکت توپخانه ای نزدیک شود، لازم است یک درک اولیه از موشک رهگیر گنبد آهنین داشته باشیم.



شکل ۱

شکل ۱ یک تصویر مفهومی از درگیری روبرو توسط موشک رهگیر گنبد آهنین با راکت توپخانه ای گراد را نشان می دهد. خط چین آبی، که از بخش جلویی موشک رهگیر گنبد آهنین به بیرون ترسیم شده، نشانگر خط دید چیزی است که به آن «فیوز لیزری» می گوئیم. هدف فیوز لیزری آن است که پرتویی از نور ایجاد کند که از بخش جلویی راکت بازتابیده می شود، به گونه ای که موشک رهگیر می تواند تعیین کند که راکت توپخانه ای در حال عبور از کنار موشک رهگیر است. همانگونه که از این تصویر می توان مشاهده کرد، سرچنگی در موشک رهگیر گنبد آهنین، درست پشت مجموعه فیوز، به فاصله تقریباً سه فوت (۹۰ سانتیمتر) از روزه فیوز لیزری، قرار گرفته است. این موضوع به فیوز زمان کافی می دهد تا تعیین کند که جلوی راکت هدف، کجاست، برآورد کند که چه مدت زمانی طول می کشد تا جلوی راکت توپخانه ای به موازات با سرچنگی راکت، عبور کند، و سرچنگی گنبد آهنین منفجر شود.

زمان بندی تاخیر، برای بسیاری از متغیرها نقش حیاتی دارد. نه تنها برای موقعیت سرچنگی راکت هدف، باید لحاظ شود، بلکه برای سرعت ترکشها از سرچنگی گنبد آهنین، فاصله خطا، زاویه ناهمراستایی موشک رهگیر گنبد آهنین نسبت به راکت توپخانه ای، و سرعت بالای عبور موشک رهگیر گنبد آهنین نسبت به راکت توپخانه ای، نیز باید در نظر گرفته شود.



شکل ۲

شکل ۲ نشان می دهد چگونه ترکشها حرکت می کنند، با فرض این که سرعت نسبتی موشک رهگیر گنبد آهنین و راکت توپخانه ای برابر با حدود ۱۲۰۰ متر بر ثانیه بوده و ترکشهای سرچنگی گنبد آهنین با سرعتی حدود ۲۱۰۰ متر بر ثانیه عمود بر

محور موشک رهگیر گنبد آهنین پرتاب می شوند. از آنجا که موشک رهگیر گنبد آهنین با سرعت ۱۲۰۰ متر بر ثانیه نسبت به راکت توپخانه ای حرکت می کند، این سرعت نسبی باید با سرعت ۲۱۰۰ متر بر ثانیه جانبی ترکشها جمع برداری شود. راستای برآیند ابر ترکشها برای ناظری که بر روی راکت توپخانه ای نشسته است، با رنگ پیکان آبی کمرنگ نشان می دهد که از هر دو سرجنگی گنبد آهنین و راکت توپخانه ای عبور می کند.

شکل ۳ نتیجه را در صورتی که همه چیز مطلوب باشد، نشان می دهد. اگرچه گستره ای برای خروجیهای ممکن، وجود دارد که در آن احتمال موفقیت بالا است، و فراتر از این گستره، احتمال موفقیت به شدت کاهش می یابد.

همانگونه که از پیکان با عنوان «۱۵۰۰ متر بر ثانیه» در شکل‌های ۲ و ۳ می توان مشاهده کرد، سرعت نسبی بالاتر می تواند تغییر چشمگیری در راستای برآیند ابر ترکشها ایجاد کند. از اینرو، فیوز باید بهترین زمان برای انفجار سرجنگی را مبتنی بر سرعت نسبی، فاصله راکت توپخانه ای هنگام عبور از موشک رهگیر گنبد آهنین، و تاخیرهای گوناگون فیوز برای منفجر کردن سرجنگی موشک رهگیر گنبد آهنین، انتخاب کند.

به دلیل عدم قطعیت ها در مقدار دقیق سرعت نسبی و هندسه قرارگیری موشک رهگیر نسبت به راکت هدف، حتی یک فیوز ایده آل نیز ممکن است در اعمال ترکشهای مرگبار به سرجنگی راکت توپخانه ای دچار شکست شود.

به علاوه، به جز در مواردی که فاصله میان سرجنگی موشک گنبد آهنین و سرجنگی راکت توپخانه ای اندک باشد (تقریباً در مرتبه یک متر یا نظیر آن)، احتمال بسیار اندکی وجود دارد که ترکش پرتاب شده از سرجنگی گنبد آهنین، به سرجنگی راکت توپخانه ای اصابت کرده، در آن نفوذ کند، و منجر به انفجار آن شود.



شكل ٤



شکل ۴- الف

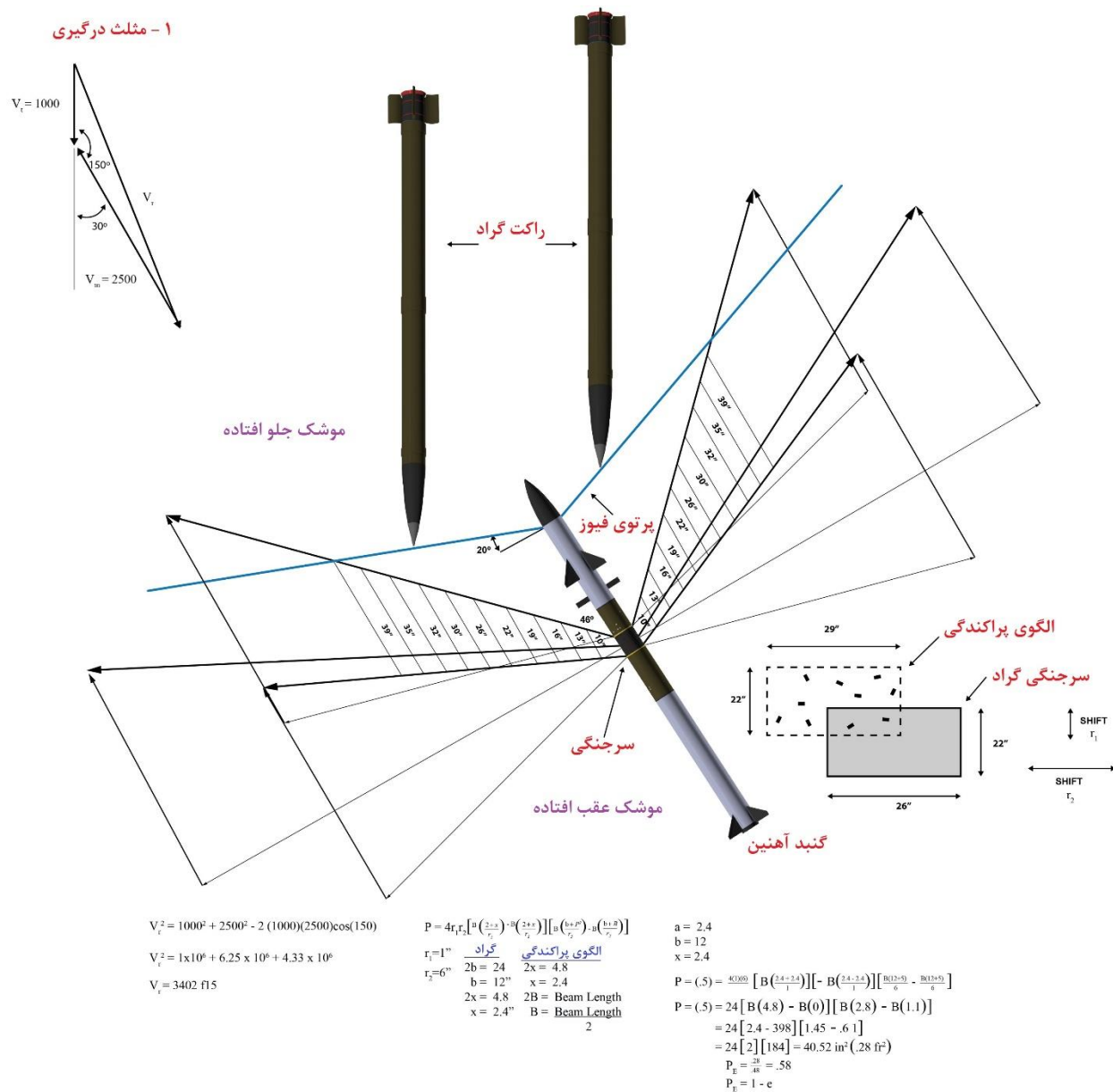
از اینرو، درگیری از روبرو نمی تواند تضمین کند که موشک رهگیر گنبد آهنین، سرجنگی راکت توپخانه ای را منهدم خواهد کرد.

شکل ۴ و شکل ۴-الف پیامدهای شکست در زمان بندی فیوز را نشان می دهد که تقریباً این شکست به طور قطعی در درگیری میان موشک رهگیر گنبد آهنین و راکت توپخانه ای، در تصاویر زمینی قابل مشاهده است. همانگونه که از بررسی شکل ۴ برمی آید، تخریب چشمگیری در ناحیه ای که راکت فرو افتاده، ایجاد شده است. تقریباً به طور قطعی می توان گفت که این تخریب ناشی از انفجار سرجنگی کوچک راکت است. شکل ۴-الف انتهای جلویی تغییر شکل یافته راکت را نشان می دهد که در آن، سوراخهایی در بدنه خالی و مصرف شده راکت مشاهده می شود که تقریباً بلافاصله پشت سرجنگی واقع شده است. از اینرو ممکن است این تصویر نمونه ای از چیزی باشد که به عنوان رهگیری موفق موشک گنبد آهنین از آن یاد می شود.

در این حالت، تقریباً با قطعیت می توان گفت که راکت توپخانه ای با یک موشک رهگیر گنبد آهنین درگیر شده که از سمت روبرو به راکت توپخانه ای نزدیک می شده است. متأسفانه، زمانبندی فرمانهای فیوز موشک، موجب شده تا ترکشهای سرجنگی گنبد آهنین منفجر شده، پس از عبور سرجنگی راکت توپخانه ای به بدنه راکت اصابت کند. تراکم نسبتاً اندک سوراخها در قسمت عقب بدنه راکت توپخانه ای، نشان می دهد که این رویارویی، با فاصله نسبتاً زیادی - احتمالاً در حد چند متر - رخ داده است.

این عکس نشان می دهد که حتی هنگامی که موشک رهگیر گنبد آهنین، در مسیر مناسب رویارویی از روبرو قرار دارد، هنوز هم ممکن است در انهدام سرچنگی راکت توپخانه ای با شکست مواجه شود.

شکل های ۵، ۶، ۷ و ۸ نمودارهایی با جزئیات بیشتر را نشان می دهد که عملکرد موشک رهگیر گنبد آهنین در درگیری از راستاهای گوناگون، چگونه خواهد بود. در این نمودارها، برخلاف نمودارهای شکل های ۱، ۲ و ۳، سرعت برحسب فوت بر ثانیه نشان داده شده است.



شکل ۵

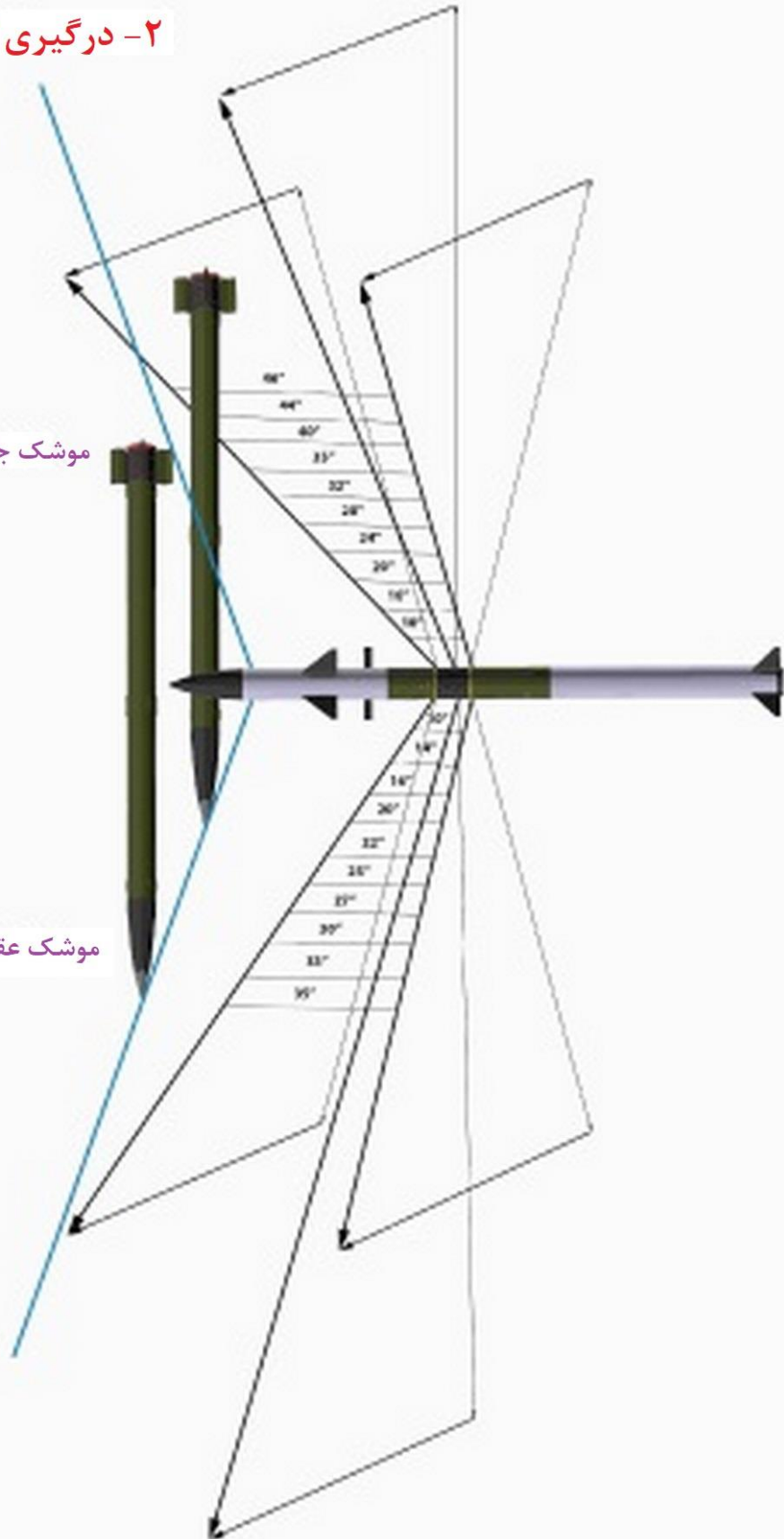
شکل ۵ یک درگیری تقریباً از راستای روبرو را نشان می دهد (مجددا تاکید می شود که همه بردارهای سرعت برحسب فوت بر ثانیه می باشند). بررسی دقیق هندسه درگیری، آشکار خواهد کرد که حتی اگر راستای درگیری از روبرو، مقدار اندکی منحرف شود، احتمال اصابت ترکشهای پراکنده شده از موشک رهگیر گنبد آهنین به سرجنگی راکت توپخانه ای، به طرز چشمگیری کاهش پیدا می کند. بنابراین این شکل نشان می دهد که هندسه درگیری از روبرو، نسبت به خطای اندک انحراف از روبرو، بسیار حساس است. این خطا ممکن است در اثر خطاهای سامانه کنترلی اصلی در هدایت و کنترل موشک رهگیر گنبد آهنین رخ دهد.

این نمودار خاص (شکل ۵)، نشان می دهد که چقدر مهم است که سامانه هدایت و کنترل اصلی موشک رهگیر، پیش از آنکه فرآیند آشیانه یابی واقعی علیه راکت توپخانه ای را آغاز کند، موشک را در موقعیت صحیح قرار دهد.

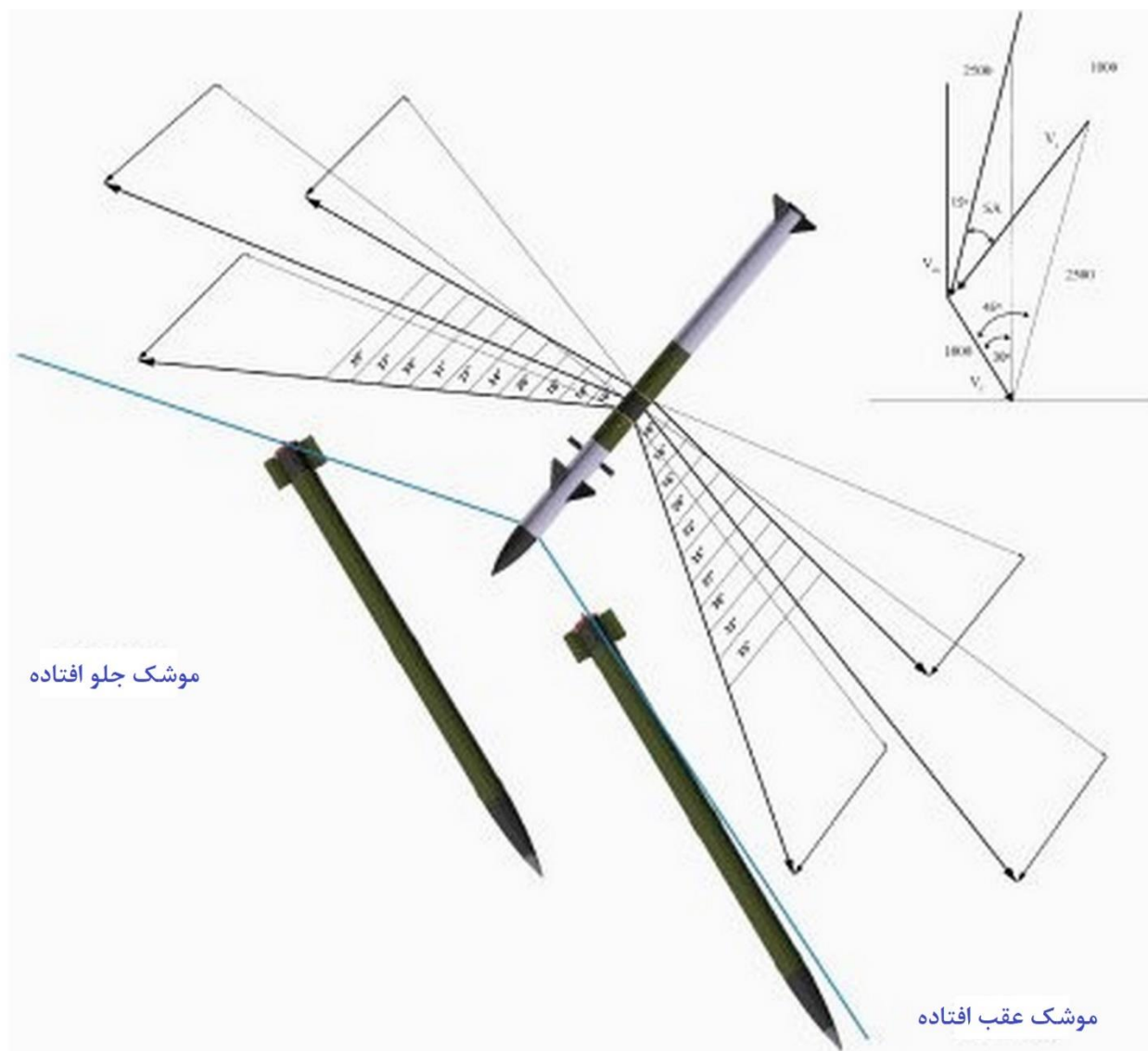
۲- درگیری از کنار

موشک جلو افتاده

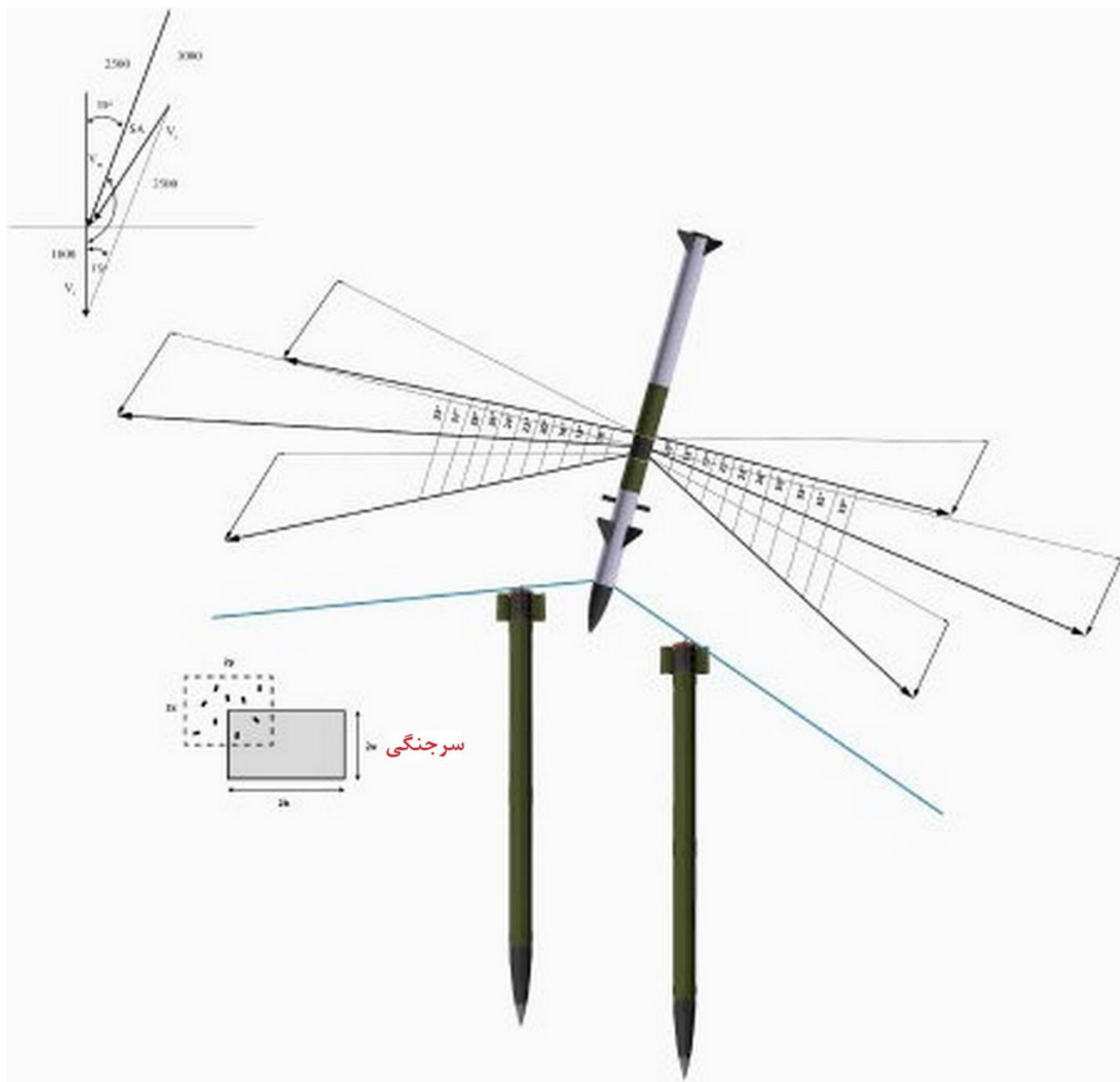
موشک عقب افتاده



شکل ۶



شکل ۷



شکل ۸

شکل‌های ۶، ۷ و ۸ نیز نمودارهای برداری جزئی را برای درگیرهای موشک رهگیر نشان می‌دهد که در آنها، نزدیک شدن موشک رهگیر به راکت توپخانه‌ای، از کنار یا از پشت می‌باشد. بررسی دقیق هندسه حس کردن فیوز و الگوی پراکندگی ترکشها از سرچنگی موشک رهگیر گنبد آهنین، نشان می‌دهد که دو مشکل بسیار جدی برای این گونه درگیرها وجود دارد.

نخست آنکه، اگر فیوز، راکت توپخانه‌ای را شناسایی کند، به هیچ وجه نمی‌تواند تشخیص دهد که سرچنگی این راکت در کجا واقع شده است. دوم آنکه، تقریباً به طور قطعی می‌توان گفت که اگر فیوز تصادفاً در زمانی منفجر شود که سرچنگی راکت ممکن است در الگوی پراکندگی ترکشهای سرچنگی گنبد آهنین واقع شود، فاصله میان سرچنگی گنبد آهنین و سرچنگی راکت توپخانه‌ای تقریباً در همه شرایط، بزرگ خواهد بود که منجر می‌شود تراکم بسیار اندکی از ترکشها در محل سرچنگی راکت توپخانه‌ای به

وجود آید. با توجه به این که تعداد بسیار اندکی از ترکشها توسط سرجنگی موشک گنبد آهنین می تواند پراکنده شود، این موضوع بدان معنی است که احتمال بسیار بالایی وجود دارد که هیچ ترکشی به سرجنگی راکت اصابت نکند.

آنچه که این موضوع را بسیار دشوارتر می کند آن است که اگر روبرویی با سرجنگی راکت، به جای از کنار، از روبرو یا از پشت صورت پذیرد، مساحت تصویر شده سرجنگی بسیار کوچک است. به علاوه، احتمال زیادی دارد که ترکشها با زاویه خراشیدن بسیار اندکی نسبت به راستای حرکت ترکش، به سطوح فلزی اصابت کنند. این موضوع سبب می شود تا ترکشها از روی پوسته فلزی کمانه کرده و تقریباً هیچ انرژی به هدف منتقل نکنند. از اینرو، تصاویر ۶، ۷ و ۸ نشان می دهد که برای همه کاربردهای عملی، احتمال آنکه موشک رهگیر گنبد آهنین بتواند سرجنگی راکت توپخانه ای را منهدم کند، اساساً برابر با صفر است.



شکل ۹ (نوامبر ۲۰۱۲)

داده ها درباره عملکرد گنبد آهنین در نوامبر ۲۰۱۲ و جولای ۲۰۱۴ چه چیزی را نشان می دهد؟

شکلهای ۹، ۱۰ و ۱۱ ردپاهایی را در آسمان نشان می دهد که بیانگر آن است که موشکهای رهگیر گنبد آهنین تلاش می کرده اند تا با راکتهای توپخانه ای از پشت یا کنار، درگیر شوند.

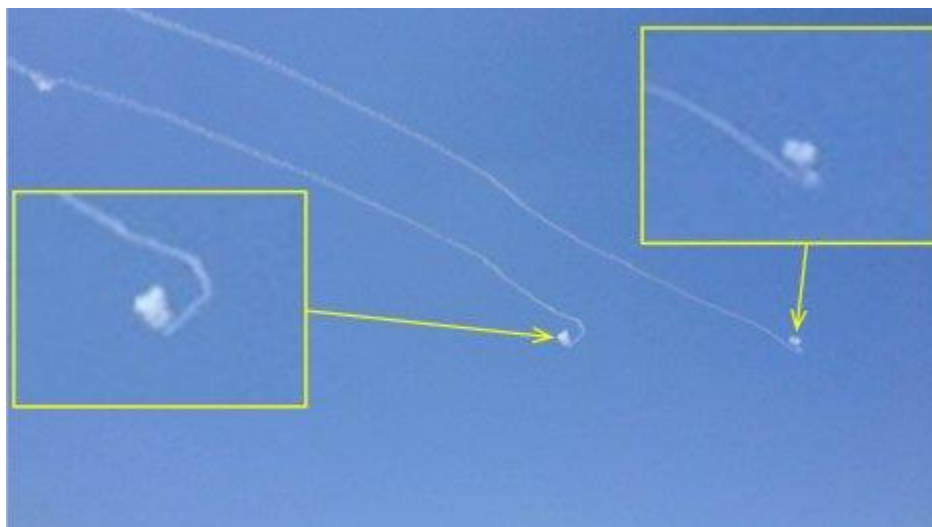


شکل ۱۰ (نوامبر ۲۰۱۲)



شکل ۱۱ (نوامبر ۲۰۱۲)

هندسه های درگیری به آسانی قابل شناسایی اند زیرا راکت های توپخانه ای با زوایای فراز بالا نسبت به زمین - شاید ۶۰ تا ۷۰ درجه نسبت به راستای عمود - در حال فروآمدن هستند. این زاویه فرود ناشی از نیروی پسای آیرودینامیک است که سرعت راکت توپخانه ای را کاهش داده و در نهایت موجب می شود تا در زاویه ای با شیب نسبتا بالا فرود آید.



شکل ۱۲ (۱۰ جولای ۲۰۱۴) (دو راکت در روز پنج شنبه بر فراز اسدروت رهگیری شد)



شکل ۱۳ (پنج شنبه ۸ جولای ۲۰۱۴)

شکل‌های ۱۲ و ۱۳ تصاویری را نشان می‌دهد که در جولای ۲۰۱۴ گرفته شده است. بنده تصاویری از نوامبر ۲۰۱۲ یافته ام که اشتباهاً از آنها به عنوان تصاویر جولای ۲۰۱۲ یاد شده است، از اینرو من هم اکنون در حال بررسی و صحت‌گذاری عکسهای جمع‌آوری شده هستم تا بازه زمانی تصویربرداری آنها را به دقت تعیین کنم. این دو عکس پس از بررسی مشخص شده است که مربوط به جولای ۲۰۱۴ است.

شکل ۱۴ برآوردی بسیار تقریبی مبتنی بر مشاهدات بنده در نوامبر ۲۰۱۲ را نشان می‌دهد، که در آن بنده مشاهده کردم که حداکثر ۱۰ تا ۲۰ درصد از ردپاهای موشک گنبد آهنین نمایانگر آن است که هندسه درگیری از نوع روبرو بوده است.

همانگونه که در حدس و برآورد عملکرد نشان داده شده، اگر فرض کنیم که هندسه درگیری و ۲۰ درصد از درگیریها از نوع روبرو بوده است، آنگاه برآورد کردم که احتمال انهدام سرجنگی اسکاد ممکن است بین ۰.۳ تا ۰.۶ باشد. از اینرو، اگر دیگر رویارویی ها مشخصا منجر به رهگیری با احتمال صفر شود، آنگاه نرخ رهگیری می تواند تقریبا برابر باشد با

$$0.2 * (0.3 \sim 0.6) = 0.06 \sim 0.12$$

این همان نرخ رهگیری است که به صورت انهدام سرجنگی راکت توپخانه ای تعریف می شود و بین ۶ تا ۱۲ درصد می باشد. طی بهترین برآوردهای من، کمتر از ۲۰ درصد از درگیریهایی که از داده ها توانستم استخراج کنم، واقعا از نوع روبرو بوده است، و هیچ گونه اطلاعی از فاصله واقعی خطا یا هندسه دقیق درگیری که ممکن است به ناموازی نزدیک باشد، ندارم. از اینرو، می توان گفت که عملکرد سامانه گنبد آهنین در رهگیری به نظر می رسد برابر با ۵ درصد یا کمتر باشد.

نمونه ای از این محاسبات در شکل ۱۴ نشان داده شده است.

برآورد تقریبی از توزیع هندسه های درگیرهای مشاهده شده

۲۰٪ از درگیرها از نوع روبرو بوده است.

۲۰٪ از درگیرها از نوع از کنار بوده است

۶۰٪ از درگیرها از نوع از پشت بوده است

برآوردی تقریبی از احتمال انهدام سرچنگی راکت برای هندسه های درگیری گوناگون

از روبرو: احتمال انهدام $0.3 \sim 0.6$

از کنار: احتمال انهدام $0 \sim 0.15$

از پشت: احتمال انهدام تقریباً صفر

حدس و برآورد نرخ موفقیت کل سامانه که به صورت انهدام سرچنگی تعریف می شود

$$0.2 * (0.3 \sim 0.6) + 0.2 * (0 \sim 0.15) + 0.6 * (0) = (0.06 \sim 0.12) + (0 \sim 0.03) + 0 = 0.06 \sim 0.15$$

گستره خروجی برای درگیری از پشت گستره خروجی برای درگیری از کنار گستره خروجی برای درگیری از روبرو

احتمال کمینه و بیشینه کمینه و بیشینه کمینه و بیشینه

احتمال انهدام احتمال انهدام احتمال انهدام

احتمال درگیری از پشت احتمال درگیری از کنار احتمال درگیری از روبرو

شکل ۱۴

چرا تلفات صهیونیستها از حملات راکتی اینقدر پایین است؟

در سال ۱۹۹۳ مقاله ای در نشریه نیچر منتشر شد که به بررسی منازعه درباره عملکرد سامانه پدافند ضد موشکی پاتریوت در جریان جنگ خلیج فارس در سال ۱۹۹۱ پرداخته است. در آن زمان، همین پرسشها مطرح بود - چرا تخریب موشکها اینقدر کم بود و این که چرا تلفات اینقدر پایین بود؟ (اکنون همه گزارشها نشان می دهد که تنها یک نفر در اثر حملات مستقیم موشکهای اسکاد کشته شده است. این مورد نیز در اثر شیرجه موشک پاتریوت به زمین رخ داده که تلاش می کرده یک موشک اسکاد را رهگیری کند).

در مورد حملات موشکهای اسکاد، تعداد بسیار کمتری موشک (شاید در حدود ۴۰ فروند) به سمت مناطق اشغالی رژیم صهیونیستی پرتاب شد، اما سرچنگهای این موشکها بسیار بزرگتر بودند - حدود ۵۰۰ پوند. به هر حال، بسیاری از سرچنگهای موشکهای اسکاد در فضاهای باز فروافتاد، که آسیب نسبتاً اندکی ایجاد کرد. در مواردی که سرچنگها در نزدیکی ساختمانها فروافتاده بود نیز، معیارهای پدافند مدنی مانع از اعمال آسیب شدید در اثر اصابت موشک اسکاد شده بود.

شکلهای ۱۵، ۱۶، و ۱۷ آسیبهای ناشی از حملات راکتی به مناطق اشغالی رژیم صهیونیستی را در نوامبر ۲۰۱۲ و جولای ۲۰۱۴ نشان می دهد. با بررسی این تصاویر می توان دریافت که حتی در مواردی که راکتها به ساختمانها اصابت کرده اند، آسیبها بسیار موضعی هستند. این بدان معنی نیست که نفراتی که در ناحیه حملات راکتی قرار گرفته بودند اگر در نزدیکی محل اصابت راکت بودند کشته یا زخمی نمی شدند، بلکه بدان معنی است که سرجنگیها از اندازه کافی برای ایجاد تلفات یا مرگ و میر برای کسانی که درون پناهگاه ها قرار داشتند، برخوردار نبودند.



شکل ۱۵



شکل ۱۶ (راکتی در نزدیکی یک جاده در شورای منطقه ای اسدوت نیگو منفجر شده است که منجر به آسیب زدن به جاده شده، ولی تلفاتی نداشته است، جولای ۲۰۱۴)



شکل ۱۷ سقف یک گاوداری که مورد حمله راکتی واقع شده است. گنبد آهنین یک راکت شلیک شده به منطقه جنوبی شهر نیتوت، و همچنین در ناحیه غزه را رهگیری کرده است. در منطقه آشدود، طبق گفته اهالی، در یک گاوداری محلی، ۱۰ راس گاو کشته شدند و تعداد بیشتری نیز زخمی شدند.

در مقابل، شکل‌های ۱۸ و ۱۹ نتایج حملات بمباران جنگنده‌های رژیم صهیونیستی در غزه را در جولای ۲۰۱۴ نشان می‌دهد. قدرت دقیق بمبها نامعین است، اما به نظر می‌رسد که در محدوده ۱۰۰۰ تا ۲۰۰۰ پوندی قرار دارند. در این موارد، تلاشها برای نجات مردم غزه از طریق رفتن به پناهگاه‌ها با شکست مواجه خواهد شد، زیرا سنگرها و پناهگاه‌های اندکی می‌توانند در برابر چنین بمب‌هایی آسیب ناپذیر باشند.



شکل ۱۸



شکل ۱۹

از اینرو، این تحلیل مجدداً نشان می‌دهد که اندازه کوچک سرجنگیهای راکتهای توپخانه‌ای و توانایی برای هشدار سریع به افراد نسبت به فرود این سرجنگیهای کوچک، یک قابلیت پدافندی بسیار موثری است که اثربخشی آن به مراتب بیشتر از گنبد آهنین است.

تئودور پوستول، استاد علوم، فناوری، و سیاست امنیت ملی در برنامه علم، فناوری، و جامعه در دانشگاه MIT است.

منبع:

<https://www.technologyreview.com/2014/07/15/172055/an-explanation-of-the-evidence-of-weaknesses-in-the-iron-dome-defense-system/>

مشخصات بمبهای هدایت شونده

مهمات سُرْخورنده کوچک – GBU-69/B



جدول ۱ مشخصات مهمات سُر خورنده کوچک – GBU-69/B

ردیف	مشخصه	مقدار
۱	طول	۴۲ اینچ (۱۰۶۷ میلیمتر)
۲	قطر	۴.۵ اینچ (۱۱۴ میلیمتر)
۳	فاصله دو انتهای بالها	۲۸ اینچ (۷۱۱ میلیمتر)
۴	وزن	۶۰ پوند (۲۷ کیلوگرم)
۵	وزن سر جنگی	۳۶ پوند (۱۶ کیلوگرم)
۶	نوع سلاح	دورزن
۷	هدایت	لیزری نیمه فعال
۸	پایدار سازی	سه بالک مشبک تاشو

مهمات سُر خورنده کوچک (SGM) یک سلاح هدایت شونده نقطه زن دورزن با قابلیت پیشرفته (SOPGM) است که می تواند بر روی هواپیماهای AC-130 یا پهپادها حمل شود. این سلاح در پاسخ به نیاز خاص مشتری تولید شده تا شکاف موجود در توانمندیهای تسلیحات کنونی را پر کند. این سلاح دارای قابلیت شلیک در همه آزمونتها است، در حالی که بال باز شونده آن بُرد دورزنی چشمگیری را فراهم می کند. این سلاح می تواند در تسلیحات پرتاب شونده از قبضه به کار گرفته شود.

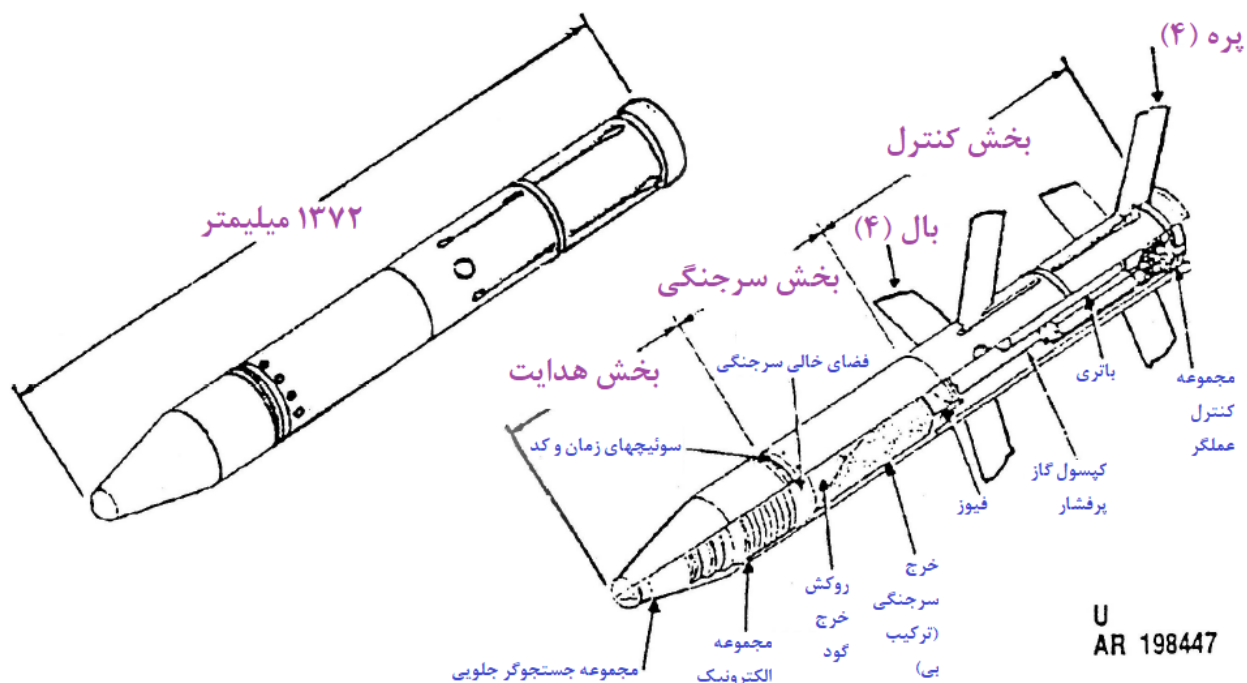
گلوله خمپاره ۱۲۰ میلیمتری هدایت شونده نقطه زن



جدول ۲ مشخصات گلوله خمپاره شرکت سامانه های البیت

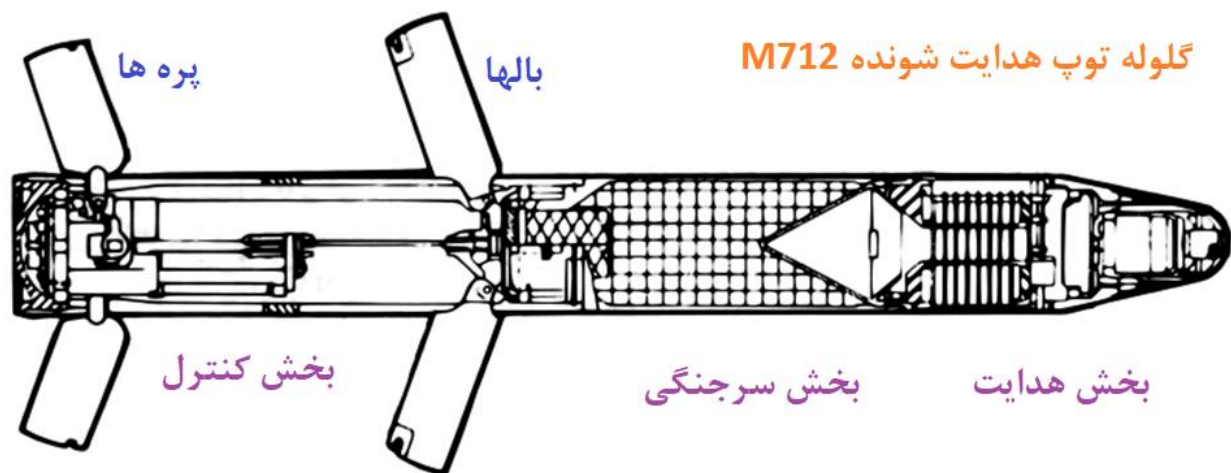
ردیف	مشخصه	مقدار
۱	طول	۹۵۰ میلیمتر
۲	قطر	۱۲۰ میلیمتر
۳	برد	تا ۱۴ کیلومتر
۴	وزن	۱۴ کیلوگرم
۵	وزن ماده منفجره	۲.۲ کیلوگرم
۶	نوع سرجنگی	نفوذی، انفجاری، ترکشی
۷	هدایت	GPS/INS، لیزری نیمه فعال
۸	نوع فیوز	سه حالتی قابل انتخاب اصابتی، تاخیری، مجاورتی
۹	دقت (CEP)	لیزری (۱ متر)، GPS/INS (۱۰ متر)
۱۰	وزن سرجنگی	۱۰.۸ کیلوگرم

گلوله توپ هدایت شونده M712

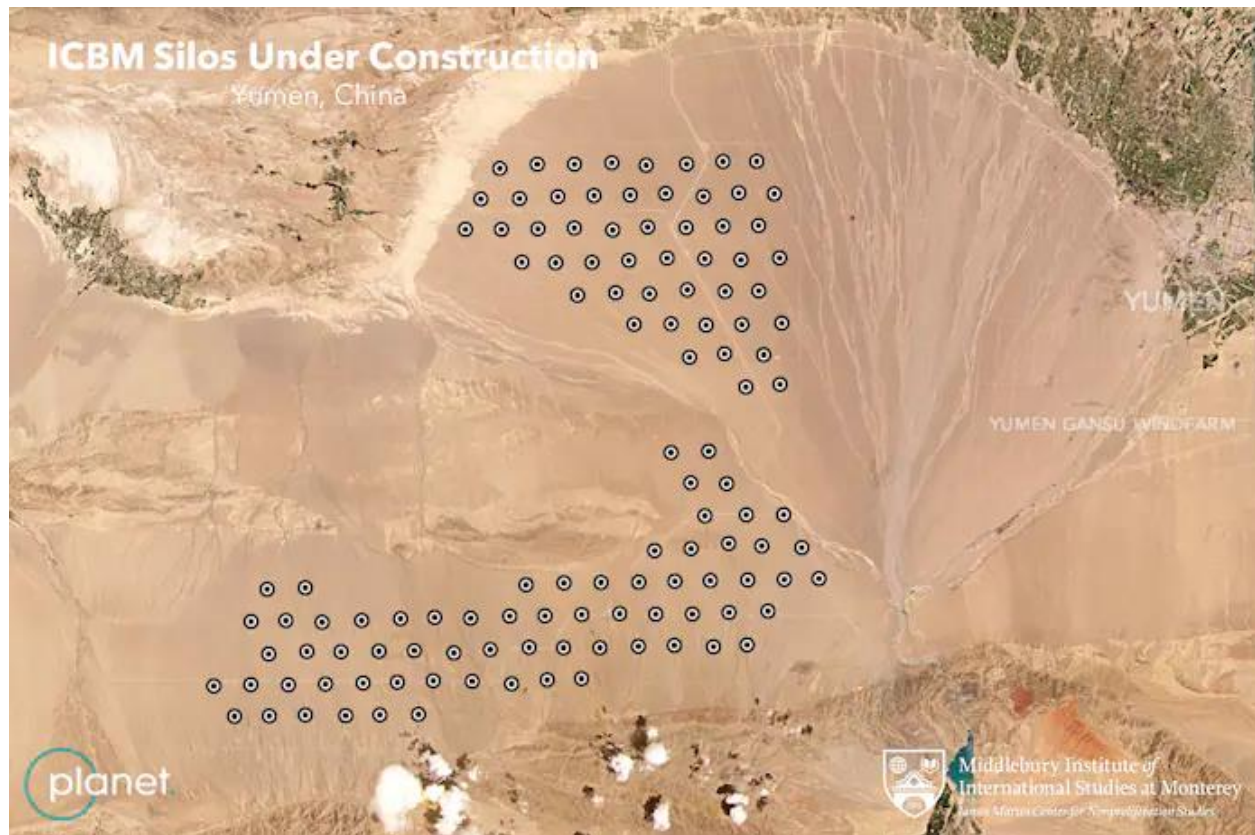


جدول ۲ مشخصات گلوله توپ هدایت شونده M712

ردیف	مشخصه	مقدار
۱	طول	۵۴ اینچ (۱۳۷۲ میلیمتر)
۲	قطر	۱۵۵ میلیمتر
۳	وزن	۶۳ کیلوگرم
۴	وزن ماده منفجره	۶.۷ کیلوگرم خراج انفجاری ترکیب B
۵	نوع سر جنگی	خرچ گود، انفجاری، ترکیبی
۶	نوع هدایت	لیزری
۷	نوع اهداف	اهداف زرهی متحرک و ثابت
۸	فیوز	دوگانه با دو چاشنی مستقل



تحلیلگران می گویند، چین در حال ساخت بیش از یکصد سیلوی جدید موشکی در بیابان غربی این کشور است.



پژوهشگران با استفاده از تصاویر ماهواره های تجاری مربوط به ۱۱۹ سایت ساخت و ساز، می گویند که چین در حال ساخت سیلو برای موشکهای بالستیک قاره پیماست. این تصویر برای نشان داده موقعیتهای سایت، یادداشت نویسی شده است. نوشته: جابی واریک

۳۰ ژوئن ۲۰۲۱ ساعت ۱۱:۵۵ شب.

چین در بیابانی در نزدیکی شهر شمال غربی یومن، ساخت و سازهایی را شروع کرده که کارشناسان مستقل می گویند که مربوط به بیش از ۱۰۰ سیلوی جدید برای موشکهای بالستیک قاره پیماست، ساخت و سازهایی که می تواند نشان دهنده گسترش چشمگیر توانمندیهای هسته ای پکن باشد.

تصاویر ماهواره های تجاری که توسط پژوهشگران در مرکز جیمز مارتین برای مطالعات منع گسترش در مونتری کالیفرنیا، به دست آمده، نشان می دهد که کار ساخت و ساز در علامتهایی از سایتها در شبکه ای که صدها مایل مربع از عوارض بیابانی در استان گانسوی چین را پوشانده است، در حال انجام است. تعداد ۱۱۹ سایت ساخت و ساز تقریباً مشابه که حاوی ویژگیهایی است که همانند سایتهایی است که در تاسیسات پرتاب موجود برای موشکهای بالستیک مسلح به کلاهکهای هسته ای چین وجود دارد. دستیابی به بیش از یکصد سیلوی موشکی جدید، پس از تکمیل شدن، نمایانگر یک جهش تاریخی برای چین است، کشوری که تصور می شود تعداد ۲۵۰ تا ۳۵۰ سلاح هسته ای داشته باشد. تعداد واقعی موشکهای جدید که برای این سیلوها در نظر گرفته شده نامشخص است، اما می تواند بسیار کمتر باشد. چین در گذشته نیز از سیلوهایی فریب بهره گرفته است. در جریان جنگ سرد، ایالات متحده

طرحی را برای جابجایی موشکهای قاره پیمای خود در شبکه ای از سیلوها توسعه داد تا یک نوع بازی پنهان کاری را اجرا کند، به این ترتیب مطمئن شود که طرحریزان جنگ شوروی سابق هرگز نتوانند بدانند که در هر زمان، موشکها کجا پنهان شده اند. گسترش سریع فعالیتهای ساخت و ساز، نشان می دهد که چین برای تقویت بازدارندگی هسته ای خود، به تلاش گسترده ای دست زده است. این موضوع توسط جفری لویس، کارشناس تسلیحات هسته ای چین بیان شده است. او بخشی از گروهی است که سایتهای مشکوک را مورد تحلیل و بررسی قرار داده اند. نخستین بار این عکسها توسط همکارش، دیگر اِوِلت شناسایی شد که این تصاویر را از ماهواره های تجاری بر روی شمال غرب چین دریافت کرده است. لویس مقیاس ساخت و سازهای انجام شده را «باورنکردنی» توصیف کرده است.

لویس، مدیر برنامه منع گسترش شرق آسیا در مرکز مطالعات منع گسترش، بخشی از موسسه مطالعات بین الملل میدلبری، در جمع بندی یافته هایش که برای واشنگتن پست فراهم شده، گفت: «اگر سیلوهایی در دست ساخت در دیگر سایتهای سرتاسر چین نیز به حساب آورده شود، در مجموع حدود ۱۴۵ سیلو در دست ساخت قرار دارد. ما تصور می کنیم که چین، به عنوان بخشی از نگهداشت بازدارندگی خود، در حال گسترش نیروهای هسته ای خویش است تا بتواند در برابر حمله نخست آمریکا دوام آورده و پدافندهای موشکی آمریکا را با شکست مواجه کند».

کشف این سیلوها، هشدارهای اخیر مقامات پنتاگون درباره پیشرفتهای سریع در توانمندی هسته ای چین را به همراه داشته است. دریادار چارلز ریچارد، فرمانده نیروهای هسته ای ایالات متحده آمریکا، در یک سخنرانی در کنگره در آوریل گفت که «توسعه نفسگیری» در تسلیحات هسته ای چین در حال وقوع است، که شامل افزایش زرادخانه موشکهای بالستیک قاره پیمای و سکوهایی پرتاب موشکی متحرک جدید که به آسانی می توانند از دید ماهواره ها پنهان شوند. به علاوه، نیروی دریایی چین، زیردریایی های با توانایی حمل تسلیحات هسته ای جدیدی را در ناوگان رو به گسترش خود، معرفی کرده است.



عکس ماهواره ای که روز دوشنبه بر فراز شمال غرب چین گرفته شده چیزی را نشان می دهد که به عقیده کارشناسان، یک سایت ساخت و ساز برای یک سیلوی جدید مربوط به موشک بالستیک قاره پیمای مسلح به کلاهک هسته ای است. این سایت ساخت و ساز زیر یک پوشش ۲۳۰ فوتی (۷۰ متری) قرار گرفته، که یک فعالیت پنهان کاری متداول مشاهده شده برای دیگر سایتهای موشکی چینی است. (وبگاه Planet / مرکز مطالعات منع گسترش تسلیحات هسته ای)

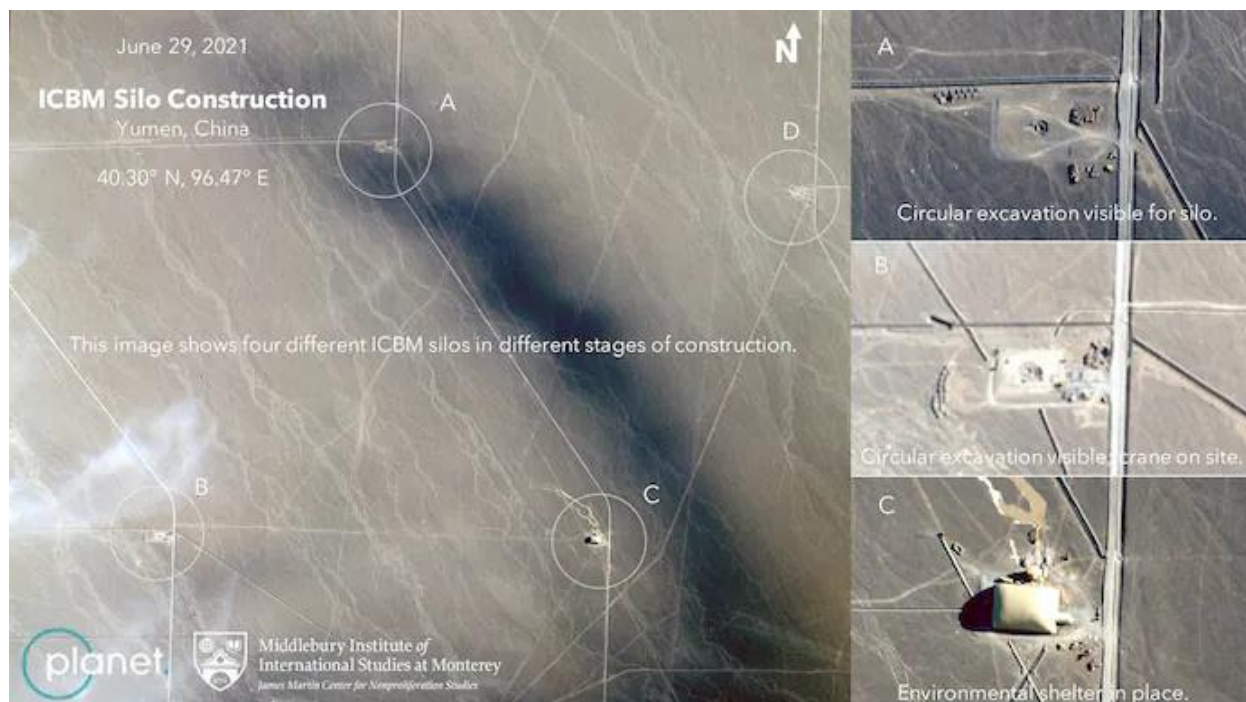
پروژه ساخت سیلوی گزارش شده، می تواند ابزار دیگری برای پنهان کاری تسلیحات هسته ای چین فراهم کند. سایت های ساخت و ساز، نشان داده شده در تصاویر ماهواره ای، در دو آرایه وسیع، بخش هایی از دشت بیابانی گسترده شده از غرب به جنوب غرب یومن (شهری با جمعیت ۱۷۰ هزار نفر در کنار جاده باستانی ابریشم چین) را دربر گرفته است. هر سایت از سایت های مجاور خود حدود دو مایل فاصله دارد، و سایت های زیادی با استفاده از پوشش گنبدی-شکل، پنهان شده اند، کاری که در سایت های ساخت و ساز شناخته شده برای سیلوهای موشکی در دیگر بخش های چین انجام شده است. در سایت هایی که این گنبد وجود ندارد، پرسنل ساخت و ساز را می توان مشاهده کرد که در حال حفاری حفره ای دایره ای شکل در کف بیابان هستند. یک سایت ساختمانی دیگر نیز به نظر می رسد که مرکز کنترل نیم-ساخته باشد.

لویس می گوید که این سیلوه ها احتمالاً برای موشک های بالستیک قاره پیمای چینی که به نام DF-41 شناخته می شوند، ساخته شده اند که این موشک ها می توانند کلاهک های چندگانه را حمل کرده و به اهدافی به فاصله ۹۳۰۰ مایلی (۱۵ هزار کیلومتری) برسند، که سرزمین های اصلی ایالات متحده در تیررس آنها قرار دارد. لویس می افزاید که کار اصلی حفاری در این سایت ها در اوایل امسال آغاز شده است، اگرچه آماده سازی های مربوط به آن احتمالاً ماه ها پیش در دست انجام بوده است. رایانامه ها و فاکسهایی که برای دریافت توضیحات مربوط به این موضوع، به وزارت امور خارجه چین در پکن و سفارت چین در واشنگتن ارسال شده، بی پاسخ مانده است.

یک سخنگوی وزارت دفاع از آرایه توضیح درباره تصاویر ماهواره ای یا بحث درباره ارزیابی های جاسوسی ایالات متحده درباره برنامه هسته ای چین، خودداری کرد. اما سخنگو، جان ساپل، اشاره کرد که گزارش ها و تحلیل های پنتاگون، بیشتر افزایش نگرانی ها درباره گسترش سیلوهای موشکی چین را نشان داده است. ساپل می گوید: «رهبران وزارت دفاع درباره توانمندی های هسته ای رو به رشد چین که انتظار داریم طی دهه آینده دو برابر یا حتی بیشتر شود، بیشتر صحبت کرده و به صورت عمومی مطالبی را بیان کرده اند».

سیلوهای موشکی توسط تحلیلگران آموزش دیده، به آسانی موقعیت یابی شده اند، و در ساعات نخستین جنگ هسته ای، در برابر موشک های هدایت شونده نقطه زن، آسیب پذیر بوده و می توانند منهدم شوند. به همین دلایل، لویس می گوید که پروژه ساخت سیلو، بخشی از راهبرد بازدارندگی توسعه یافته کشوری است که زرادخانه هسته ای آن، در مقایسه با زرادخانه های هسته ای ایالات متحده آمریکا و روسیه، که در مجموع حاوی بیش از ۱۱ هزار کلاهک هسته ای هستند، یک کوتوله به شمار می رود. چین به جای درگیر شده در یک مسابقه تسلیحاتی گرانیقیمت با واشنگتن و مسکو، به طور سنتی به دکتربین «بازدارندگی محدود» پرداخته است که در آن به یک زرادخانه هسته ای نسبتاً کوچک، ولی مقاوم اولویت داده شده که توانمندی پکن برای تلافی جویی در برابر هرگونه حمله خصمانه را تضمین می کند.

البته، در سال های اخیر مقامات چینی از این که بازدارندگی هسته ای کشورشان در حال رنگ باختن است، انتقاد کرده اند، زیرا پروژه های مدرن سازی هسته ای در کشورهای روسیه و ایالات متحده آمریکا، پیشنهاد شده یا در حال اجرا است. پکن در برابر درخواست های پیوستن به گفتگوهای جدید کنترل تسلیحات، مقاومت کرده است، زیرا نگران است که محدودیتهای جدید موجب شود تا جایگاه رتبه سوم خود از منظر قدرت هسته ای را در مقایسه با واشنگتن و مسکو، برای همیشه از دست بدهد.



تصاویر ماهواره های تجاری که سایت های ساخت و سازی که به نظر می رسد برای سیلوهای موشکی در چین باشد را نشان می دهد (وبگاه Planet / مرکز مطالعات منع گسترش تسلیحات هسته ای)

تصاویر پروژه ساخت و ساز گانسو که توسط لوئیس و اولت از شرکت تصاویر ماهواره ای تجاری پلانت گرفته شده، جریان پیوسته ای از تصاویر به روز شده را فراهم کرده که پیشرفت کار ساخت و ساز نسبت به زمان را نشان می دهد. بر مبنای این تحلیل، لوئیس می گوید «فرض خوشبینانه آن است که چین در حال بازی پنهان کاری است» که تعداد نسبتاً اندک کلاهک های هسته ای خود را در شبکه ای سیلوهای پنهان کرده است. البته او می افزاید که آشکار شدن ناگهانی تعداد زیادی از سایت های پرتاب جدید می تواند فشار بر مقامات ایالات متحده برای سرعت بخشیدن به تلاشها برای مدرن سازی زرادخانه هسته ای خود را افزایش دهد.

لوئیس می گوید «ما داریم به سمت یک مسابقه تسلیحاتی کشیده می شویم که محرک آن عمدتاً سرمایه گذاریهای ایالات متحده آمریکا و پدافندهای موشکی این کشور است». پنتاگون اعلام کرده که طی دو دهه آینده طرحهایی برای به روز کردن وسیع تسلیحات هسته ای آمریکایی و سامانه های حمل آنها را در دست اقدام خواهد داشت، که شامل موشک کروز هواپایه جدید و دست کم دو نوع کلاهک جدید می باشد. در ماه فوریه، وزیر امور خارجه، آنتونی بلینکن، در یک سخنرانی قول داد که دولت بایدن، «کنترل تسلیحات برای کاهش خطرات ناشی از زرادخانه هسته ای جدید و رو به رشد چین را پیگیری خواهد کرد». او توضیح نداد که چگونه این هدف دست یافته خواهد شد، اما گفت که دولت «کنترل موثر تسلیحات که بتواند پایداری، شفافیت و پیش بینی پذیری را بهبود داد، دنبال خواهد کرد تا خطر مسابقات تسلیحاتی هزینه بر و خطرناک را کاهش دهد.»

منبع:

https://www.washingtonpost.com/national-security/china-nuclear-missile-silos/2021/06/30/0fa8debc-d9c2-11eb-bb9e-70fda8c37057_story.html

تسلیمات سُرخورنده آبرصوتی

چکیده

ایالات متحده آمریکا، روسیه و چین در حال توسعه سرچنگیهای سُرخورنده آبرصوتی هستند. مدل ساده ای برای مسیر پروازی آنها توسعه داده شده است، با فرض اینکه، سرچنگی هنگام گذار به سرخوردن تعادلی، نوسان نمی کند. این مدل برای تحلیل داده های آزمونهای پروازی سرچنگی فناوری آبرصوتی-۲ مربوط به وزارت دفاع آمریکا به کار رفته است. نسبت برآ به پسای این سُرخورنده، یک پارامتر عملکردی کلیدی - برابر با ۲.۶ برآورد شده است. این مدل برای محاسبه زمان هشدار تاکتیکی که یک حمله سُرخورنده می تواند به دشمن ارایه کند، نیز به کار گرفته شده است. دیگر جنبه های اثربخشی نظامی سرچنگیهای سُرخورنده نیز مورد کاوش قرار گرفته است. محاسبات تقریبی نشان می دهد که در مقایسه با تسلیحات غیرهسته ای موجود، سرچنگیهای سُرخورنده می تواند تا عمق بیشتری نفوذ کند، اما در انهدام سیلوها، اثربخشی کمتری دارد. فاصله ای که در آن یک کلاهک سُرخورنده مسلح به سرچنگی پراکنده کننده ذرات می تواند یک موشک متحرک را نابود کند نیز محاسبه شده است؛ انتظار می رود که این فاصله به نحو چشمگیری بزرگتر از فاصله مربوط به یک سرچنگی انفجاری باشد.

مقدمه

سرچنگیهای سُرخورنده آبرصوتی، هشتاد سال پس از ارایه ایده آنها، هم اکنون در حال محقق شدن هستند. ایده بهره گیری از یک موشک برای پرتاب یک بازآی با قابلیت سرخوردن در سرعتهای آبرصوتی (سرعت بیش از پنج برابر سرعت صوت) تا فواصل طولانی تر، به دهه ۱۹۳۰ برمی گردد، هنگامی که این موضوع توسط مهندس هوافضای اتریشی، اوگن سانگر پیشنهاد شد [۱]. توسعه های رخ داده در حوزه موشکی پس از جنگ جهانی دوم، ایالات متحده را در اواخر دهه ۱۹۵۰ و اوایل دهه ۱۹۶۰، تحریک کرد که این ایده را واکاوی کند، که اوج آن در پروژه ای کوتاه - اما به خوبی سرمایه گذاری شده - برای توسعه دینا-سور (بلند-پرواز پویا)، که یک سُرخورنده قاره پیمای سرنشین دار بود، شکل گرفت.

متعاقباً در دهه های ۱۹۷۰ و ۱۹۸۰، ایالات متحده با پژوهش بر روی سرچنگیهای مانورپذیر واقع بینانه تر با قابلیت سرخوردن برای مسافتهای چند صد کیلومتر، به جای چند هزار کیلومتر، این مفهوم را دوباره احیا کرد [۲]. تلاش کنونی آمریکایی ها برای توسعه تسلیحات سُرخورنده به سال ۲۰۰۳ برمی گردد، هنگامی که دولت جرج دبلیو. بوش، برنامه ای را آغاز کرده که به نام «حمله جهانی بی درنگ متعارف (CPGS)» شناخته شد و برای توسعه تسلیحات پرسرعت، برد بلند و غیر هسته ای به کار می رفت [۳]. ایالات متحده تاکنون دو سُرخورنده را آزمایش کرده است: سرچنگی فناوری آبرصوتی-۲ (HTV-2) و سرچنگی آبرصوتی پیشرفته (AHW). سرچنگی HTV-2 که برای برد ۱۷ هزار کیلومتری طرح ریزی شده بود، در آوریل ۲۰۱۰ و آگوست ۲۰۱۱ مورد آزمایش قرار گرفت. هر دو آزمایش در مراحل اولیه، مختومه شد و این پروژه، هم اکنون به طور کامل لغو شده است. در عوض، تلاشهای کنونی ایالات متحده، بر روی سرچنگی AHW معطوف شده است. مطابق با مطالعه سال ۲۰۰۸ توسط شورای پژوهش ملی از دانشکده های ملی آمریکا، سرچنگی AHW می توانست بردی برابر با حدود ۸ هزار کیلومتر داشته باشد، و از اینرو با دقت بیشتری می توان آن را به عنوان سلاح حمله جهانی بی درنگ متعارف، در نظر گرفت [۴]. سرچنگی AHW در نوامبر ۲۰۱۱ به نحو موفقیت آمیزی مورد آزمایش قرار گرفت. آزمون دوم در آگوست ۲۰۱۴، به دلیل مشکلات در فاز فعال، با شکست مواجه شد [۵].

اخیراً مشخص شده که ایالات متحده تنها کشوری نیست که به سرچنگیهای سُرخورنده علاقمند شده است. در ژانویه ۲۰۱۴، پکن، یک سامانه سُرخورنده را برای نخستین بار مورد آزمایش قرار داد [۶]. آزمایش دوم، در آگوست ۲۰۱۴، برای برد طرح ریزی شده ۱۷۵۰ کیلومتر، به نظر می رسد که به دلیل وقوع اشکال در فاز فعال، با شکست مواجه شده باشد [۷]. شواهدی وجود دارد که برخلاف ایالات متحده، هدف چین، حمل تسلیحات هسته ای است - اگرچه مقیاس کلی و محدوده کاربرد برنامه توسعه ای چین، تا حد زیادی مبهم باقی مانده است [۸].

مقامات ارشد روسی نیز به طور آشکار، علاقمندی در توسعه یک معادل برای حمله جهانی بی درنگ متعارف را ابراز کرده اند، اگرچه هیچ کس به روشنی نگفته که روسیه هم اکنون در حال انجام چنین کاری است [۹]. در عین حال، پاول پادویگ، یک ناظر مشهور در خصوص نیروهای راهبردی روسی، شواهد مفصلی را ارائه کرده که روسیه هم اکنون مشغول برنامه ای برای آزمایش پروازی سرچنگی مانورپذیر آبرصوتی است [۱۰]. این کار به مدت بیش از یک دهه ادامه داشته است، که احتمالاً به منظور توسعه یک سرچنگی بازآی مسلح به تسلیحات هسته ای با قابلیت نفوذ در پدافندهای موشکهای بالستیک گسترده شده آمریکایی است؛ اما این که آیا این برنامه هم اکنون برای توسعه سامانه سُرخورنده مسلح به تسلیحات متعارف، به کار رفته باشد، نامشخص است. در حالی که تضمینی برای به کارگیری مفهوم خاصی از سرچنگی سُرخورنده وجود ندارد، روند کلی آن، شفاف است: یک تجدید علاقمندی به این فناوری وجود دارد، و متعاقباً، احتمال زیادی از عملیاتی شدن آن در یک یا دو دهه آینده وجود دارد.

برای کمک کردن به درک تأثیرات این روند، این مقاله تلاش می کند تا (۱) چهارچوب ریاضی ساده ای برای مدلسازی سرچنگیهای سُرخورنده، توسعه دهد؛ (۲) مشخصات سامانه های پیشرو در این زمینه را بررسی و تجزیه و تحلیل کند؛ و (۳) بررسی اثربخشی نظامی آنها را آغاز کند. بخش نخست (فیزیک سُرخورنده) یک مدل ساده برای سرچنگیهای سُرخورنده ارائه می کند، که ساده ترین مدل ریاضی ممکن برای بررسی رفتارهای اساسی این سرچنگیها محسوب می شود. سپس این مدل برای تحلیل آزمایشهای پروازی HTV-2 به کار رفته است. در این مقاله، سرچنگی HTV-2، با وجود آنکه ملغی شده است، به نحو گسترده ای مورد مطالعه قرار گرفته است، زیرا تنها سُرخورنده ای است که حجم قابل توجهی از داده های فنی درباره آن منتشر شده است. به علاوه، به نظر می رسد که این سرچنگی، نمایانگر آخرین دستاوردهای پژوهشی باشد، و از اینرو می تواند شاخصی از آنچه که «نهایت» قابلیت هایی که می تواند توسعه داده شود، باشد. تحلیل سرچنگی HTV-2 در حالت کلی برخی از جنبه های فنی مربوط به سرچنگیهای سُرخورنده را برجسته می کند. بخشهای پایانی این مقاله، که مبتنی بر نگاهی است که از تحلیل سرچنگی HTV-2 به دست می آید، برای برآورد مقدار زمان هشدار که کشور هدف گیری شده در حمله سُرخورنده می تواند داشته باشد به کار می رود و نیز برای بررسی قابلیت تسلیحات سُرخورنده برای انهدام سخت و عمیق، و نیز موشکهای متحرک پراکنده، مورد استفاده قرار می گیرد.

فیزیک سرچنگیهای سُرخورنده

مرور کلی

یک سُرخورنده در حال حرکت در جو، نیروی برآی L و نیروی پسای D را تجربه می کند. همچنان که این نیروی پسا، انرژی درونی سُرخورنده که مجموعی از هر دو مولفه جنبشی و پتانسیل گرانشی است را تلف می کند، سرعت و ارتفاع سُرخورنده کاهش می یابد. مسافتی که سُرخورنده می تواند بر فراز آن پرواز کند به نسبت L/D که همان نسبت برآ به پسای آن است، بستگی دارد. نوعاً مقادیر L/D به سرعت سرخوردن، v ، بستگی دارد، که به صورت متداول، برحسب عدد ماخ، M ، بیان می شود، عدد ماخ نیز به صورت نسبت سرعت سرچنگی به سرعت صوت تعریف می شود [۱۱].

هواپیماهای فروصوتی، که برای ماخهای کمتر از یک هستند، عموماً نسبت برآ به پسای بین ۱۴ تا ۱۷ را دارند [۱۲]. در ارتفاعات معمول برای سرخوردن، این هواپیماها انرژی درونی کافی که عمده آن انرژی پتانسیل گرانشی است، برای سرخوردن به مسافت حداکثر چند صد کیلومتر را دارند. در مقابل، هنگامی که $2gh \gg v^2$ باشد، که در آن g شتاب گرانش و h ارتفاع است، مولفه جنبشی انرژی درونی سُرخورنده چشمگیر است و بسیار بیشتر از انرژی جنبشی سُرخورنده فروصوتی می باشد، که موجب سرخوردن بیشتر سُرخورنده می شود. همانگونه که در پیوست الف (ارایه شده در انتهای مقاله) اثبات شده است، در این رژیم آیرودینامیک، که نوعاً هنگامی که $M \gtrsim 5$ باشد (وابسته به ارتفاع) رخ می دهد، برد سُرخورنده، l_{glide} ، از این رابطه به دست می آید:

$l_{glide} = \frac{r_e L}{2 D} \ln \left(\frac{1}{1 - (v_i/v_e)^2} \right)$	(۱)
--	-----

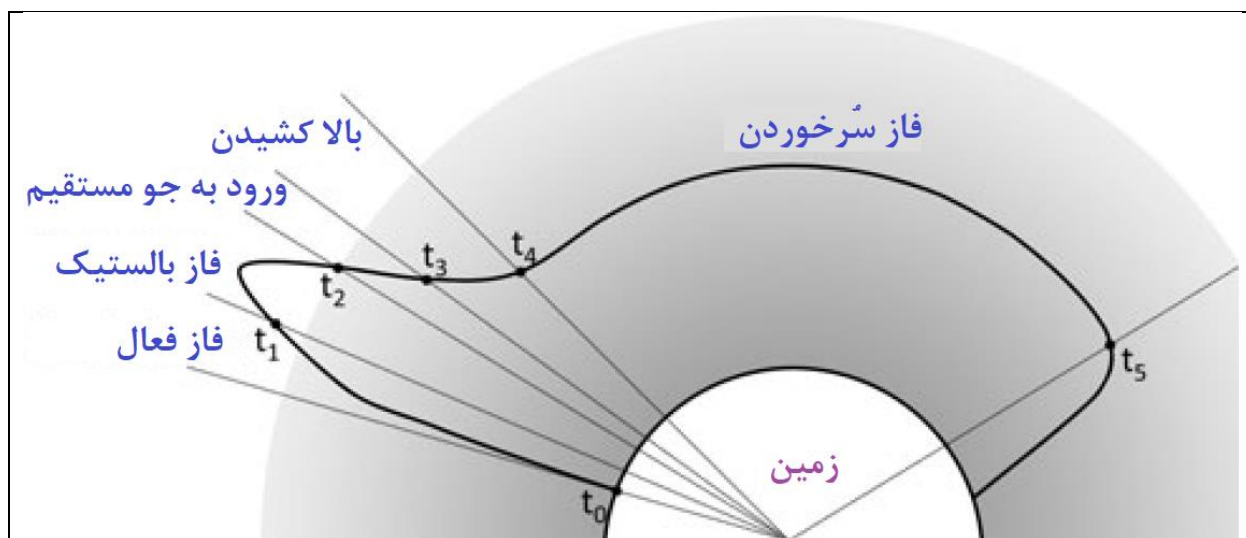
که در آن، v_i سرعت اولیه سُرخورنده، $v_e = \sqrt{g r_e}$ سرعت حرکت ماهواره در مدار پایین به دور زمین، و r_e شعاع زمین است.

البته تاثیر افزایش انرژی جنبشی سُرخورنده بر روی برد تا حدی با کاهش در نسبت برآ به پسای آن، خنثی می شود. مشخصاً، یک رابطه بسیار متداول برای ارتباط نسبت برآ به پسای یک سُرخورنده طراحی شده ایده آل L/D_{max} ، با سرعت عبارت است از [۱۳]:

$L/D_{max} = 4 + \frac{12}{M}$	(۲)
--------------------------------	-----

این رابطه در رژیمهای آیرودینامیک فراصوتی، هنگامی که $1 \leq M < 5$ است، و رژیم آبرصوتی، هنگامی که $M \geq 5$ است، صادق است. این رابطه به صورت تجربی به دست آمده و یک قانون بنیادین نیست؛ سُرخورنده های با نسبت برآ به پسای بیشتر از L/D_{max} نیز با مدلسازیهای کامپیوتری و آزمونهای تجربی صحت گذاری شده اند. به هر حال این رابطه برای مقیاس کردن مساله سودمند است و نشان می دهد که در سرعتهای بسیار بالا، بعید است که سُرخورنده، نسبت برآ به پسای بسیار بزرگتری از ۴ داشته باشد. از آنجا که نسبتهای برآ به پسای سُرخورنده های آبرصوتی نسبتاً پایین است، باید آنها را به سرعتهای اولیه بسیار بالایی - نسبت قابل توجهی از v_e - رساند تا بتواند هزاران کیلومتر به پرواز خود ادامه دهد. چنین سرعتهای بسیار بالایی، گستره ای از چالشهای پیچیده مهندسی را به همراه خواهد داشت [۱۴]. رژیم آیرودینامیک آبرصوتی، ذاتاً پیچیده است و به اندازه رژیمهای فراصوتی یا فروصوتی شناخته شده نیست. مقادیر بسیار زیادی گرما باید به گونه ای پراکنده شود که به سازه سُرخورنده آسیب نزنند. به علاوه، شتاب بالا و تشکیل شدن پلاسما، می تواند با دریافت سیگنالهای حی پی اس که در نمونه سُرخورنده آمریکایی مورد استفاده قرار گرفت، تداخل کند، که نوابری دقیق را با پیچیدگی همراه می کند (البته تشکیل پلاسما، برای موشکهای بالستیک هدایت شونده تا انتهای مسیر، معضل بزرگتری محسوب می شود تا سُرخورنده ها) [۱۵]. تلاشهای امروزی برای توسعه سرچنگیهای سُرخورنده به نظر می رسد که تا حد زیادی بر روی حل این چالشها متمرکز شده است.

یک مسیر سرخوردن بیرون جوی استاندارد که برای مثال، توسط سرچنگی HTV-2 مورد استفاده قرار گرفته است، در شکل ۱ نشان داده شده است. سُرخورنده توسط یک موشک بزرگی که در یک مسیر پروازی ارتفاع پست پرواز می کند، پرتاب می شود. در آزمایشهای پروازی، ایالات متحده از موشکهای بالستیک قاره پیمای بازنشسته شده تغییر یافته و موشکهای بالستیک پرتاب شونده از دریا، استفاده کرد. بین انتهای فاز فعال، در زمان t_1 ، و آغاز فاز ورود به جو، در زمان t_2 ، سُرخورنده از موشک حامل جدا می شود. در زمان t_3 ، اندکی پس از ورود به جو، سُرخورنده یک مانور «بالا کشیدن» را برای انتقال به سرخوردن «تعادلی» پایدار، اجرا می کند، که در آن سُرخورنده تقریباً پروازی هم سطح با افق را حفظ می کند و این فرآیند در زمان t_4 آغاز می شود. به طور جایگزین، می توان سُرخورنده را در مسیر پروازی با ارتفاع بسیار پایین پرتاب کرد، به گونه ای که هرگز از جو خارج نشود. این راهبرد به نظر می رسد که برای سرچنگی AHW پذیرفته شده باشد، که شورای پژوهشی ملی، آن را به عنوان «درون جوی» توصیف می کند [۱۶]. به لحاظ تئوری، اگر موتور موشک درون جوی، بتواند دقیقاً در ارتفاع درست به پرواز افقی دست یابد، می تواند سرچنگی را به طور مستقیم به حالت سرخوردن تعادلی تزریق کند، بدون آنکه نیازی به مانور بالا کشیدن داشته باشد. البته، به هر حال مشخص نیست که آزمون پروازی سرچنگی AHW شامل این تزریق مستقیم بوده باشد [۱۷]. بنابراین، در عمل، مسیرهای پروازی سرچنگیهای HTV-2 و AHW پس از آغاز مانور بالا کشیدن، احتمالاً بسیار مشابه بوده است.



شکل ۱ نمودار طرحوار فازهای گوناگون مسیر پروازی سرخوردن بیرون از جوی. علائم t_n نشان دهنده زمانی است که در آن هر فاز به پایان می رسد. برای فهم بهتر، فواصل شعاعی نسبت به فواصل مماسی، به صورت اغراق آمیز ترسیم شده است، که به نظر می رسد مسیر پروازی موشک، به صورت ارتفاع بلند باشد، در حالی که در واقع، این مسیر، ارتفاع پست است.

در هر حالت، کلید مدلسازی درست مسیر پروازی بیرون از جوی، شناختن این است که چگونه سُرخورنده هنگام ورود به جو، از برخورد با جو و بالا پریدن، پرهیز می کند. با این همه، از آنجا که چگالی جو با کاهش ارتفاع به سرعت افزایش می یابد، نیروی برای تجربه شده توسط یک سرخوردن نزدیک شونده به جو در زاویه ای اندک، می تواند به اندازه کافی سریع افزایش یابد تا دوباره آن را به درون فضا بفرستد [۱۸]. در این حالت، سرخوردن در راستای جو در مسیری موسوم به فوگوئید (یا مسیر سینوسی) به بالا و پایین حرکت می کند. تئوری سُرخورنده های با مسیرهای جهیدن به بالا و پایین، به نحو گسترده ای مورد مطالعه قرار گرفته است. اگرچه به نظر می رسد این مسیرها هم اکنون در برنامه «حمله جهانی بی درنگ متعارف» پیگیری نمی شوند. احتمال دارد که وزارت دفاع ایالات متحده، تصمیم گرفته بر روی سرخوردن تعادلی متمرکز شود زیرا نرخ گرمایش بیشینه و تنش مکانیکی بیشینه اعمالی به بازآی را کاهش می دهد [۱۹].

یک روش ممکن برای جلوگیری از بالا و پایین پریدن سُرخورنده بر روی جو، در هنگام ورود، آن است که آن را چرخاند، به گونه ای که نیروی برای کمینه ای تولید کند. ضمناً، نمودار طرحوار برنامه پرواز سرخوردن HTV-2 که توسط دارپا (سازمان پروژه های پژوهشی پیشرفته دفاعی) منتشر شد، به روشنی نشان می دهد که سُرخورنده هنگام ورود به جو، سطح تخت پایینی آن تقریباً عمود بر راستای پرواز قرار دارد، یعنی در آرایش برای اندک، و پسای بالا، که از بالا و پایین پریدن جلوگیری کند [۲۰]. همان نمودار نشان می دهد که سپس سرخوردن HTV-2 دوران می کند، به گونه ای که محور آن و بردار سرعت، همراستا می شوند - آرایش پسای اندک و برای بالا که برای سرخوردن مناسب است.

اگر این دوران به سرعت رخ دهد آنگاه سُرخورنده به آرامی گذار به سرخوردن تعادلی را انجام نمی دهد و یک مسیر پروازی با نوسان سریع را می پیماید [۲۱]. همانند مورد سُرخورنده با حرکت بالا و پایین پریدن، چنین نوساناتی به دلیل افزایش سریع چگالی جو، نیروی برای القا می کند که منجر می شود تا سُرخورنده از موقعیت تعادلی خود فراتر رود. اگرچه این نوسانات در نهایت میرا خواهد شد، به نظر می رسد که احتمالاً طراحان سرخوردن واقعی سُرخورنده می خواهند این وسایل، تا حد امکان، از میرایی بالایی برخوردار باشند (با این همه، اگر آنها وسیله ای را به جای سرخوردن بالا و پایین پریدن، برای سرخوردن تعادلی، طراحی کرده باشند، آنگاه این کار دقیقاً برای پرهیز از این نوع رفتار گذرا بوده است). ضمناً، نمودار طرحوار دارپا نشان می دهد که سُرخورنده تنها یک

بار هنگام مانور بالا کشیدن، بالا و پایین می پرد. یک روش بالقوه برای میرا کردن نوسانات، چرخاندن آرام سُرخورنده است به گونه ای که نیروی برآ به تدریج افزایش یابد.

در ادامه این بخش، یک مدل ساده برای این مسیر پروازی ارایه شده است. برای حفظ سادگی، فرض شده که مسیر پروازی هنگام بالا کشیدن دارای هیچ گونه نوساناتی نیست. نتیجه آن، یک مدل نسبتاً ساده است که (تا حد زیادی) به لحاظ تحلیلی قابل ارزیابی است و البته بررسی آن نیز آسان است. البته، در نهایت این مدل نمی تواند به لحاظ دقت، با مدل‌های پیچیده تری که باید به روش عددی حل شوند، رقابت کند. اگرچه، امید است که با توضیح دادن ملاحظات اساسی طراحی سرجنگی HTV-2، این مقاله به تلاش‌های دیگر پژوهشگران برای توسعه یک مدل پیچیده تر و دقیقتر کمک کند.

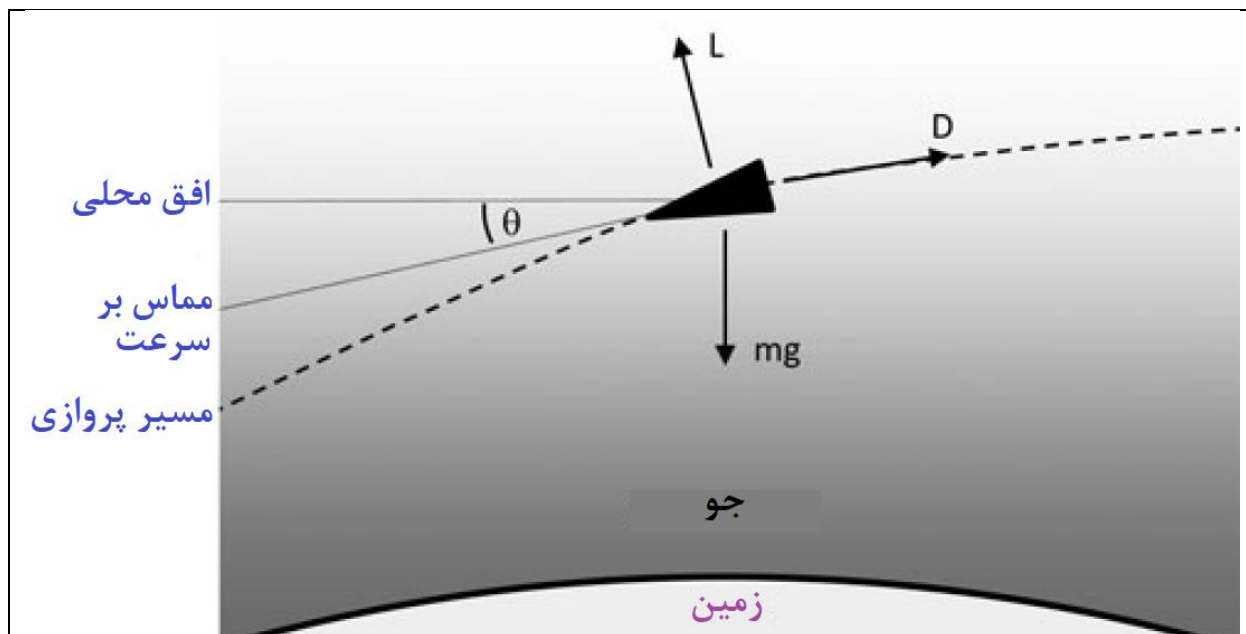
تحلیل‌های ریاضی

مسیر پروازی یک بازآی در دو بُعد به جرم m می تواند با سرعت آن، v ، و زاویه مسیر، θ ، در هر نقطه، مشخص شود. همانگونه که در شکل ۲ نشان داده شده، θ ، زاویه میان بردار سرعت بازآی و افق محلی است. طبق تعریف، هنگامی که بردار سرعت زیر افق باشد (یعنی بازآی در حال حرکت به سمت پایین است)، $\theta > 0$ است. علاوه بر گرانش، بازآی در اثر برهم کنش با جو، دو نیرو را تجربه می کند: نیروی پسای $D = C_D A \rho v^2 / 2$ ، که در جهت مخالف بردار سرعت آن اعمال می شود، و نیروی برآی $L = C_L A \rho v^2 / 2$ ، که عمود بر سرعت آن اعمال می شود، و در اینجا، C_D و C_L ضرایب پسا و برآ بوده، A مساحت سطح مقطع روبروی بازآی است، و ρ چگالی جو می باشد. C_D ، C_L ، و A همگی به زاویه حمله سُرخورنده بستگی دارند، که زاویه میان محور طولی آن و بردار سرعت می باشد.

در توسعه یک مدل ریاضی ساده، سُرخورنده به عنوان یک ذره نقطه ای در نظر گرفته می شود (که این فرض از جمله، شامل این فرض است که مرکز فشار و مرکز جرم آن در یک نقطه هستند) و ضریب بالستیک آن برابر است با $\beta = m / C_D A$ و نسبت برآ به پسای آن برابر با L/D است. هر دو این مقادیر امکان دارد که در طول مسیر پروازی با تغییر زاویه حمله، تغییر کنند. با فرض اینکه زمین، یک جسم کاملاً کروی و بدون چرخش است، معادلات حرکت مربوطه عبارتند از [۲۲]:

$-\frac{dv}{dt} = -g \sin \theta + \frac{\rho}{2\beta} v^2$	(۳)
$\frac{v}{\cos \theta} \frac{d\theta}{dt} = g - \frac{v^2}{r} - \frac{\rho}{2\beta \cos \theta} \frac{L}{D} v^2$	(۴)

که در آن، t زمان، و r فاصله سرجنگی از مرکز زمین است. از آنجا که تغییرات در r در مقایسه با شعاع زمین $r_e = 6400 \text{ km}$ بسیار کوچک است، کار متداولی است که مقادیر $r = r_e$ و $g = 9.8 \text{ m/s}^2$ را به عنوان مقادیر ثابت در نظر گرفت.



شکل ۲ نمودار طرحوار نمایش دهنده نیروهای اعمالی بر بازای هنگام عبور از جو. توجه کنید که زاویه θ ، زاویه میان بردار سرعت سرچنگی و افق محلی، هنگامی که سرچنگی به سمت پایین حرکت می کند، مثبت است. سایر کمیتها در متن تعریف شده اند. (تصویر طبق مقیاس ترسیم نشده است.)

مسافت پیموده شده بر روی زمین توسط بازای، x ، و ارتفاع آن بر روی سطح زمین، h ، نیز مورد نظر می باشد. پارامتر نخست (مسافت پیموده شده بر روی زمین توسط بازای) با این رابطه با v و θ مرتبط است:

$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta$	(۵)
---------------------------------	-----

در حالی که پارامتر دوم (ارتفاع پرواز بر روی سطح زمین) از این رابطه به دست می آید:

$\frac{dh}{dt} = -v \sin \theta$	(۶)
----------------------------------	-----

برای حل این معادلات، لازم است تا تغییرات چگالی جو برحسب ارتفاع، مدلسازی شود. رابطه میان چگالی جو و ارتفاع را نیز می توان به نحو مناسبی به این صورت بیان کرد:

$\rho = \rho_0 e^{-h/H}$	(۶)
--------------------------	-----

که در آن، $\rho_0 = 1.23 \text{ kg/m}^3$ چگالی جو در سطح دریا است و H که خود تابعی از h است، نیز ارتفاع مقیاس شده جو نامیده می شود. به منظور پیشبرد مقاصد تحلیلی، لازم است H ثابت در نظر گرفته شود (که به لحاظ فیزیکی، معادل این فرض است که جو، هم-دما در نظر گرفته شود).

برای ارتفاع $30 \text{ km} < h < 100 \text{ km}$ ، گستره ارتفاعی مرتبط با سرچنگیهای سُرخورنده، مقادیر $\rho_0 = 1.46 \text{ kg/m}^3$ و $H=6970 \text{ m}$ ، بهترین انطباق با داده های جو استاندارد ایالات متحده مربوط به سال ۱۹۷۶ را دارد [۲۳]. با استفاده از این فرض، همانگونه که در شکل ۱ نشان داده شده، با شکستن مسیر پروازی به یک سری از فازها، می توان یک حل تقریبی تحلیلی برای معادلات (۳) و (۴) توسعه داد. متغیرهای t, θ, v, x, h در انتهای فاز n ، به ترتیب با پارامترهای t_n, θ_n, v_n, x_n و h_n مشخص می شوند. این فازها به شرح زیر هستند:

فاز ۱: فاز فعال (روشن بودن موتور موشک)

موشک با پارامترهای اولیه $t_0 = 0$, $\theta_0 = -90^\circ$, $v_0 = 0$, $x_0 = 0$ و $h_0 = 0$ شلیک می شود. خاموشی موتور در انتهای این فاز رخ می دهد.

فاز ۲: فاز بیرون از جو

در این فاز، از تاثیر نیروهای جوی بر بازآی چشم پوشی می شود. مسیر پروازی در این فاز، بالستیک است، مگر آن که بازآی به هل دهنده هایی (تراسترهایی) مجهز شده باشد که از آن برای ورود مجدد زودتر به جو استفاده کند.

فاز ۳: ورود به جو مستقیم

هنگامی که بازآی به ارتفاع h_2 می رسد، دیگر نمی توان از نیروهای جوی چشم پوشی کرد و کاهش سرعت بازآی سریعا آغاز می شود. فرض می شود که در این فاز، بازآی زاویه حمله بالایی دارد، یعنی، سطح تخت زیرین آن در معرض جو قرار می گیرد، که منجر می شود که نیروی پسای بالا و برآی کمینه ای داشته باشد. طی این فاز، ضریب بالستیک برابر با مقدار ثابت، β_s ، فرض می شود (که در آن، زیروند S به معنی کوچک بودن مقدار β است) و نسبت برآ به پسای آن برابر با صفر در نظر گرفته می شود. محاسبات عددی این نوع «ورود به جو مستقیم» نشان می دهد که برای $\theta > 5^\circ$ ، ثابت فرض کردن θ ، تقریب خوبی است [۲۴]. همچنین فرض می شود که از گرانش می توان در مقایسه با پسا، چشم پوشی کرد، تا بتوان جواب تحلیلی استاندارد را به دست آورد. جواب معادلات در جدول ۱ به طور خلاصه آورده شده است و میزان خطای آنها به طور خلاصه در پیوست الف ارائه شده است.

فاز ۴: بالا کشیدن

در این فاز، فرض می شود که بازآی به تدریج به وضعیت برآی بالا، پسای پایین خود می چرخد، که منجر به کاهش θ می شود. برای مقاصد مدلسازی، فرض می شود که هنگام بالا کشیدن، هیچ نوسانی وجود ندارد. جوابهای تقریبی در بخش بعد استخراج شده و در جدول ۱ آورده شده است.

فاز ۵: سرخوردن تعادلی

هنگامی که $\theta \approx 0$ است، سرخوردن تعادلی فراهم می شود. در این فاز، ضریب بالستیک با β_L نمایش داده می شود (که در آن، زیروند L به معنی بزرگ بودن β است) و نسبت برآ به پسا برابر با L/D است. هنگام سرخوردن، هر دو مقدار L/D و β_L ثابت فرض می شود. در انتهای این فاز، هنگامی که سرخورنده در برد x_5 و در نزدیکی هدف قرار دارد، از هل دهنده ها (تراسترها)ی خود برای خروج از سرخوردن و اصابت به هدف بهره می گیرد. با این فرضیات که $\theta \ll 1 \text{ rad}$ ، $d\theta/dt \approx 0$ و $dv/dt \ll g \sin\theta$ است، جوابهای تحلیلی استاندارد که در پیوست الف استخراج شده و در جدول ۱ آورده شده، به دست می آید.

تحلیل مشخصات مسیر پروازی سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی در فضای نزدیک و دشواریهای پدافندهای ضد موشکی

چکیده

مشخصه های مسیر پروازی عمودی سرجنگی های سُرخورنده آبرصوتی در فضای نزدیک، در این مقاله مورد پژوهش قرار گرفته است. ابتدا مدل سه درجه آزادی برای مسیر پروازی بالا و پایین جهیدن، تهیه شده؛ اثرات سرعت اولیه، ارتفاع، و زاویه مسیر بر مسیر پروازی به روش شبیه سازی عددی مورد تحلیل قرار می گیرد؛ دشواریهای تسلیحات ضد موشکی انرژی جنبشی، در مقابله با این سرجنگی در فضای نزدیک، به طور خلاصه آورده شده است. این مطالعه می تواند به شناخت بهتر مشخصات سرجنگی آبرصوتی کمک کند، و مرجعی برای پیش بینی مسیر و طراحی و توسعه قابلیت های پدافندی فضای نزدیک باشد.

واژه های کلیدی: سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی، مشخصه های مسیر پروازی بالا و پایین جهیدن، سلاح جنبشی، دشواریهای دفاعی

۱. مقدمه

سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی عموماً توسط موشک های زمین-پایه پرتاب شده یا از سکوها ی فضا-پایه به جو رها می شود، و پرواز در سرعت آبرصوتی در فضای نزدیک برای مسافت طولانی، به آیرو دینامیک عالی سازه سرجنگی برآشونده، متکی است [۱]. سرجنگی فناوری آبرصوتی (HTV-2) [۲] و سرجنگی آبرصوتی پیشرفته (AHW) مربوط به ایالات متحده [۳]، دو نمونه از سرجنگی های سُرخورنده محسوب می شوند. در جدول ۱ تعدادی از مشخصات سرجنگی های سُرخورنده آورده شده است.

جدول ۱ مشخصات دو نمونه از سرجنگی های سُرخورنده آبرصوتی

نام سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی	AHW	HTV-2
برد (کیلومتر)	۵۰۰۰-۶۰۰۰	۱۶۷۰۰
برد جانبی (عمود بر صفحه پرواز) (کیلومتر)	۲۰۰۰	۵۵۶۰
زمان سر خوردن (ثانیه)	۱۶۰۰	۲۴۰۰
متوسط عدد ماخ	۸-۱۰	۱۴-۱۶
بیشینه عدد ماخ پرواز	۱۰-۱۵	۲۰-۲۵
بیشینه فرا بار	۲.۵	۳
سطح مقطع راداری (متر مربع)	۰.۰۱-۰.۱	۰.۰۱-۰.۱

هنگامی که این سرجنگی در فضای نزدیک پرواز می کند و به ارتفاع و سرعت مشخصی می رسد، سرجنگی با اتکا به مزایای پیکره بندی خود در نسبت بالای برآ به پسا، می تواند مانورهای افقی و عمودی زیادی را در گستره وسیعی از برد انجام دهد. این سرجنگی نه تنها می تواند بر کاستی های سنتی مسیر پرواز سهموی بالستیک در حوزه مانور پذیری ضعیف، فائق آید، بلکه در مقایسه با موشک های کروژ آبرصوتی متداول، از مزایای برد طولانی و مانورپذیری قوی برخوردار می باشد.

با این اجماع که سرجنگی های سُرخورنده آبرصوتی می تواند مفهوم و ایده عملیاتی های فضایی را تقویت کند، چالشها و اثرات چشمگیری بر وضعیت نبردهای سنتی داشته و چشم انداز وسیعی برای کاربردهای نظامی داشته باشد، کشورهای زیادی متوجه اهمیت زیاد مطالعه بر روی مشخصه های بالستیک سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی در فضای نزدیک، شده اند. در مرجع [۴] تاثیر ارتفاع، زاویه، و

سرعت اولیه بر وضعیت سرخوردن تعادلی بالستیک به روشهای عددی مطالعه شده و دلایل شکل گیری حرکت بالا و پایین جهیدن، تحلیل شده است. مرجع [۵] روشهای مطالعه مشخصه های بالستیک دو نوع از نمونه های مسیر پروازی، سرخوردن تعادلی و سرخوردن به روش به بالا و پایین پریدن، را بهبود داده است. در مرجع [۶] مسائل مشخصات بالستیک و بهینه سازی پارامترهای جهیدن به بالا و پایین، برای سرجنگیهای آبرصوتی نیز مورد بحث قرار گرفته است.

در این مقاله، مشخصات بالستیک ورود به جو سرخورنده برای سرجنگی آبرصوتی با استفاده از روشهای مدلسازی و شبیه سازی، مورد تحلیل قرار گرفته، و دشواریهای سامانه های سلاح مبتنی بر انرژی جنبشی، برای مقابله با این نوع سرجنگی از منظر برد، سرعت، ارتفاع و غیره مورد بحث قرار گرفته است. این بحث می تواند راهنمایی برای ایجاد ظرفیت در پدافندهای فضای نزدیک، فراهم کند.

۲. مدلسازی و شبیه سازی مسیر پروازی

۲.۱. فرضهای بنیادین

در این مقاله، سرجنگی سرخورنده آبرصوتی آمریکایی برای مطالعه در نظر گرفته شده و از دوران و اغتشاشات زمین چشم پوشی شده است. در واقع، فرآیند فاز فعال سرجنگیهای سرخورنده آبرصوتی و موشکهای بالستیک، یکسان است، از اینرو، در اینجا تنها مدل مربوط به بخش سرخوردگی در ورود به جو، توسعه داده شده است.

۲.۲. مدل دینامیکی در مرحله سرخوردن ورود به جو

مرحله سرخوردن ورود به جو سرجنگی سرخورنده آبرصوتی، بدون بهره گیری از موتور می باشد، و از فناوری چرخش برای دور زدن با استفاده از یک جسم تخت شده، استفاده می شود. بنابراین فرض می شود که هنگام پرواز، زاویه لغزش جانبی، صفر است. آنگاه، معادله حرکت سه درجه آزادی مرکز ثقل سرجنگی به شرح زیر است [۷]:

$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dr}{dt} = V \sin \gamma \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi} \\ \frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \\ \frac{dV}{dt} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} = \frac{1}{V} \left[\frac{L}{m} \cos \sigma + \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \cos \gamma \right] \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{V} \left[\frac{L \sin \sigma}{m \cos \gamma} + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi \right] \end{array} \right.$	(۱)
---	-----

که در آن، r فاصله تا مرکز زمین؛ θ عرض جغرافیایی؛ ϕ طول جغرافیایی؛ V سرعت؛ γ زاویه شیب مسیر پروازی (زاویه با افق محلی، که به سمت بالا، مثبت است)؛ ψ زاویه تمایل مسیر (زاویه با راستای شمال، که به سمت راست، مثبت است)؛ σ زاویه چرخ (رول) سرجنگی؛ ω سرعت زاویه ای دوران زمین؛ L نیروی برآ؛ و D نیروی پسا است.

۲.۳. مدل آیرودینامیک و مدل جوی

نیروهای برآ و پسایی که سرجنگی آبرصوتی هنگام پرواز در جو تجربه می کند از روابط زیر محاسبه می شود:

$\left\{ \begin{array}{l} D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \\ L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \end{array} \right.$	(۲)
---	-----

که در آن، ρ چگالی جو؛ C_L و C_D ضرایب برآ و پسا؛ و S مساحت سطح مرجع است. در شرایط آبرصوتی، ضرایب برآ و پسا، با زاویه حمله و عدد ماخ تغییر می کنند، که طبق مرجع [۸]، ضرایب برآ و پسا به عنوان توابعی از زاویه حمله و سرعت، با استفاده از روش مجموع مربعات غیرخطی به صورت زیر بیان می شود:

$$\begin{cases} C_L = 0.0513 \cdot \partial + 0.2945 \cdot \exp(-0.1028 \cdot Ma) - 0.2317 \\ C_D = 0.000724 \cdot \partial^2 + 0.406 \cdot \exp(-0.323 \cdot Ma) + 0.024 \end{cases} \quad (3)$$

که در آن، از مدل USSA76 برای تحلیل آیرودینامیک بهره گرفته شده است.

۳. شبیه سازی و تحلیل مسیر پروازی

۳.۱. تنظیم شرایط شبیه سازی

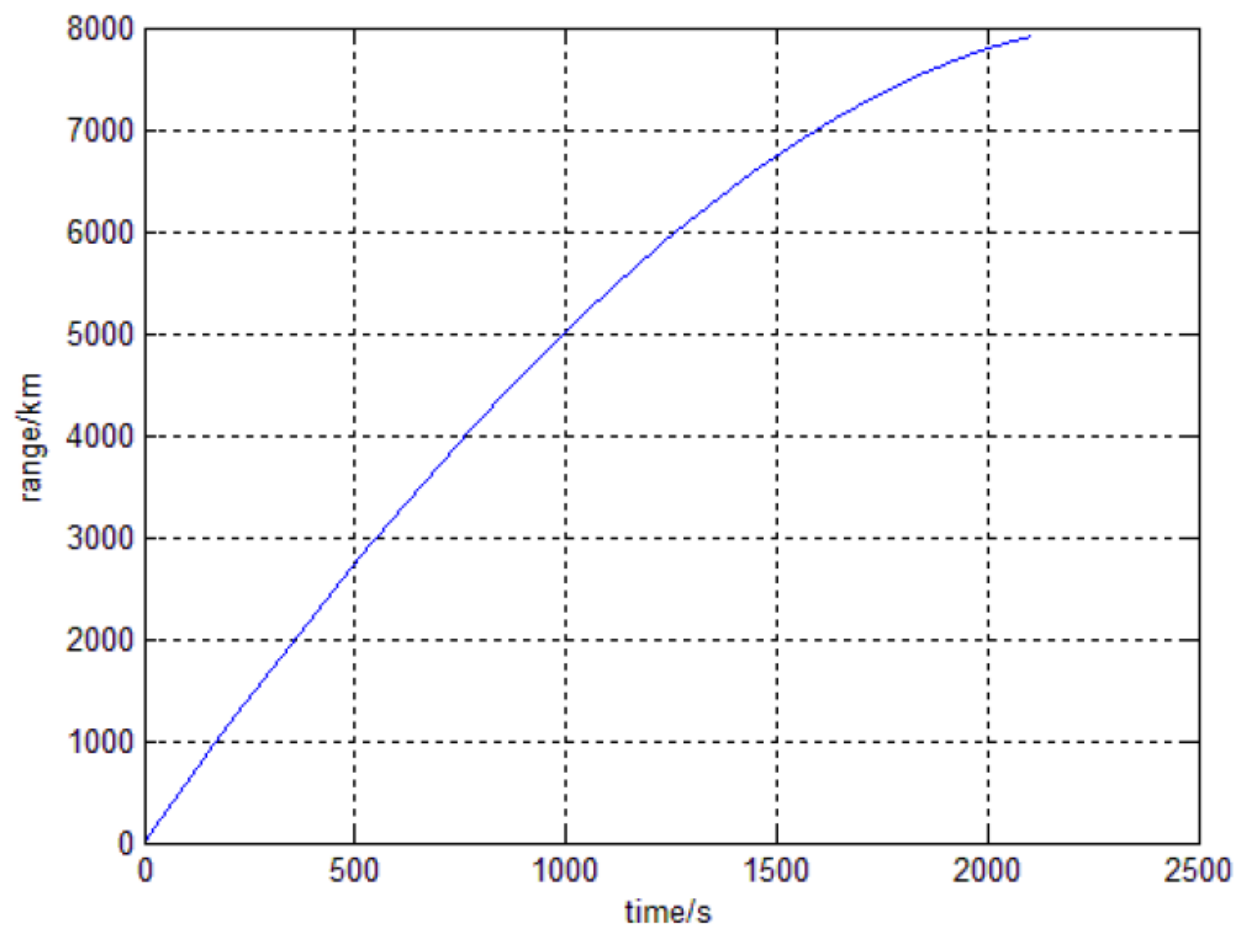
در جدول ۱ پارامترهای خاص سرچنگی سُرخورنده آورده شده است. شرایط اولیه برای شبیه سازی عبارتند از: ارتفاع اولیه $h_0 = 120 \text{ km}$ ، سرعت اولیه $v_0 = 5874 \text{ m/s}$ ، زاویه سرعت اولیه $\gamma = -1.5^\circ$ ، و زاویه چرخ $\sigma = 0^\circ$. شرط انتهایی نیز سرعت نهایی $v_f = 1000 \text{ m/s}$ است. در شرایط اولیه، مشخصات تغییرات برد، ارتفاع، سرعت، و فرابار در مختصات پرتاب با برنامه نویسی و شبیه سازی در نرم افزار C++ به دست می آید.

جدول ۲ پارامترهای سرچنگی سُرخورنده و شرایط شبیه سازی

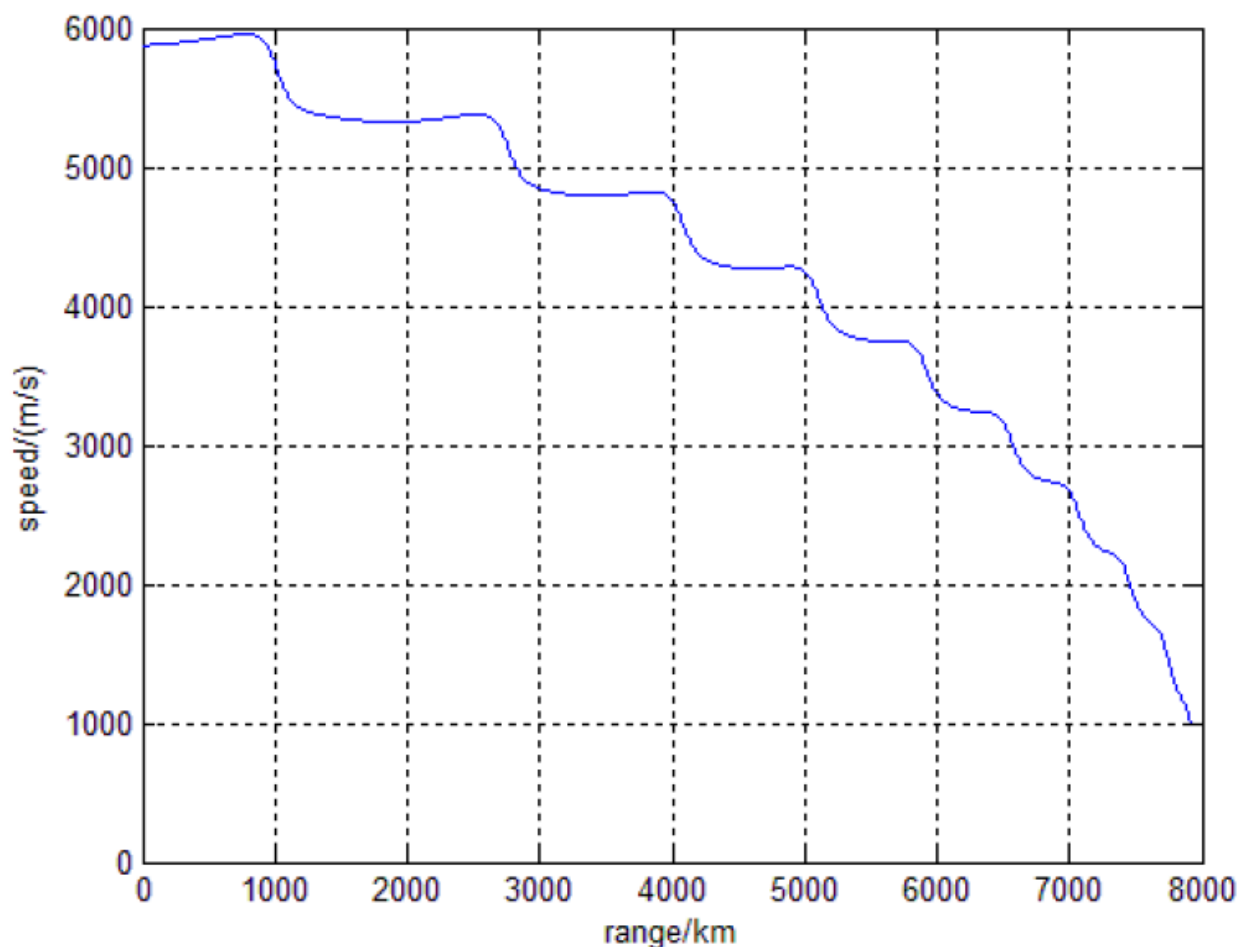
متغیر	نماد	واحد	مقدار
جرم	m	کیلوگرم	907.2
سطح مرجع آیرودینامیک	S	متر مربع	0.4839

۳.۲. برد

شکل ۱ تغییرات برد سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی با زمان را برای شرایط اولیه داده شده نشان می دهد. همانگونه که از شکل مشاهده می شود، هنگامی که سرچنگی به مدت ۱۲۵۰ ثانیه سُرخور می خورد، برد به ۶۰۰۰ کیلومتر می رسد. که نزدیک به پارامترهای مرجع سرچنگی است، چیزی که نشان می دهد که مدل، الزامات را برآورده کرده است؛ در عین حال، مشخصات پرواز با مسافت طولانی، و سرعت بالای پرواز سرچنگی نیز برآورده شده است. هنگامی که این سرچنگی به عنوان سلاح مورد استفاده قرار می گیرد، می تواند حمله بی درنگ جهانی را در عرض یک ساعت انجام دهد [۹].



شکل ۱ تغییرات برد بر حسب زمان



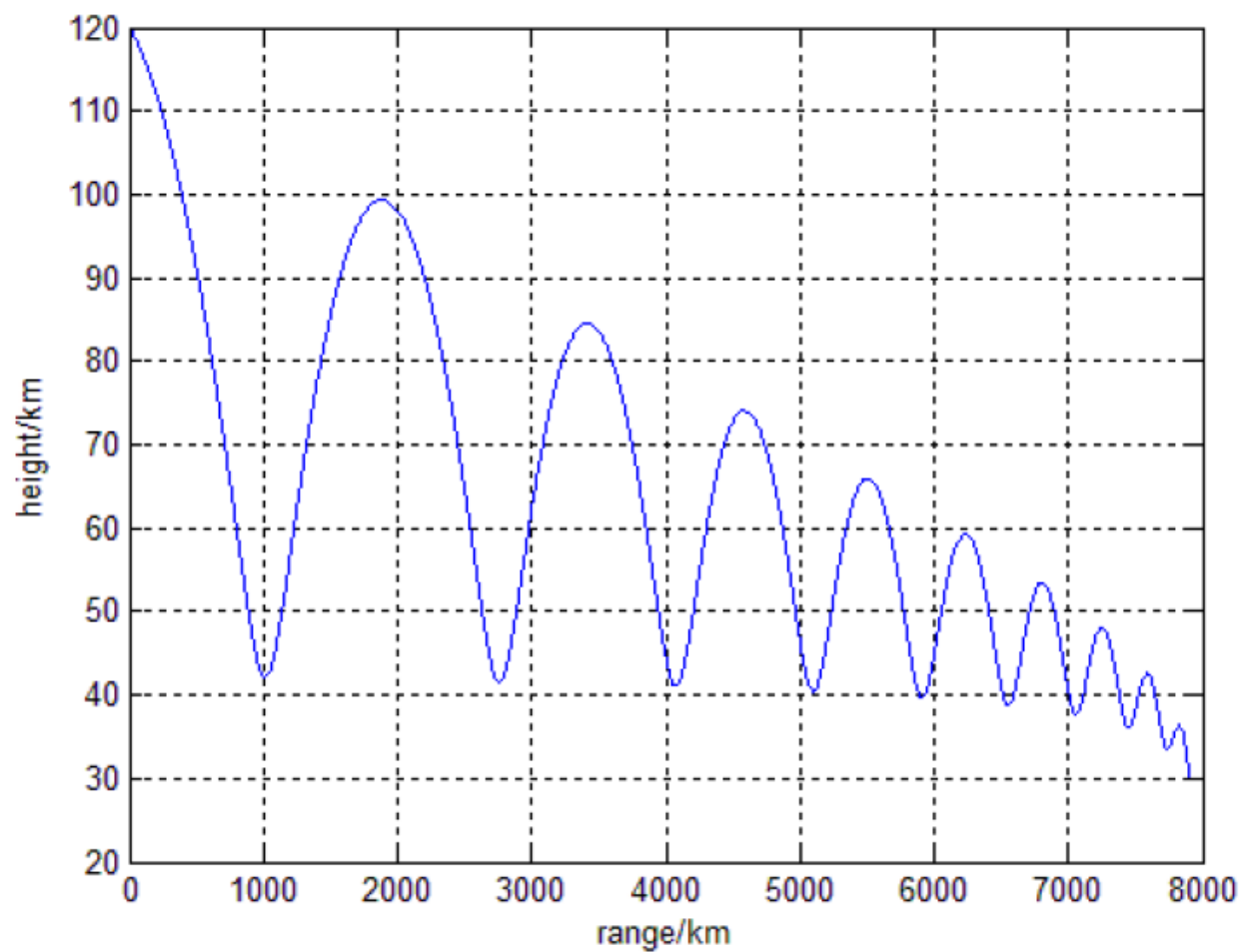
شکل ۲ تغییرات سرعت برحسب زمان

۳.۳. سرعت

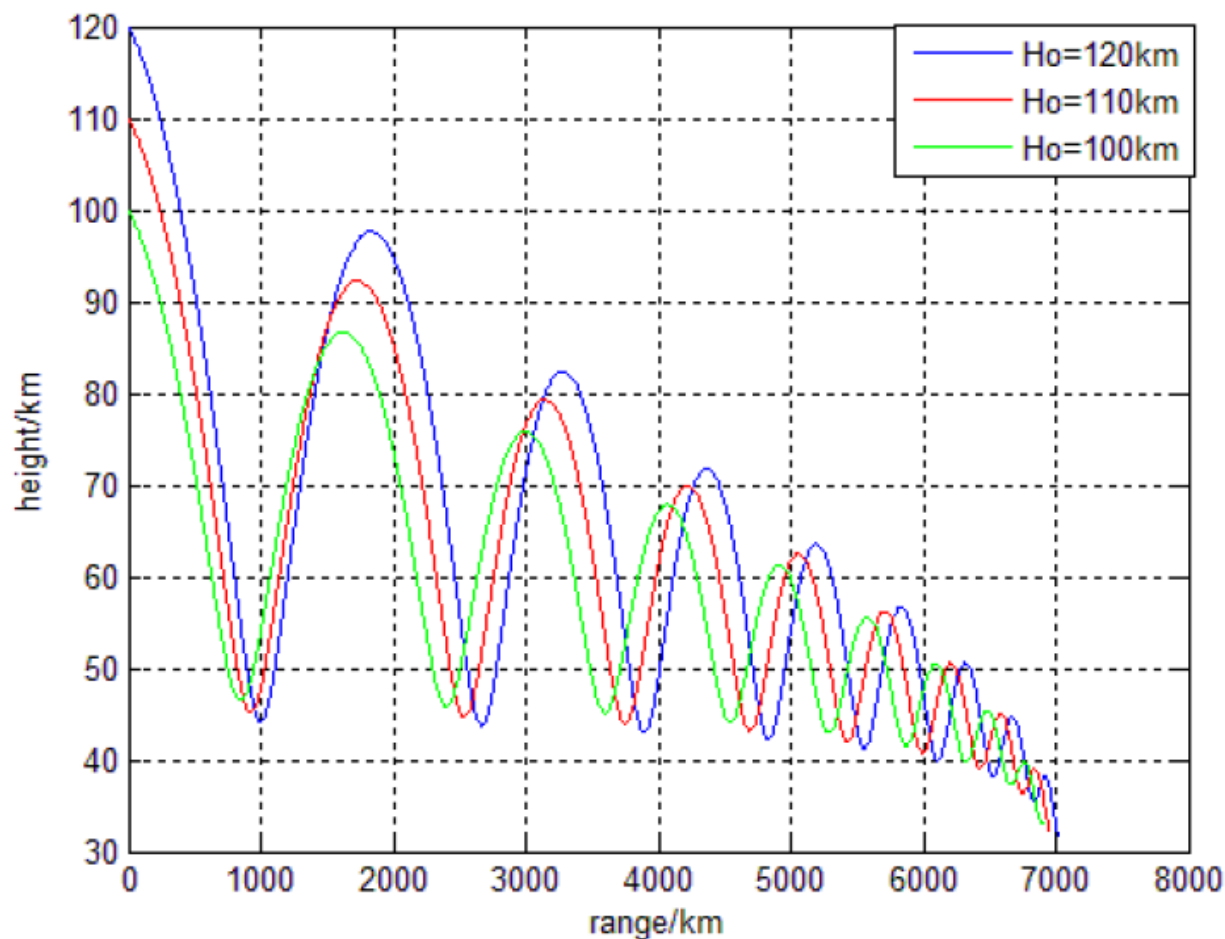
شکل ۲ رابطه تغییرات میان سرعت و برد سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی را با در نظر گرفتن شرایط اولیه داده شده، نشان می دهد. همانگونه که از این شکل می توان مشاهده کرد، پس از پرواز سرچنگی با برد بیش از ۶۰۰۰ کیلومتر، سرعت می تواند همچنان به ۳۰۰۰ متر بر ثانیه برسد. ویژگیهای شیرجه پرانرزی آفندی، پرواز سریع و پر قدرت سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی نیز از این نمودار قابل مشاهده است.

۳.۴. ارتفاع

شکلهای ۳ و ۴ رابطه تغییرات میان ارتفاع و برد را برای شرایط اولیه داده شده، و شرایط ارتفاع اولیه گوناگون، نشان می دهد. همانگونه که از این شکل قابل مشاهده است، ارتفاع پرواز سرچنگی به شکل جهیدن نوسانی در مرحله سرخوردن، تغییر می کند، قله ها و دره های هر چرخه، به تدریج کاهش می یابد، کل مرحله سرخوردن در ارتفاع بالای ۳۰ کیلومتری انجام می شود، و هرچه ارتفاع اولیه بالاتر باشد، جهش بالستیک بزرگتری رخ می دهد. تاثیر ارتفاع اولیه بر برد، نسبتاً اندک است. توانایی مانورپذیری و نفوذپذیری بالایی را می توان از این مسیر پروازی مشاهده کرد.

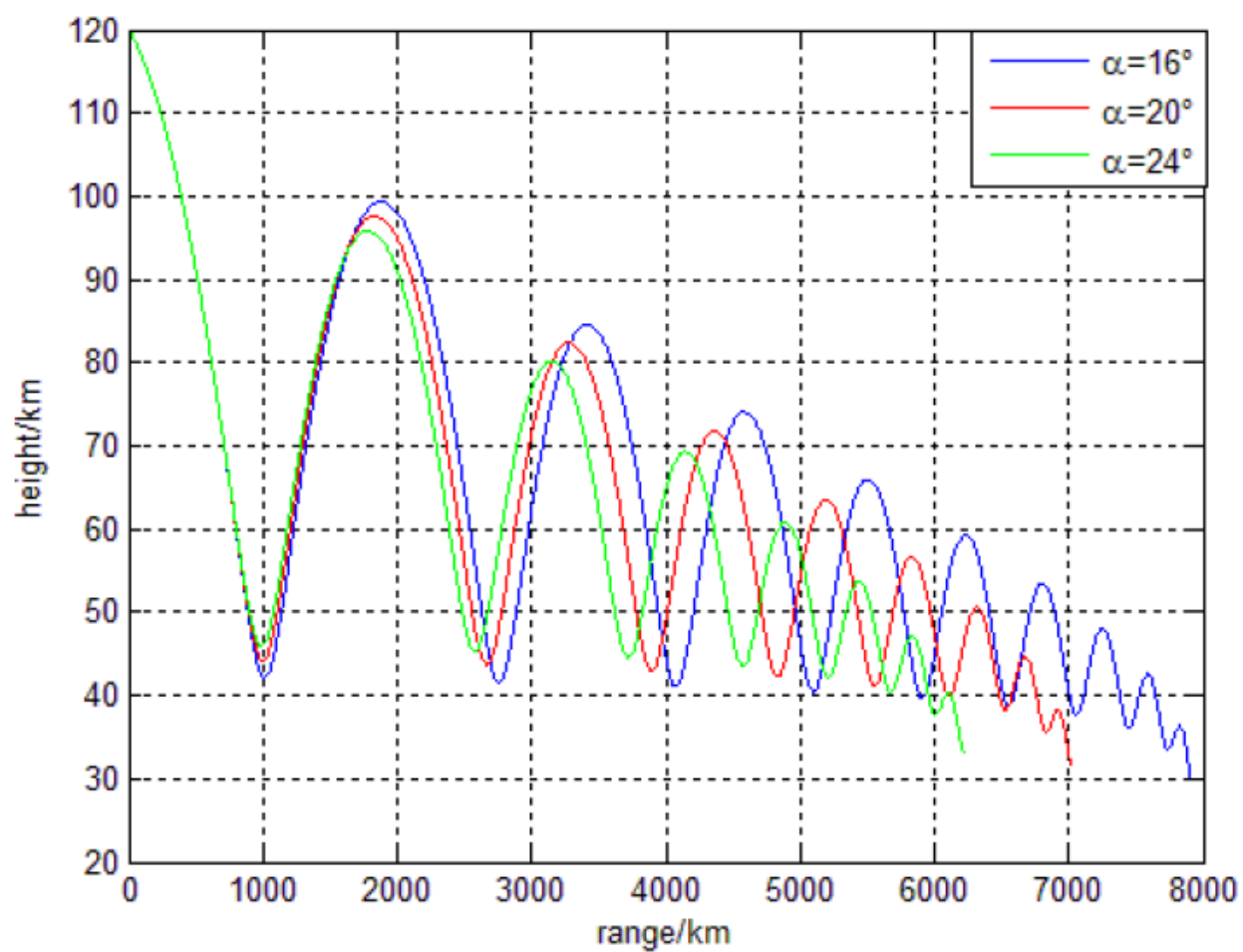


شکل ۳ تغییرات ارتفاع بر حسب برد

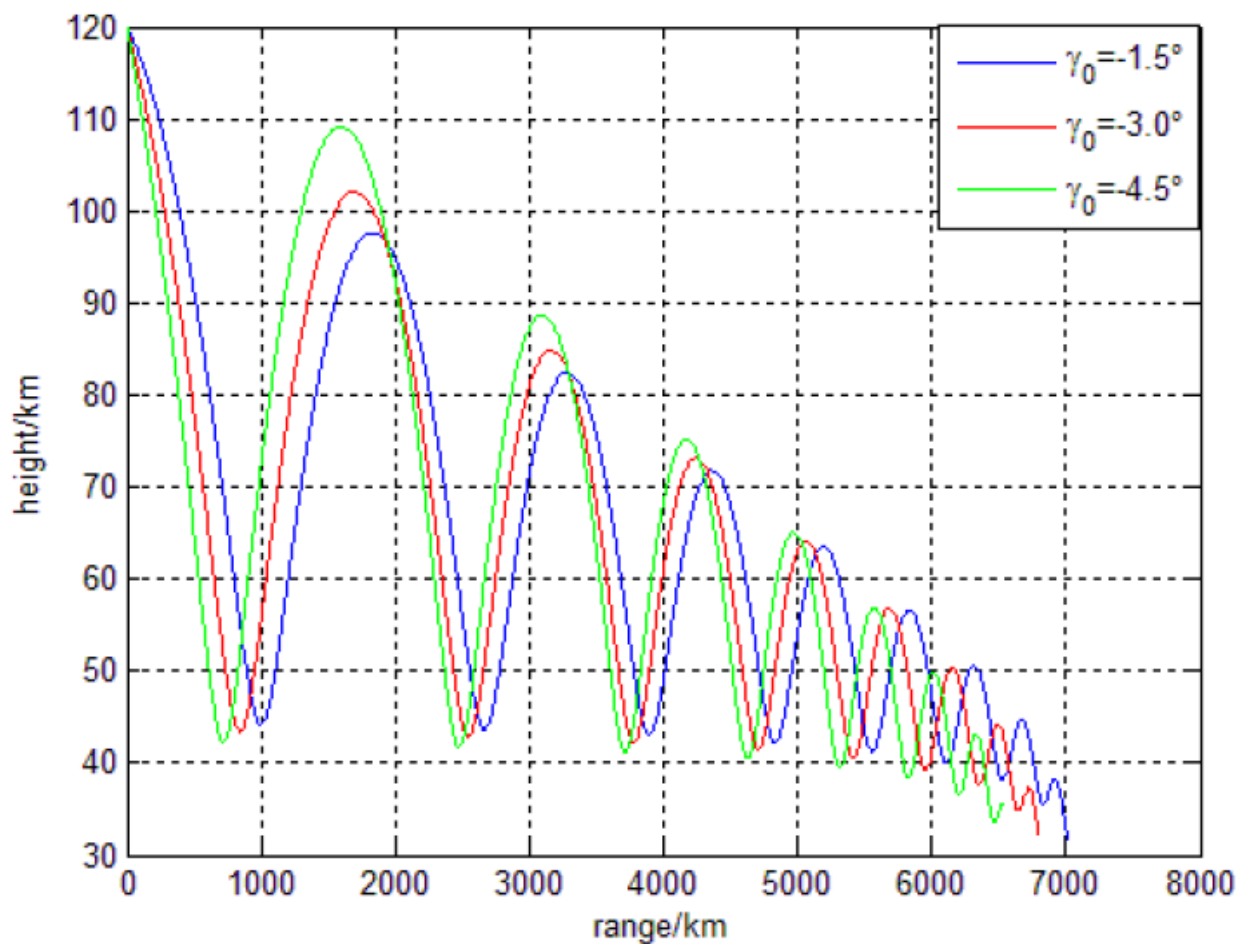


شکل ۴ تغییرات ارتفاع برحسب برد با شرایط ارتفاع اولیه گوناگون

شکل ۵ تغییرات ارتفاع برحسب برد را با شرایط اولیه زاویه حمله گوناگون، نشان می دهد. هنگامی که زاویه حمله افزایش می یابد، می توانید دریابید که چرخه میرایی ارتفاع، کوچکتر شده و نرخ میرایی ارتفاع، افزایش می یابد. تاثیر زاویه حمله اولیه بر روی برد، نسبتاً بزرگ است. شکل ۶ تغییرات ارتفاع با برد را برای شرایط شیب اولیه سرعت گوناگون، نشان می دهد. همانگونه که از این شکل برمی آید، با بزرگ شدن شیب سرعت، ارتفاع و دوره میراشدن به همراه با برد، کوچکتر می شود. مشخصاً، تاثیر زاویه اولیه سرعت بر روی برد نسبتاً چشمگیر است.



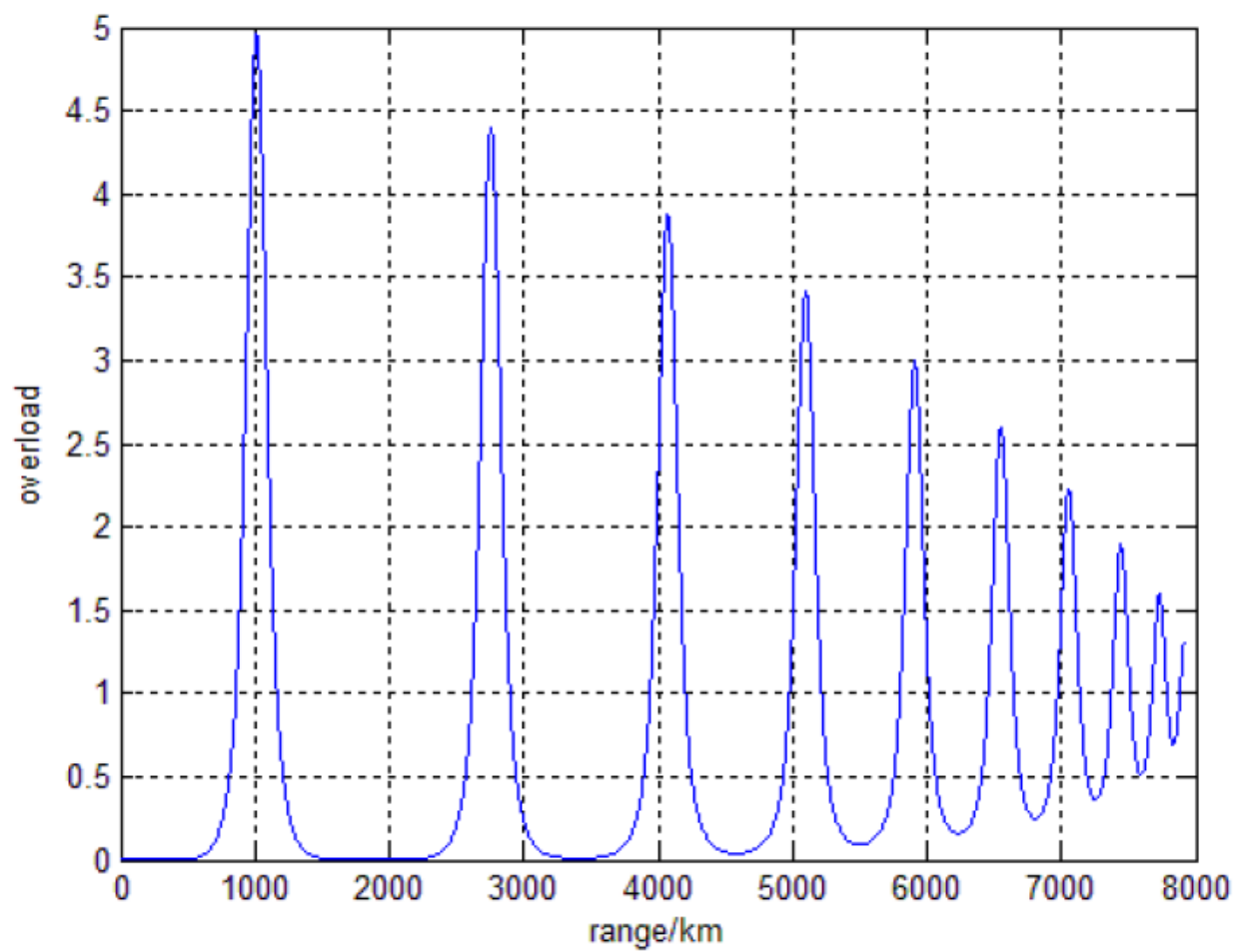
شکل ۵ تغییر ارتفاع با برد در شرایط گوناگون زاویه حمله اولیه



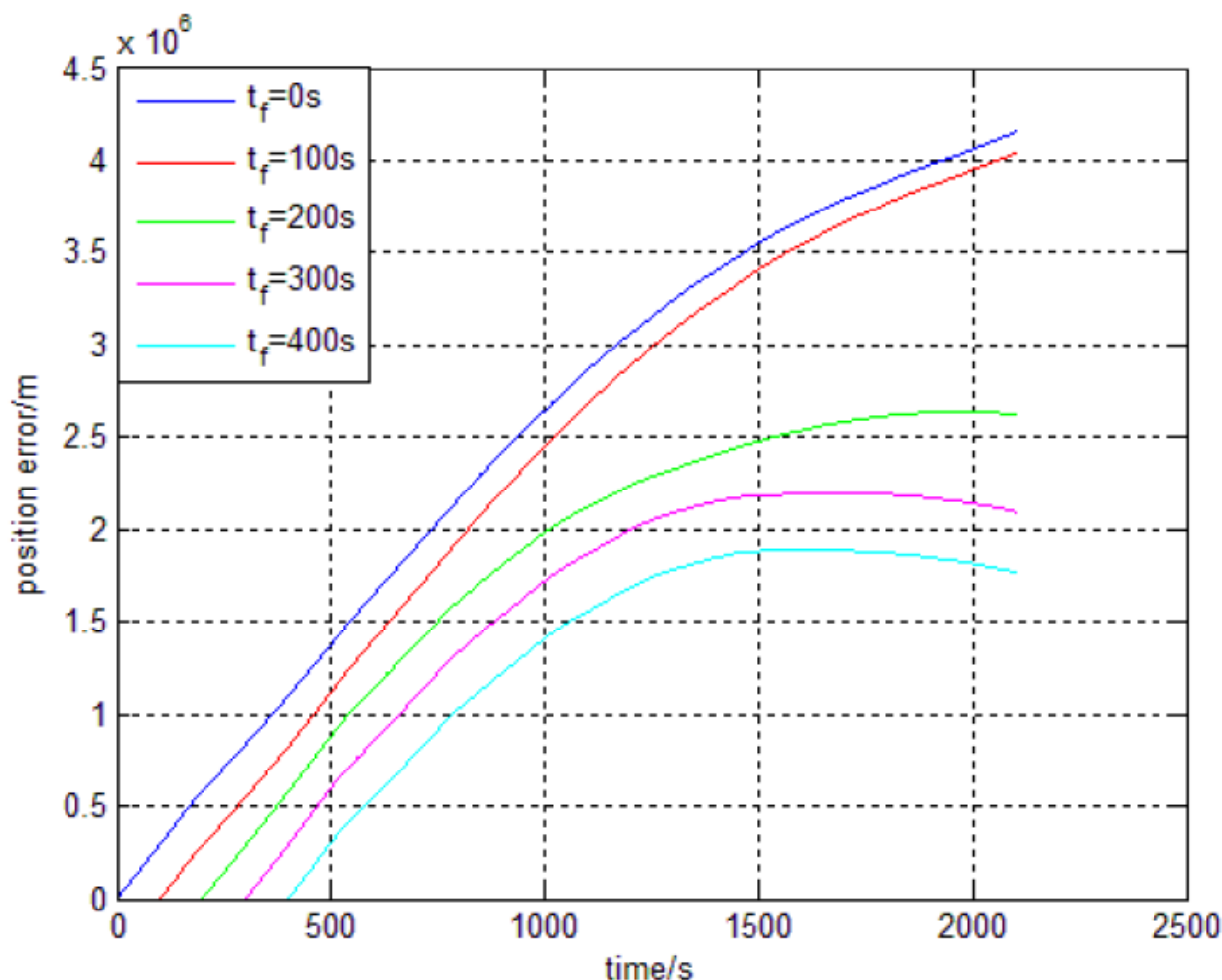
شکل ۶ تغییرات ارتفاع برحسب برد با شرایط گوناگون شیب اولیه سرعت

۳.۵. فرابار

شکل ۷ رابطه میان فرابار و برد را برحسب شرایط اولیه داده شده نشان می دهد. همانگونه که از این تصویر می توان مشاهده کرد، بیشینه فرابار سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی، بیش از ۴.۵ است. پس از آنکه سرچنگی مسافت بیش از ۶۰۰۰ کیلومتر را سُر می خورد، فرابار همچنان می تواند به ۳ برسد، که بیانگر مانورپذیری بالای سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی است.



شکل ۷ تغییرات فرابار با برد



شکل ۸ خطای موقعیت برحسب زمان برای اطلاعات زمانی گوناگون شناسایی سرخوردنه

۳.۶. تحلیل خطای موقعیت مسیر پروازی

هنگامی که تجهیزات هشدار اولیه و شناسایی، موقعیت و سرعت سرخوردنی هدف را به دست می آورند، سامانه انرژی جنبشی از اطلاعات زمان t برای پیش بینی مسیر پروازی سرخوردنی آبرصوتی فضای نزدیک با روش پیشگویی مسیر بالستیک، بهره می گیرد. این کار موجب تولید یک خطای موقعیت خواهد شد. شکل ۸ تغییرات خطای موقعیت را برحسب زمان در اطلاعات زمانی مختلف، نشان می دهد. همانگونه که از شکل قابل مشاهده است، خطای موقعیت یکصد ثانیه پس از زمان پیش بینی شده، رشد کرده و به صدها کیلومتر می رسد، که فراتر از قابلیت تسلیحات انرژی جنبشی موجود برای جبران سازی است.

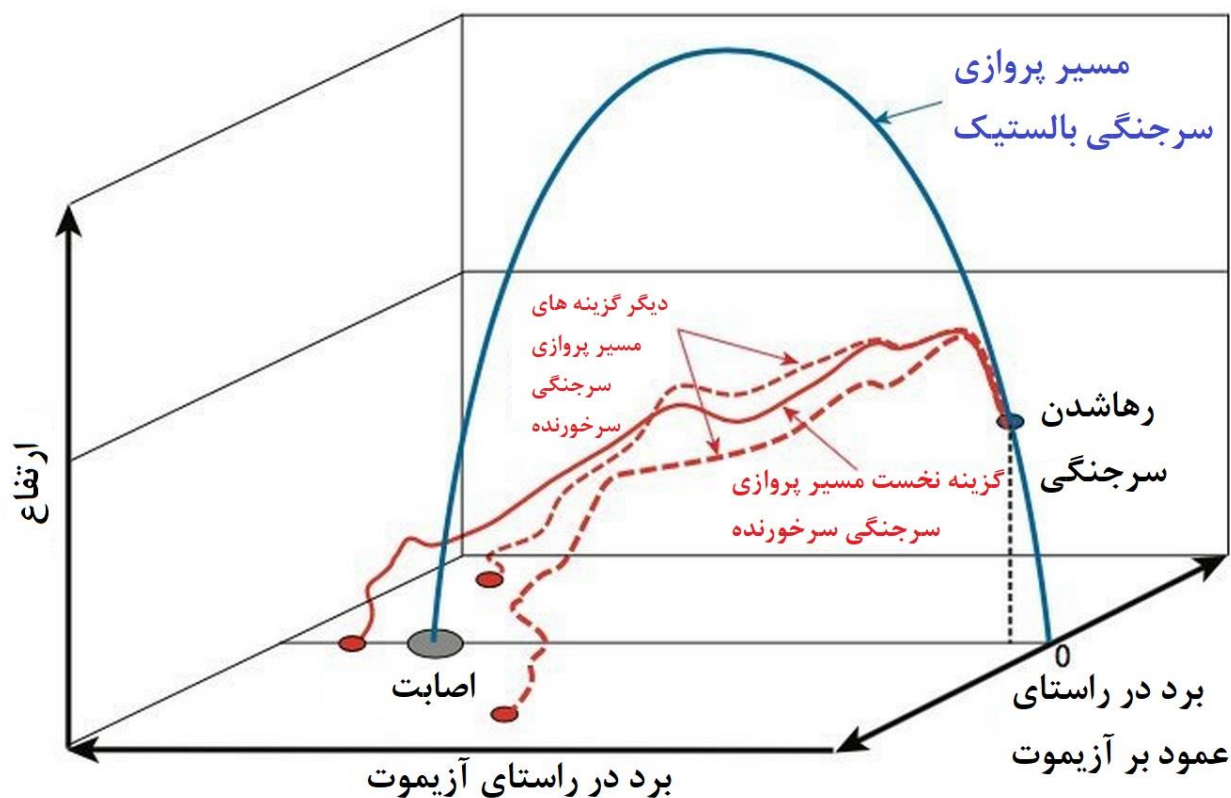
۴. دشواریهای پدافند

در حال حاضر، تسلیحات انرژی جنبشی به نحو گسترده ای در سامانه های پدافند موشکی آمریکایی مورد استفاده قرار می گیرد. جدول ۳ شاخصهای تاکتیکی اصلی تسلیحات انرژی جنبشی در سامانه های پدافند موشکی موجود ایالات متحده را نشان می دهد [۱۰]. مبتنی بر تحلیل و جمع بندی مشخصات مسیر سرخوردنی آبرصوتی فضای نزدیک، و مقایسه آنها با پارامترهای عملکردی اصلی تسلیحات انرژی جنبشی موجود، مشخص می شود که دشواریها و کاستی هایی هنگام مواجهه پدافند انرژی جنبشی با چنین تسلیحاتی رخ خواهد داد.

جدول ۳ شاخصه های عملکردی تسلیحات انرژی جنبشی اصلی ایالات متحده

پارامترهای عملکردی	KEI	GBI	SM-3 1A/1B	تاد (THAAD)	PAC-3
بیشینه مسافت عملیاتی (کیلومتر)	-	۵۵۰۰	۵۰۰	۳۰۰	۴۰
بیشینه ارتفاع عملیاتی (کیلومتر)	۲۰۰	۱۸۰۰<	۶۰۰	۱۵۰	۴۵
کمینه ارتفاع عملیاتی (کیلومتر)	۳۰	-	۷۰	۴۰	۱۵
روش هدایت نهایی	سامانه هدایت خودکار	جستجوگر چندرنگی	جستجوگر فروسرخ غیرفعال	جستجوگر فروسرخ غیرفعال	رادار فعال باند Ka+ نیمه فعال باند C
سرعت بیشینه (کیلومتر بر ثانیه)	۶	۷.۵	۳-۳.۵	۲.۵	۱.۷

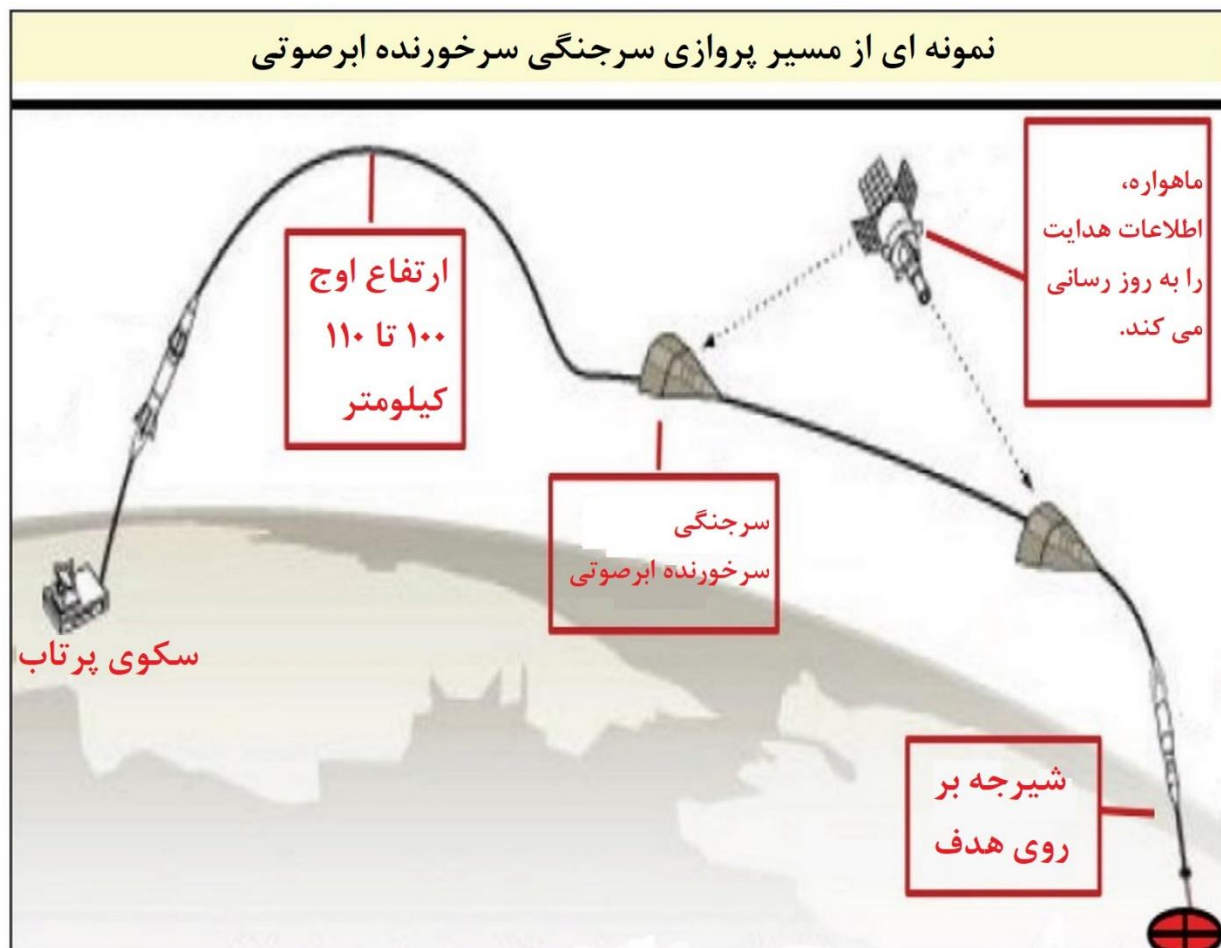
مسیر پروازی سرجنگی بالستیک در مقایسه با مسیرهای پروازی سرجنگیهای سرخورنده



(۱) قابلیت محدود انتقال هدایت فاز میانی و فاز نهایی

تسلیحات انرژی جنبشی سامانه پدافند موشکی، برای مقابله با موشکهای بالستیک طراحی می شوند، که هدایت فاز میانی آنها در وضعیت پیشگویی بخشی از مسیر پروازی موشک بالستیک، و پیش بینی نقاط اصابت، عمل می کند. البته، پس از ورود به جو سرجنگی سرخورنده آبرصوتی، به دلیل اثرات دینامیکی، ارتفاع و سرعت پرواز آن به نحو گسترده ای تغییر کرده و مانورپذیری آن به

شدت افزایش می یابد. این موضوع سبب می شود تا این مسیر پروازی پویا به طور دقیق قابل پیشگویی نبوده و در نهایت، در انتهای فاز هدایتی موشک پدافندی، فاصله ای چند صد کیلومتری میان تسلیحات انرژی جنبشی و موشک هدف، به وجود آید. با وجود این که در موشک پدافندی «استاندارد-۳» از جستجوگر فروسرخ موج بلند استفاده شده، که برد شناسایی آن نسبت به موشکهای بالستیک تاکتیکی، تا ۳۰۰ کیلومتر است، انحراف موقعیت بزرگتر میان موشک پدافندی و موشک هدف، منجر می شود تا هدف از محدوده زاویه شناسایی آن که برابر با $\pm 1.5^\circ$ است، خارج شود. در نهایت، انتقال از هدایت فاز میانی به فاز نهایی، حاصل نخواهد شد.



(۲) فقدان مانورپذیری

در حالت کلی، تسلیحات انرژی جنبشی لازم است هنگام درگیری با هدف، از قابلیت‌های مانورپذیری زیادی برخوردار باشند. مانورپذیری سرچنگی سرخورنده ابرصوتی، باید تا حدود 3g باشد که نیازمندیها و الزامات تسلیحات انرژی جنبشی را افزایش می دهد.

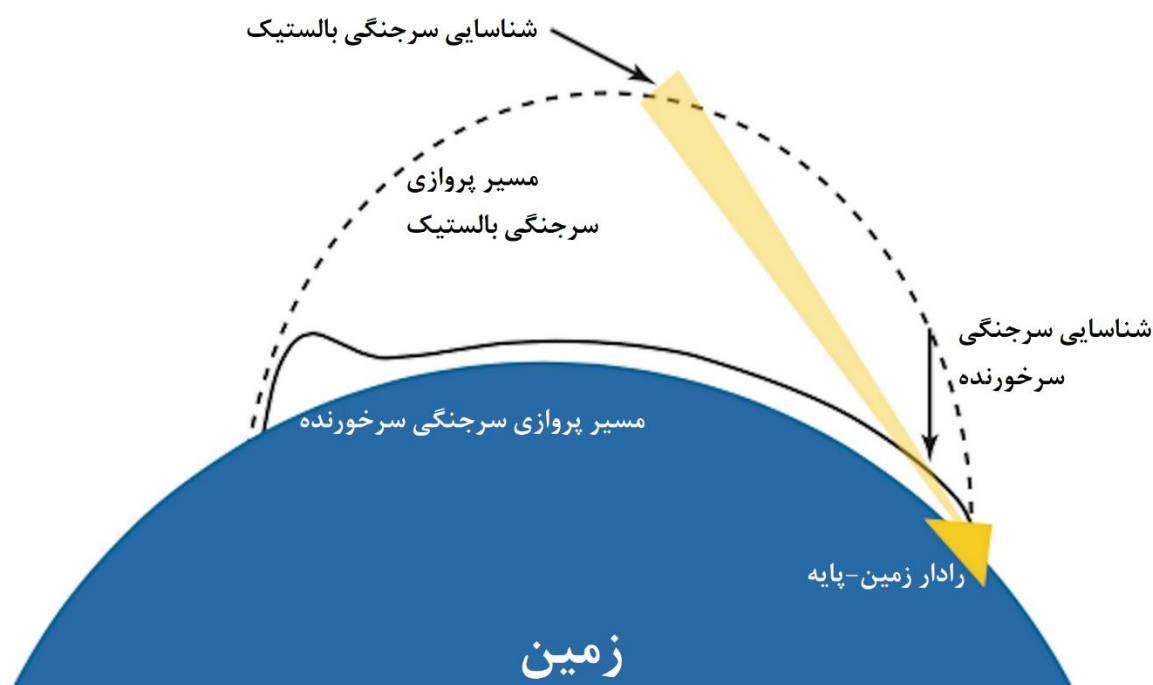
(۳) ناکافی بودن سرعت

سرعت سرچنگی سرخورنده ابرصوتی پس از پرواز به مسافت ۵۰۰۰ کیلومتر، می تواند همچنان در حدود 4000 m/s باشد. برای مقابله پدافندی مطابق با ناوبری تناسبی، سرعت تسلیحات انرژی جنبشی باید دست کم ۱.۲ برابر سرعت موشک هدف باشد. در حالت کلی، ارتفاع مناسب برای مقابله پدافندی با سرچنگی سرخورنده ابرصوتی فضای نزدیک، کمتر از ۴۰ کیلومتر است، اما بیشینه سرعت تسلیحات انرژی جنبشی در این ارتفاع، هنگام نزدیک شدن به هدف، کمتر از 3.5 km/s است. مشخصاً، سرعت آنها برای درگیری با سرچنگی سرخورنده ابرصوتی فضای نزدیک، کافی نیست.

(۴) فقدان برد پدافندی

از جدول ۳ می‌توان مشاهده کرد که سامانه‌های پدافندی فاز نهایی (درون جوی) (مانند PAC-3) قابلیت مقابله با اهداف در محدوده ارتفاعی ۲۰-۴۰ کیلومتر را دارند، اما هنگامی که سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی در حال پرواز با سرعت حدود ۳۰۰۰ متر بر ثانیه است، احتمال برخورد با آن توسط این سامانه‌ها، بسیار پایین است، و مسافت پدافند هنگام مقابله با این اهداف در اواسط مسیر پروازی، کافی نیست. برد پدافندی برای سامانه‌های پدافندی ارتفاع بالا و فاز میانی (مانند تاد و SM-3) نیز تا ۵۰۰ کیلومتر و بیشتر می‌رسد، اما ارتفاع پدافندی آنها بیش از ۴۰ کیلومتر است، که فراتر از ارتفاع سرخوردن سرچنگی در ارتفاع نزدیک است. از اینرو، سامانه‌های تسلیحاتی انرژی جنبشی موجود، در مواجهه با سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی فضای نزدیک، دارای نقطه کور پدافندی هستند.

مقایسه شناسایی سرچنگی سُرخورنده و سرچنگی بالستیک توسط رادارهای زمین-پایه



(۵) فقدان قابلیت شناسایی و رهگیری

به منظور فراهم کردن زمانهای پاسخ کافی برای سامانه‌های تسلیحات انرژی جنبشی و برآورده کردن نیازهای عملیاتی اصابت موثر، برد موثر رادار، به عنوان وسیله شناسایی و ردیابی زمین-پایه اصلی، باید به بیش از ۱۰۰۰ کیلومتر برسد. اما سرچنگیهای سُرخورنده آبرصوتی فضای نزدیک، در ارتفاع پایین پرواز می‌کنند و ارتفاع آنها در بیشتر مواقع بین ۳۰ تا ۴۰ کیلومتر است، لذا تنها با در نظر گرفتن انحنای کره زمین، برد بیشینه رادار آرایه فازی برابر با ۷۲۰ کیلومتر خواهد بود. در عین حال، ممکن است در اثر نرخ سرعت زاویه ای بالا در پویش پرتوی رادار، سرچنگی به سرعت پویش شود که با توجه به بالا بودن مانورپذیری و غیرقابل پیش بینی بودن، می‌تواند منجر به ناکافی بودن ظرفیت ردیابی پایدار برای رادار شود.

۵. جمع بندی و نتیجه گیری

مشخصات ورود به جو بالستیکی سرچنگیهای سُرخورنده آبرصوتی از منظر برد، سرعت، ارتفاع، فرابار، و غیره به روشهای مدلسازی ریاضی و شبیه سازی، مورد تحلیل قرار گرفته است. بر این مبنا، دشواریها و کاستی های سامانه سلاح انرژی جنبشی برای مقابله پدافندی با این تسلیحات مورد بحث قرار گرفته است. این مقاله به افزایش آگاهی های موجود درباره مشخصات سرچنگیهای آبرصوتی کمک کرده و مرجعی را برای پیش بینی مسیر پروازی، طراحی و بهینه سازی توانایی های پدافند فضای نزدیک، فراهم می کند.

- [1]. XIE Yu, LIU Luhua, TONG Guojian, XU Mingliang. Weaving Maneuver Trajectory Design for Hypersonic Glide Vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(12): 2174-2181.
- [2]. Jianlin Li. Research of Near Space Hypersonic Vehicle Development[M]. China Astronautic Publishing House, 2012.
- [3]. LIU Chao-feng, WANG Gu, ZHANG Zhen-ming, et al. Technical Requirement Analysis of Air Defense System Intercepting Fast Attack Weapons in Near Space [J]. *Modern Defense Technology*, 2015, 5: 005.
- [4]. Chen Xiaoqing, Hong Zhongxi, Liu Jianxia. Trajectory Characteristics of Hypersonic Gliding Vehicle[J]. *Missiles and Space Vehicle*, 2011 (2): 5-9.
- [5]. LI Guang-hua, ZHANG Hong-bo, TANG Guo-jian. Typical Trajectory Characteristics of Hypersonic Gliding Vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(4): 397-403.
- [6]. HU Zheng-dong, CAO Yuan, ZHANG Shi-feng, et al. Trajectory Performance Analysis and Optimization Design for Hypersonic Skip Vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(3): 821-825.
- [7]. Zhao Hanyuan. Flight Vehicle Reentry Dynamics and Guidance[M]. National University of Defense Technology Press, 1997.
- [8]. Duan G, Sun Y, Zhang M, et al. Aerodynamic coefficients models of hypersonic vehicle based on aero database[C]//Pervasive Computing Signal Processing and Applications (PCSPA), 2010 First International Conference on. IEEE, 2010: 1001-1004.
- [9]. U.S. Conventional Prompt Global Strike: Issues for 2008 and Beyond [R]. Committee on Conventional Prompt Global Strike Capability, National Research Council, 2008.
- [10]. Chen Shitao, Yang Jianjun, Ma Li. Terminal High Altitude Aera Defense System and Operational Disposition [J]. *Winged Missiles Journal*, 2011 (5): 61-65.

مدلسازی عملکرد سرجنگیهای سُرخورنده آبرصوتی

چکیده

ایالات متحده، روسیه، و چین در حال توسعه آرایه ای از تسلیحات آبرصوتی هستند - تسلیحات مانورپذیری که سرجنگیهایی را درون اتمسفر با سرعت بیش از پنج برابر سرعت صوت، حمل می کنند. طرفداران این تسلیحات مدعی هستند که این سلاحها، از منظر زمان پرواز و گریزپذیری از سامانه های هشدار اولیه پدافندی، عملکرد بهتری نسبت به موشکهای موجود دارند. در اینجا، ما مدلسازی محاسباتی پرواز سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی را گزارش کرده ایم که نشان می دهد که این تسلیحات، در مقایسه با موشکهای بالستیک پرواز کننده با ارتفاع کاهش یافته، مسافتهای بین قاره ای را کُندتر می پیمایند، و این که این تسلیحات در بخش زیادی از مسیر پروازشان، در برابر حسگرهای فضا-پایه موجود، قابل رویت هستند. محدودیتهای فیزیکی اعمال شده به پرواز در جو در ارتفاع پایین، بیانگر آن است که تسلیحات آبرصوتی در مقایسه با فناوریهای کنونی موشکهای بالستیک، یک توسعه تکاملی - و نه تحولی - محسوب می شوند. برداشت نادرست از عملکرد تسلیحات آبرصوتی مربوط به فرآیندهای اجتماعی است که سازمانهای توسعه دهنده این تسلیحات، برای جذب بودجه و ادامه سرمایه گذاری، واقعیتهای فنی نادرستی را ایجاد کرده اند. مدلسازی گزارش شده در این جا، مبنایی را برای تحلیل دقیق و کمی عملکرد تسلیحات آبرصوتی فراهم می کند.

مقدمه

سرجنگیهای آبرصوتی، رده جدیدی از فناوریهای موشکی را در بر دارند - وسایلی که حامل سرجنگی بوده و با سرعت بیش از پنج برابر سرعت صوت در جو حرکت می کنند [۱]. مشخصات پروازی آنها متفاوت از موشکهای بالستیک است، چرا که موشکهای بالستیک، بخش زیادی از پرواز خود را بیرون از جو می گذارند و مانورپذیری محدودی دارند. همچنین، این مشخصه های پروازی با موشکهای کروز فروصوتی یا فراصوتی نیز متفاوت است زیرا با وجود این که موشکهای کروز فروصوتی یا فراصوتی درون جو حرکت می کنند، با سرعت بسیار کمتری پرواز می کنند.

هم اکنون ایالات متحده، چین، و روسیه در حال رقابت برای توسعه این تسلیحات هستند، و هر کدام برای به خدمت گرفتن آرایه وسیعی از سامانه های آبرصوتی در دهه های پیش رو، برنامه هایی دارند [۲]. برای مثال، آخرین بودجه نظامی ایالات متحده، حاوی ۳.۲ میلیارد دلار برای برنامه های تسلیحات آبرصوتی است که حدود ۳ درصد از کل بودجه پژوهش و توسعه نظامی را تشکیل می دهد [۳]. چین نیز سرمایه گذاری سنگینی بر روی زیرساختهای توسعه آبرصوتی و سامانه های سلاح مرتبط انجام داده است، که طبق گزارشها، در حوزه آزمایش این فناوریها از ایالات متحده پیشی گرفته است [۴]. روسیه، که گزارش شده که نخستین کشوری است که موشک آبرصوتی را عملیاتی کرده است، این تسلیحات را به عنوان هسته مرکزی راهبرد امنیتی خود مشخص کرده و دست کم سه سامانه آبرصوتی مختلف را به نحو گسترده ای مورد آزمایش قرار داده است [۵].

این رقابت تسلیحاتی نوظهور مبتنی بر ادعاهایی است که قابلیتهای بی نظیری را برای این تسلیحات فرض کرده و ادعا می کند که تحولی در جنگ افزار موشکی ایجاد می کند - ادعاهایی که در رسانه های خبری، بیانیه های دولتی، و منابع علمی فراگیر شده است. موشکهای آبرصوتی عموماً به عنوان «تغییر دهنده های بازی» توصیف می شوند [۶]. با ادعای «سرعت فوق العاده»، گفته می شود که این تسلیحات «در کسری از زمانی که توسط موشکهای بالستیک و کروز موجود طول می کشد، بر روی افق حرکت کرده و به اهداف اصابت می کند» [۷]. به طور خلاصه، طرفداران این تسلیحات ادعا می کنند که «توسعه در پیشران آبرصوتی، با فراهم کردن قابلیت حمله سریعتر به اهداف، تحولی در جنگ افزارها ایجاد می کند» [۸]. این مزیت سرعت به همراه با ایمنی در برابر ردگیری، تسلیحات آبرصوتی را در برابر سامانه های هشدار اولیه موجود، تقریباً «ناپیدا» می کند [۹]. به علاوه، ادعا شده در حمله آبرصوتی، این قابلیتها «به نحو چشمگیری زمانهای تصمیم گیری و پاسخگویی را کاهش می دهد» و مواضع مورد هدف قرار گرفته را با «زمان ناکافی برای شناسایی مطمئن و تایید ماهیت حمله انجام شده، و نیز تصمیم گیری برای چگونگی پاسخگویی» تنها می

گذارد [۱۰]. با وجود این ادعاها، قابلیت‌های دقیق موشک‌های آبرصوتی، تاکنون نامطمئن و بحث برانگیز مانده است. برخلاف توصیف عمومی از این تسلیحات به عنوان تحولی در جنگ افزارهای نظامی، تحلیل‌های متعدد کنونی، بیان می‌کند که این تسلیحات در مقایسه با فناوریهای موشکی موجود، مزایای چندانی بیشتری ندارند [۱۱]. ارزیابی فنی دقیق، کمی، و مبتنی بر اطلاعات منابع آزاد، برای شناسایی قابلیت‌های این فناوری نوظهور و اثرات احتمالی آن بر امنیت بین الملل، ضروری است.

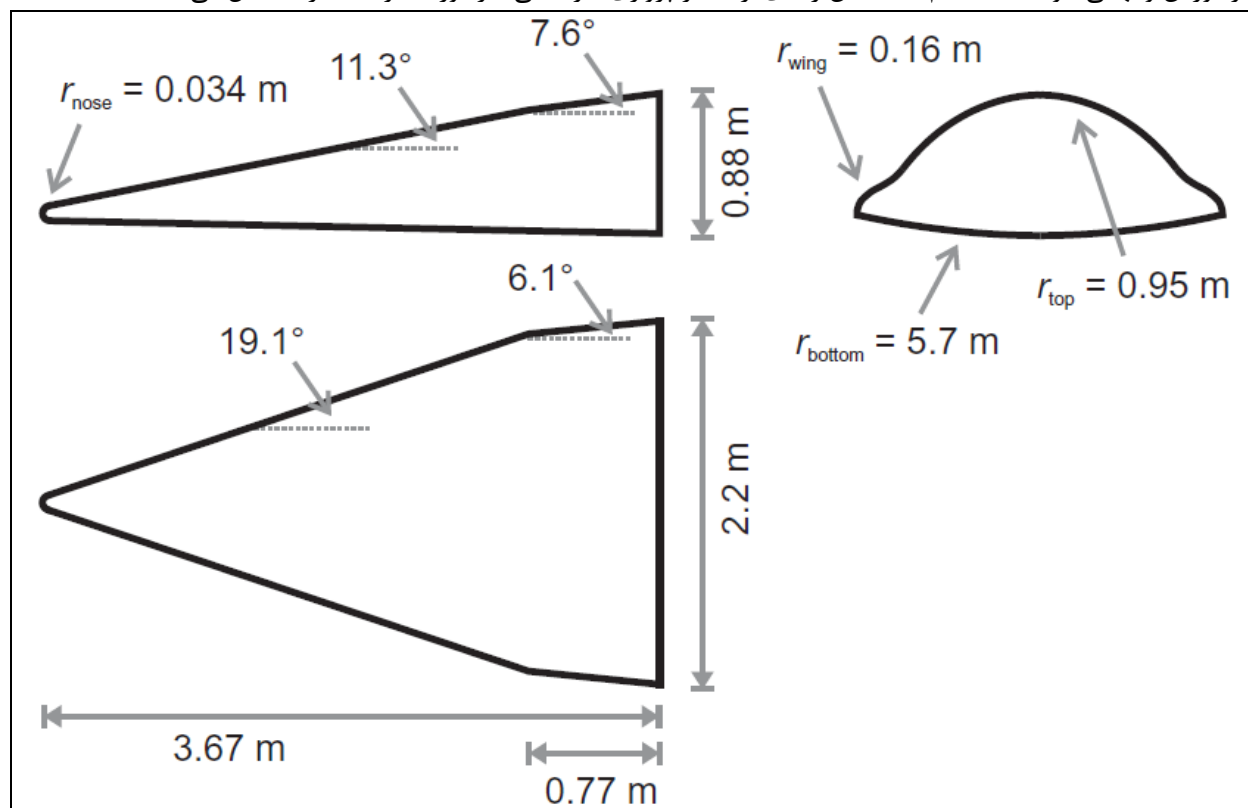
در این مقاله، نتایج مدلسازی محاسباتی پرواز سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی، گزارش شده است. تحلیل ما نشان می‌دهد که موشک آبرصوتی، مسافت‌های بین قاره ای را در مقایسه با موشک بالستیک با مسیر پروازی ارتفاع پایین، گُندتر می‌پیماید. به علاوه، موشک‌های آبرصوتی در بخش زیادی از مسیر پروازی، در برابر سامانه‌های پدافندی هشدار اولیه فضا-پایه موجود، همچنان مرئی باقی می‌ماند. در نهایت، این نتایج نشان می‌دهد که پیامدهای عملکردی و راهبردی تسلیحات آبرصوتی با فناوریهای موشک‌های بالستیک موجود، به نحو گسترده‌ای قابل مقایسه است. در حالی که تسلیحات آبرصوتی، مزایای متوسطی از قبیل مانورپذیری را ارائه می‌دهند، محدودیت‌های فیزیکی بنیادین اعمال شده توسط پرواز ارتفاع پایین درون جوی، در بهترین حالت، این تسلیحات را یک پیشرفت تکاملی - و نه تحولی - معرفی می‌کند. تداوم برداشتهای نادرست از عملکرد تسلیحات آبرصوتی، ناشی از فرآیندهای اجتماعی است که در آن واقعیت‌های خطا دار فنی توسط سازمان‌های توسعه دهنده این تسلیحات، به صورت اجتماعی تولید شده و منتشر شده است. در بخش نخست این مقاله، مدل ریاضی پرواز یک سرچنگی آبرصوتی فرضی ارائه شده است. نتایج محاسبات و پیامدهای آنها بر عملکرد سلاح آبرصوتی در بخش بعد، ارائه شده است. بخش آخر، منشاء اجتماعی برداشتهای نادرست درباره قابلیت‌های سلاح آبرصوتی مورد بررسی قرار گرفته است. جمع بندی این مقاله با بحث درباره پرسشهای بیشتر درباره قابلیت‌های تسلیحات آبرصوتی همراه خواهد بود که در آن رویکرد مدلسازی گزارش شده در اینجا، مورد استفاده قرار خواهد گرفت.

مدلسازی محاسباتی پرواز آبرصوتی

تسلیحات آبرصوتی را می‌توان به دو دسته متمایز تقسیم بندی کرد: موشک‌های کروژ و سرچنگیهای سُرخورنده [۱۲]. موشک‌های کروژ آبرصوتی، مشابه موشک‌های کروژ فروصوتی و فراصوتی عمل می‌کنند - از موتورهای هوا-تنفسی برای راندن آنها درون اتمسفر استفاده می‌کنند - اما در سرعت‌های بالاتری پرواز می‌کنند. البته موشک‌های کروژ آبرصوتی هنوز نمی‌توانند به سرعت‌ها یا بردهای قابل حصول توسط سرچنگیهای سُرخورنده برسند، چرا که این سرچنگی‌ها توسط موتورهای موشک به سرعت‌های بسیار بالا می‌رسند، مشابه کاری که در موشک‌های بالستیک انجام می‌شود. سپس این سرچنگی‌ها با سر خوردن بر روی لایه بالایی جو به حرکت بدون پیشران خود ادامه می‌دهند تا این که به هدف خود برسند. از آنجا که سرچنگیهای آبرصوتی سُرخورنده، نمایانگر جلودار عملکرد موشک‌های آبرصوتی برحسب سرعت و برد است، و نیز به دلیل این که عمده فعالیت‌های توسعه ای کنونی بر روی این سرچنگیها متمرکز شده است، تحلیل ما نیز بر روی این رده از تسلیحات متمرکز می‌باشد.

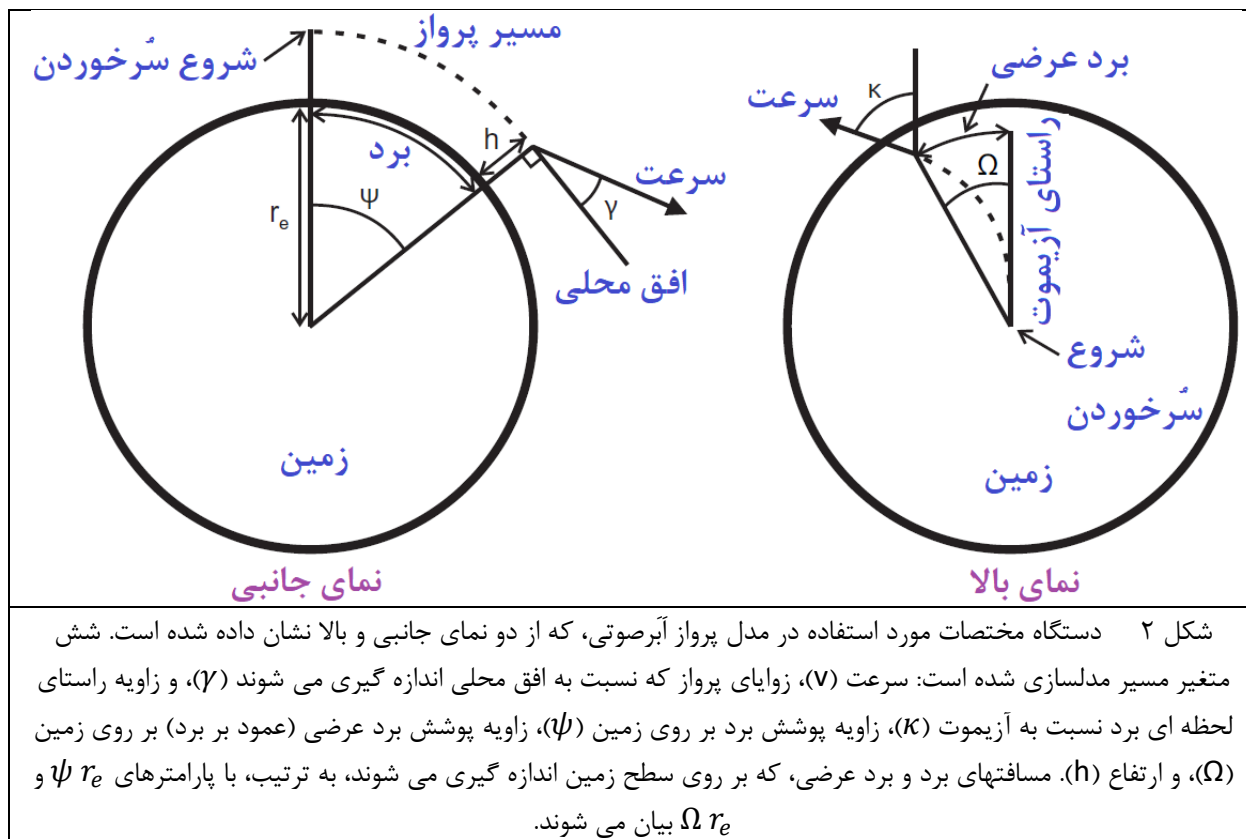
پرواز سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی را می‌توان به شش مرحله تقسیم کرد: موتور روشن، بالستیک، ورود به جو، بالا کشیدن، سر خوردن، و فازهای نهایی [۱۳]. در فاز موتور روشن (فاز فعال)، یک موتور راکت، موشک حامل سرچنگی آبرصوتی را تا هنگامی که سوخت راکت تمام شود، حمل می‌کند، که در این نقطه، سرچنگی از راکت جدا شده و بدنه راکت به سمت زمین سقوط می‌کند. در فاز بالستیک، سرچنگی بر فراز جو، تحت تاثیر گرانش در یک مسیر بالستیکی پرواز می‌کند. هر دو این فازها با پرتاب یک موشک بالستیک، قابل مقایسه هستند. مسیرهای پروازی سرچنگی آبرصوتی در فازهای ورود به جو و بالا کشیدن، متفاوت از مسیر موشک‌های بالستیک می‌شوند. در اینجا، سرچنگی وارد لایه بالایی جو شده، سپس فرود خود را گُند می‌کند تا وارد یک مسیر پروازی سر خوردن پایدار شود. در فاز سر خوردن، سرچنگی، برای آیرو دینامیک تولید می‌کند تا مسیر پرواز تقریباً افقی را حفظ کند. در نهایت، در فاز نهایی، سرچنگی سُرخورنده به سمت هدف خود شیرجه می‌زند. ما فازهای فعال و بالستیک را با استفاده از معادلات استاندارد حرکت برای پرواز موشک بالستیک (بخش پیوست) مدل می‌کنیم [۱۴]. دینامیک پیچیده فاز بالا کشیدن، که با استفاده از که شبیه سازی دقیق آن با استفاده از داده‌های موجود درباره پارامترهای سرچنگی سُرخورنده کار دشواری است، به صورت تحلیلی با استفاده از یک

روش ریاضی ساده توسط اکتون مورد بررسی قرار گرفته است [۱۵]. ما یک مدل محاسباتی دقیقتر برای شبیه سازی فازهای سرخوردن و نهایی، توسعه داده ایم، که بخش زیادی از مسیر پروازی سرچنگی سرخورنده برد بلند را تشکیل می دهد.



شکل ۱ هندسه سرچنگی سرخورنده HTV-2 مورد استفاده در این تحلیل. از آنجا که ما پارامترهای آیرودینامیک (ضریب بالستیک و نسبت برآ به پسا) را از تحلیل داده های آزمون پروازی به دست آورده ایم، نتایج مسیرهای پروازی ما مستقل از هندسه فرض شده برای سرچنگی است. البته، گرمایش سطح محاسبه شده و تابش پرتوهای فروسرخ، وابسته به این هندسه است.

سرچنگی سرخورنده فرضی مدل شده در اینجا، مبتنی بر «سرچنگی فناوری آبرصوتی-۲» (HTV-2) است، یک سرخورنده آزمایشی که به طور مشترک توسط نیروی هوایی آمریکا و سازمان پروژه های پژوهشی پیشرفته دفاعی (DARPA) توسعه یافته و مورد آزمایش قرار گرفت. این سامانه عموماً به عنوان یک سرچنگی سرخورنده آبرصوتی با برد قاره پیما شناخته می شود. اخیراً تحلیلهای متعددی درباره مشخصات پروازی آن در مقالات و منابع عمومی منتشر شده است که داده های سودمندی را برای مدلسازی فراهم می کند [۱۷]. فرض می کنیم که این سرچنگی یک هندسه تقریباً هرمی مثلثی مبتنی بر آنچه که توسط نیو و همکارانش گزارش شده و در شکل ۱ نیز آورده شده، دارد [۱۸]. مبتنی بر تحلیل پیشین پروازهای آزمایشی HTV-2، فرض می کنیم که جرم سرخورنده $m = 1000 \text{ kg}$ باشد، نسبت برآ به پسا به پای ثابت $L/D = 2.6$ داشته باشیم و ضریب بالستیک برابر با $\beta = m/(C_d A)$ باشد، که در آن C_d ضریب پسا و A مساحت سطح مقطع موثر سرخورنده باشد [۱۹]. این پارامترهای آیرودینامیک با مقادیر گزارش شده در منابع دیگر برای سرخورنده های آبرصوتی گوه ای شکل، انطباق خوبی دارد [۲۰].



مسیر پروازی

ما پرواز درون جوی درفازهای سرخوردن و نهایی را بر روی یک مدل کروی غیر دورانی از کره زمین با استفاده از دستگاه مختصات سه بعدی نمایش داده شده در شکل ۲، مدلسازی می کنیم. در این مدل چهار نیرو بر مسیرهای پروازی تاثیر می گذارند: گرانش، برآ، پسا، و نیروی گریز از مرکز ظاهری. تاثیر این نیروها با شش معادله حرکت توصیف کننده سرعت \$(v)\$، زوایای پرواز که نسبت به افق محلی اندازه گیری می شوند \$(\gamma)\$، و زاویه راستای لحظه ای برد نسبت به آزیموت \$(\kappa)\$، زاویه پوشش برد بر روی زمین \$(\psi)\$، زاویه پوشش برد عرضی (عمود بر برد) بر روی زمین \$(\Omega)\$، و ارتفاع \$(h)\$، که همگی تابعی از زمان هستند، بیان می شوند:

$\frac{dv}{dt} = -\frac{C_d A}{2m} \rho v^2 - g \sin \gamma$	(۱)
$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{v \cos \gamma}{r_e + h} + \left(\frac{L}{D}\right) \left(\frac{C_d A}{2m}\right) \rho v \cos \sigma - \frac{g}{v} \cos \gamma$	(۲)
$\frac{d\kappa}{dt} = \left(\frac{L}{D}\right) \left(\frac{C_d A}{2m}\right) \frac{\rho v \sin \sigma}{\cos \gamma}$	(۳)
$\frac{d\psi}{dt} = \frac{v \cos \gamma \cos \kappa}{r_e}$	(۴)
$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{v \cos \gamma \sin \kappa}{r_e}$	(۵)
$\frac{dh}{dt} = v \sin \gamma$	(۶)

که در آن C_d ضریب پسای سرجنگی، A مساحت سطح مقطع موثر آن، m جرم آن، q چگالی جو، g شتاب ناشی از گرانش، r_e شعاع زمین، L/D نسبت برآ به پسای سرجنگی، و σ زاویه چرخ (رول) سرجنگی است [۲۱]. چگالی جو را با استفاده از جو استاندارد ایالات متحده مربوط به سال ۱۹۷۶، محاسبه می کنیم. مسافتهای برد و برد عرضی بر روی سطح زمین اندازه گیری می شوند و به ترتیب با روابط ψr_e و Ωr_e به دست می آیند.

ما شبیه سازی پرواز را با بردار سرعت موازی با سطح افق زمین آغاز می کنیم. یک ارتفاع تعادلی را فرض می کنیم که در آن وزن سرجنگی برابر با مجموع نیروی برآی تولید شده توسط سرجنگی و نیروی گریز از مرکز ظاهری ناشی از پرواز بر فراز زمین کروی است، که از این رابطه به دست می آید:

$\frac{(L/D)\rho v^2 g}{2\beta} + \frac{v^2}{r_e} - g = 0$	(۷)
--	-----

با انتگرال گیری به روش رانگ-کوتای مرتبه دوم (نقطه میانی) از معادلات حرکت (معادلات (۱) تا (۶)) نسبت به زمان، مسیر پروازی سرخوردن را محاسبه می کنیم. مانور نیز با تغییر دادن زاویه چرخ (رول) سرجنگی سرخورنده، شبیه سازی می شود؛ برای زوایای چرخ غیر صفر، بخشی از نیروی برآ در راستای افق، عمود بر راستای بردار سرعت، اعمال می شود. در فاز نهایی، ما شیرجه وارونه را مدلسازی می کنیم که در آن، سرجنگی سرخورنده، کاملاً وارونه می شود (یعنی با زاویه چرخ ۱۸۰ درجه)، به گونه ای که راستای نیروی برآ به سمت زمین خواهد بود. این مانور موجب عبور سریعتر و موثرتر از جو غلیظ پایینی می شود [۲۲]. گزارش شده که مانور شیرجه وارون در آزمونهای پروازی HTV-2 مورد استفاده قرار گرفته است [۲۳].

گرمایش آیرودینامیک

همچنان که سرجنگی سرخورنده با سرعتهای آبرصوتی از جو غلیظ عبور می کند، امواج شوک در هوای مجاور تشکیل می شود. بخش زیادی انرژی جنبشی سرجنگی سرخورنده، با کاهش سرعت آن ناشی از پسای جو، از دست رفته و به صورت گرمایش شدید آیرودینامیک، به هوای مجاور خود منتقل می شود. بخشی از این گرما به خود سرجنگی رسوخ می کند، که دماهای بسیار بالایی در سطوح بیرونی آن ایجاد می کند. برای مدلسازی این گرمایش، حالت جریان گاز آشفته بر روی سطح غیر فداشونده و کاتالیتیک سرجنگی سرخورنده را در نظر می گیریم. با استفاده از معادلات پدیدارشناسانه گزارش شده توسط تاوبر و همکاران، برای انتقال حرارت در جریانهای آبرصوتی، انتقال حرارت به این سطح را محاسبه می کنیم [۲۴]. در نقطه سکون (نوک لبه حمله سرجنگی سرخورنده)، شار حرارتی به سطح سرجنگی با رابطه زیر تقریب زده می شود:

$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{SP} = \frac{1.83 \times 10^{-4}}{\sqrt{r_n}} \left(1 - \frac{h_w}{h_0}\right) \rho^{0.5} v^3$	(۸)
--	-----

که در آن dq/dt شار حرارتی برحسب واحد $J/m^2 s$ می باشد، r_n شعاع لبه حمله سرجنگی سرخورنده بر حسب متر (که برای هندسه سرجنگی سرخورنده نشان داده شده در شکل ۱ برابر با ۰.۰۳۴ m است)، h_w آنتالپی بر واحد جرم دیواره سرجنگی، h_0 آنتالپی سکون بر واحد جرم، ρ چگالی جو برحسب واحد kg/m^3 ، و v سرعت سرجنگی نسبت به هوا برحسب m/s می باشد. آنتالپی سکون با رابطه $h_0 = v^2/2 + (2.3 \times 10^5 J/kg)$ و آنتالپی دیواره با رابطه $h_w = 1000 T_w J/kg$ می آید که در آن T_w دمای دیواره برحسب کلوین است [۲۵].

با تقریب زدن سایر سطوح سرجنگی به یک هرم چهار وجهی (دو سطح بالایی، یک سطح زیرین، و یک سطح در قاعده یا پشت سرجنگی سرخورنده) که در زوایای گوناگونی نسبت به راستای جریان هوا قرار گرفته اند، گرمایش آنها را محاسبه می کنیم. با این تقریب، می توان دوباره از معادلات پدیدارشناسانه به دست آمده توسط تاوبر و همکارانش، برای انتقال حرارت به صفحات تخت در جریان آبرصوتی آشفته، بهره گرفت. هنگامی که $v > 4 km/s$ است:

$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{FP} = 2.2 \times 10^{-5} \left(\frac{(\cos\theta)^{2.08} (\sin\theta)^{1.6}}{x^{0.2}} \right) \left(1 - \frac{1.11 h_w}{h_0} \right) \rho^{0.8} v^{3.7}$	(۹)
---	-----

و هنگامی که $v < 4 \text{ km/s}$ است:

$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{FP} = 3.89 \times 10^{-4} \left(\frac{(\cos\theta)^{1.78} (\sin\theta)^{1.6}}{x^{0.2}} \right) \left(1 - \frac{1.11 h_w}{h_0} \right) \left(\frac{556}{T_w} \right)^{0.25} \rho^{0.8} v^{3.37}$	(۱۰)
---	------

که در آن θ زاویه میان سطح سرجنگی و جریان آزاد، x فاصله بر روی سرجنگی بر حسب متر، و T_w دمای دیواره سرجنگی بر حسب کلوین است. این روش، انطباق خوبی را با نتایج محاسبات دینامیک سیالات محاسباتی نشان می دهد [۲۶].

همچنان که گرما از گاز مجاور به سطح سرجنگی آبرصوتی جریان می یابد، این سطح، همزمان گرما را به صورت تابش حرارتی ساطع می کند. با فرض پوسته آیرودینامیک غیر فداشونده با درون کاملاً عایقکاری شده و چشم پوشی از رسانایی حرارت در راستای پوسته، یک سرجنگی سُرخورنده در پرواز حالت پایدار، به تعادل گرمایی در حد تشعشعی - آدیاباتیک می رسد [۲۷]. در این حد، شار گرمایی از گاز به سرجنگی برابر با شار گرمایی تابش شده از سطح آن است که با قانون استفان-بولتزمن به دست می آید:

$\left(\frac{dq}{dt}\right)_{rad} = \varepsilon \sigma T_w^4$	(۱۱)
---	------

که در آن ε ضریب گسیل سطح، و σ ثابت استفان-بولتزمن است [۲۸]. ضریب گسیل پوسته آیرودینامیک کربنی سرجنگی سُرخورنده HTV-2 را برابر با $\varepsilon = 0.85$ می گیریم [۲۹]. با برابر قرار دادن روابط (۸)، (۹)، یا (۱۰) با رابطه (۱۱)، پارامتر T_w به عنوان تابعی از موقعیت بر روی سطح سرجنگی به دست می آید.

تابش گرمایی در طیف فروسرخ

سطح سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی هنگام سرخوردن نوعاً به دماهای هزاران کلوین می رسد که تابش گرمایی چشمگیری در طیف فروسرخ (IR) تولید می کند [۳۰]. هنگامی که این ردپای فروسرخ به اندازه کافی چشمگیر باشد، می تواند توسط حسگرهای فروسرخ فضا-پایه، از انواعی که ایالات متحده و روسیه در سامانه های هشدار اولیه موشکی خود مورد استفاده قرار می دهند، شناسایی شود [۳۱].

برای کمی کردن این تابش فروسرخ، پرتوافکنی طیفی L (شار تابشی بر واحد زاویه سه بعدی بر واحد مساحت تصویر شده بر واحد فرکانس) سرجنگی سُرخورنده را با استفاده از قانون پلانک محاسبه می کنیم:

$L(\lambda, T_w) = \left(\frac{2\varepsilon h c^2}{\lambda^5} \right) \left(\frac{1}{e^{\frac{hc}{\lambda k_B T}} - 1} \right)$	(۱۲)
---	------

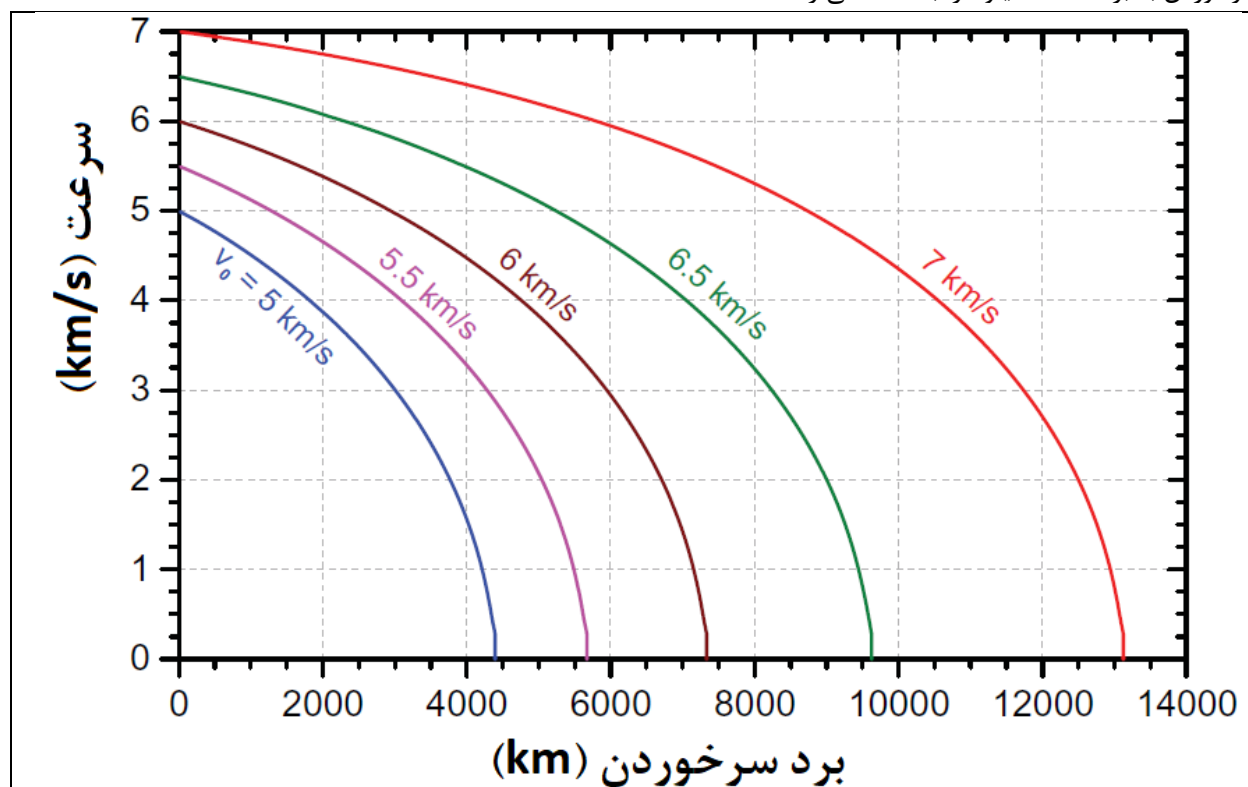
که در آن λ طول موج نور، h ثابت پلانک، c سرعت نور، و k_B ثابت بولتزمن است [۳۲]. آنگاه از رابطه (۱۲) انتگرال دوگانه بر روی نوار طول موج مورد نظر و مساحت مشاهده شده از سطح سرجنگی سُرخورنده می گیریم، که نتیجه آن، شدت تابش مشاهده شده کل سرجنگی (شار تابشی بر واحد زاویه فضایی) خواهد بود. نتایج گزارش شده در اینجا با فرض آن است که ناظر مستقیماً بالای سرجنگی قرار گرفته است؛ زوایای مشاهده مختلف ممکن است شدت تابش مشاهده شده را متناسب با تغییر مربوطه در مساحت سطح مشاهده شده، افزایش یا کاهش دهد. تضعیف جوی نیز تاثیر ناچیزی بر تابش فروسرخ به ماهواره ها از ارتفاعات پرواز متداول سرجنگی های آبرصوتی (که در محدوده ده ها کیلومتر است) دارد، و از اینرو از آن چشم پوشی می شود [۳۳].

نتایج محاسبات

مسیر پروازی

پرواز سرجنگی آبرصوتی در فازهای سرخوردن و نهایی، تا حد زیادی تحت تاثیر پسای جوی است. در حالی که موشکهای بالستیک، بخش زیادی از مسیر پروازی خود را در فضای بیرون از جو، جایی که چگالی هوا ناچیز است، می پیمایند، سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی درون جو حرکت می کند، جایی که برای تولید نیروی برآی لازم برای پرواز پایدار، چگالی هوا به اندازه کافی بالا است. همانگونه که در پارامتر L/D سرجنگی سُرخورنده بیان شده، تولید نیروی برآ به طور گریزناپذیری با تولید نیروی پسای متناسب، همراه است. این نیروی پسا، سرعت سرجنگی سُرخورنده را می کاهد که موجب محدود کردن برد قابل حصول و توانایی مانور سرجنگی می شود.

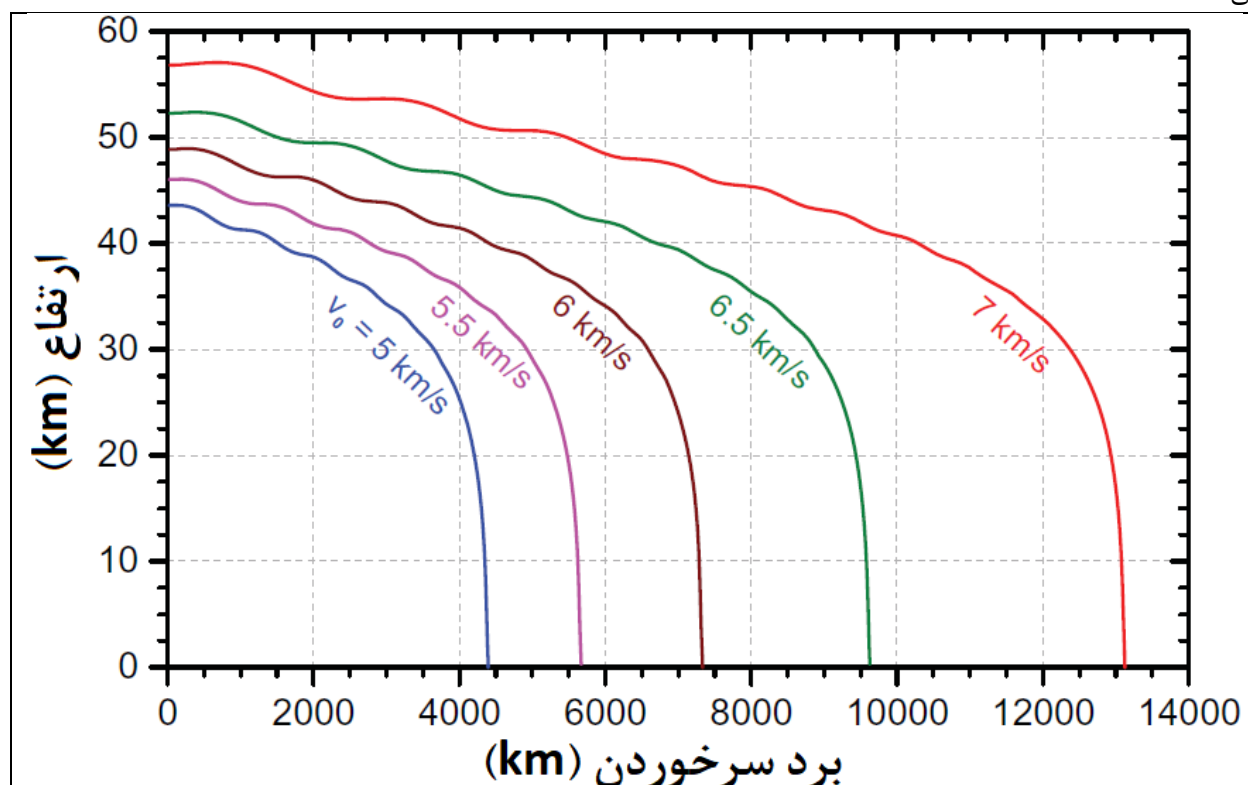
شکل ۳ سرعت محاسبه شده فاز سرخوردن سرجنگی آبرصوتی مدلسازی شده، به عنوان تابعی از برد سرخوردن برای پرواز مستقیم در راستای آزیموت و بدون مانور عمود بر صفحه پرواز را نشان می دهد. داده های ارایه شده برای گستره ای از سرعتهای سرخوردن اولیه است، که با مشخصات موتور موشک، و مسیرهای پروازی انتخاب شده فازهای فعال، ورود به جو و بالا کشیدن برای یک پرتاب خاص موشک آبرصوتی، تغییر خواهد کرد. مبتنی بر تحلیل اکتون از آزمایشهای پروازی سرجنگی HTV-2، سرعتهای سرخوردن اولیه تقریباً 6 km/s را می توان برای سامانه های برد قاره پیم، متداول دانست [۳۴]. در همه موارد، نیروی پسا سریعاً سرعت سرجنگی سُرخورنده را کاهش می دهد. برای مثال، سرعت سرجنگی که سرخوردن را در $v=6 \text{ km/s}$ آغاز کرده است، پس از سرخوردن به برد ۶۰۰۰ کیلومتر، به نصف می رسد.



شکل ۳ سرعت سرجنگی آبرصوتی به عنوان تابعی از برد سرخوردن برای سرعتهای سرخوردن اولیه گوناگون، نشان می دهد که چگونه پسای جوی سرعت سرجنگی را در سرتاسر فاز سرخوردن کاهش می دهد.

همچنان که سرعت سُرخورنده در اثر نیروی پسا کاهش می یابد، ارتفاع پرواز تعادلی آن نیز کاهش می یابد، با فرض این که مقدار L/D ثابت است و رابطه ثابتی میان سرعت و نیروی برآی تولید شده وجود دارد (رابطه (۷)) [۳۵]. از اینرو، همچنان که سرعت سرجنگی کاهش می یابد، سرجنگی نیز به ارتفاعات پایین تری می رود تا در آنجا چگالی بالاتر هوا موجب تولید نیروی برآی کافی

به منظور ادامه مسیر سرخوردن شود. از اینرو پرواز آبرصوتی پیوسته، در یک گریدور ارتفاع-سرعت نسبتاً باریکی مقید است [۳۶]. شکل ۴ پروازهای سرخوردن محاسبه شده بر حسب تابعی از برد سرخوردن در همان شرایط پروازی در نظر گرفته در شکل ۳ را نشان می دهد.

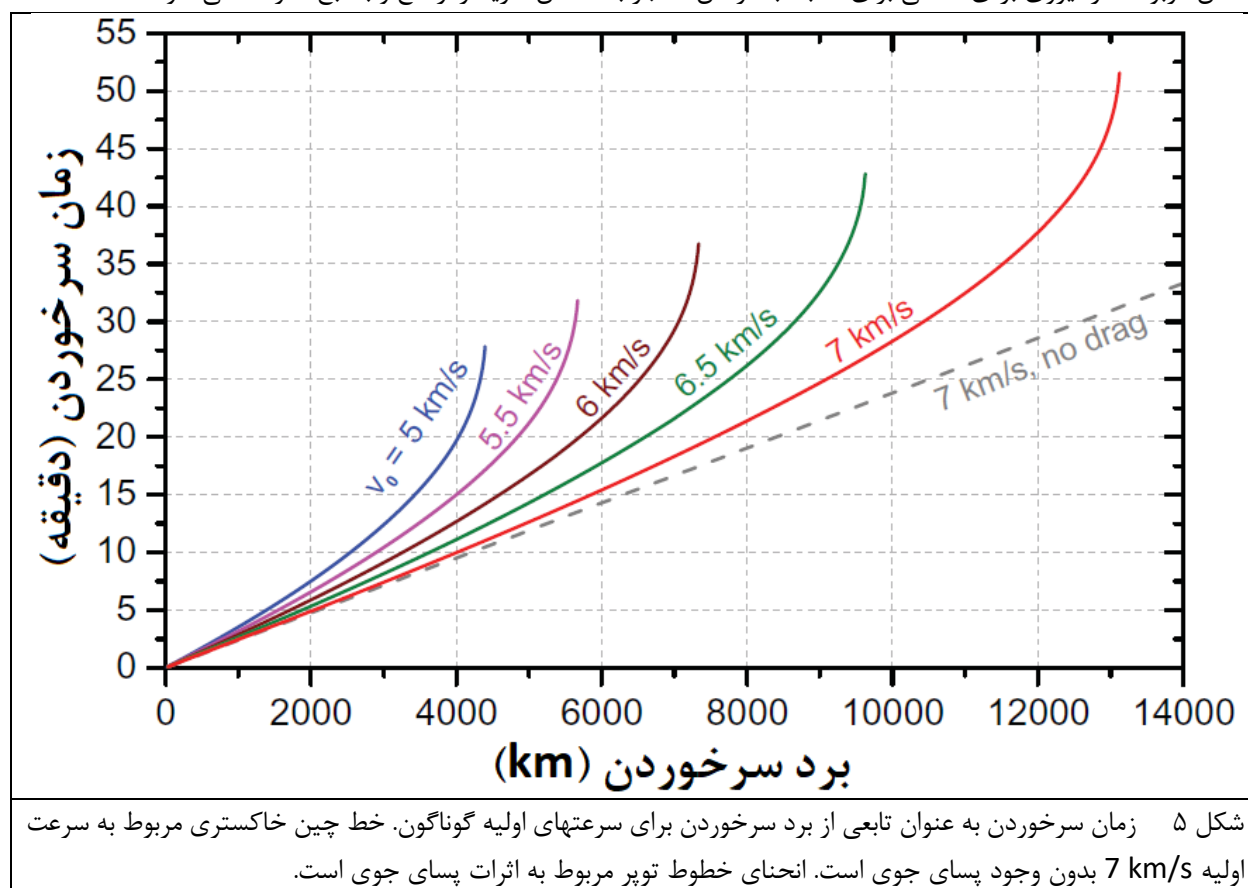


شکل ۴ ارتفاع سرجنگی آبرصوتی به عنوان تابعی از برد سرخوردن برای سرعتهای سرخوردن اولیه گوناگون. همچنان که پسا سرعت سرجنگی را کم می کند، نیروی برآیی که (در زاویه حمله ثابت) تولید می کند، کاهش می یابد. بنابراین سرجنگی سرخورنده به ارتفاع پایین تری سقوط می کند که در آن، افزایش چگالی جو موجب بیشتر شدن نیروی برآ برای همان سرعت می شود. نوسانات اندک حول ارتفاع تعادلی پرواز، حرکت نوسانی (سینوسی) نامیده می شود که ناشی از دینامیک این فرآیند است. این نوسانات را می توان با کنترل فعال سرجنگی، میرا کرد.

این نتایج انطباق خوبی با منابع پیشین دارد، اکنون برد قابل حصول ۷۵۰۰ کیلومتر را برای سرجنگی HTV-2 با سرعت سرخوردن اولیه 6.1 km/s و ارتفاع سرخوردن اولیه 50 km برآورد کرده بود [۳۷]. برای این شرایط، مدل ما برد بیشینه مشابه ۷۶۳۰ کیلومتر را پیش بینی می کند.

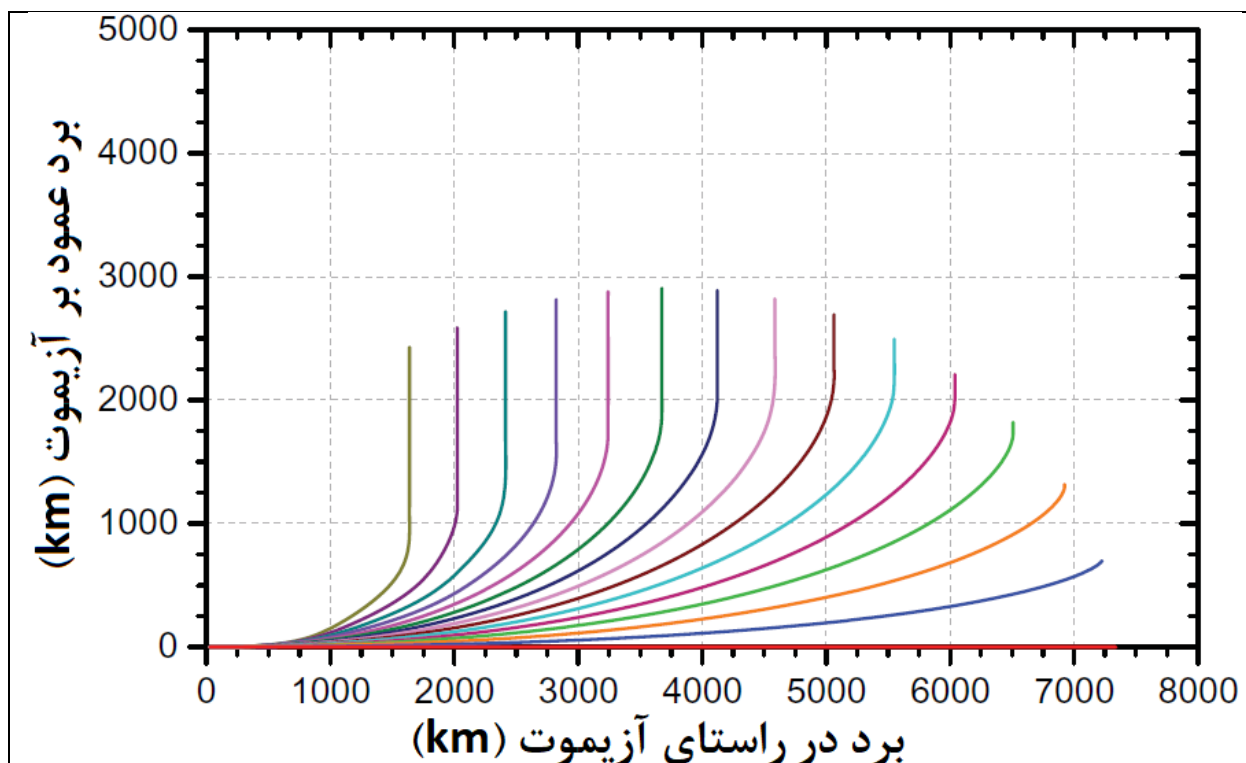
اثرات پسا بر سرعت سرخوردن و ارتفاع، زمانهای پرواز قابل حصول برای سرجنگی سرخورنده آبرصوتی را محدود می کند. شکل ۵ زمان محاسبه شده لازم برای سرخوردن سرجنگی مدلسازی شده به منظور رسیدن به برد سرخوردن مشخص را نمایش می دهد. در بردهای بلند، مانند موارد مربوط به حملات موشکهای قاره پیما، تاثیر پسا بر زمان پروازی می تواند چشمگیر باشد. در حالی که تحلیل فوق مربوط به پرواز در خط مستقیم در راستای برد یا خط آزمون است، پسا می تواند مانورپذیری عمود بر آزمون را نیز محدود کند. شکل ۶ مسیرهای پرواز محاسبه شده یک سرجنگی سرخورنده در حال مانور در راستای عمود بر آزمون را با استفاده از زوایای چرخ گوناگون سرجنگی، نشان می دهد. نقاط انتهایی این مسیرهای پروازی، تقریباً نیمی از ناحیه تهدید شده توسط سرجنگی سرخورنده ای را پوشش می دهد که در راستای آزمون پرواز می کرد. در حالی که مانور چشمگیری در راستای

عمود بر آزمون امکان پذیر است، این مانور موجب کاهش طول کل مسیر پروازی خواهد شد. این موضوع به دلیل آن است که سرچنگی سُرخورنده باید چرخ (رول) بزند تا دور بزند، که بخشی از نیروی برآ را به سمت راستای عمود بر آزمون منحرف می کند. کاهش مربوطه در نیروی برآی اعمالی برای مقابله با گرانش، منجر به کاهش سریعتر ارتفاع و بالتبع، سرعت می شود [۳۸].



مقایسه با موشک‌های بالستیک

اثرات راهبردی تسلیحات آبرصوتی به عملکرد آن در مقایسه با موشک‌های بالستیک وابسته است، تسلیحاتی که هم اکنون سریعترین حامل سرچنگ‌ها برای بردهای بلند می باشند [۳۹]. موشک‌های بالستیک برد بلند، به سرعت‌هایی قابل مقایسه با سامانه های سرچنگ‌های سُرخورنده آبرصوتی می رسند، زیرا آنها نیز با موتورهای موشک مشابه یا یکسانی پرتاب می شوند.



شکل ۶ مسیرهای پروازی سرچنگی سُرخورنده با سرعت اولیه $v=6 \text{ km/s}$ و زوایای چرخ (رول) متغیر از صفر تا 70° درجه با افزایش 5° درجه. برای بیشینه شدن برد عمود بر آزمون، هنگامی که سرچنگی سُرخورنده مستقیماً در جهت عمود بر آزمون حرکت کرد، زاویه چرخ (رول) به صفر برگردانده می شود. نقاط انتهایی این مسیرهای پروازی، تقریباً نیمی از ناحیه تهدید شده توسط سرچنگی سُرخورنده ای را پوشش می دهد که در راستای آزمون پرواز می کرد.

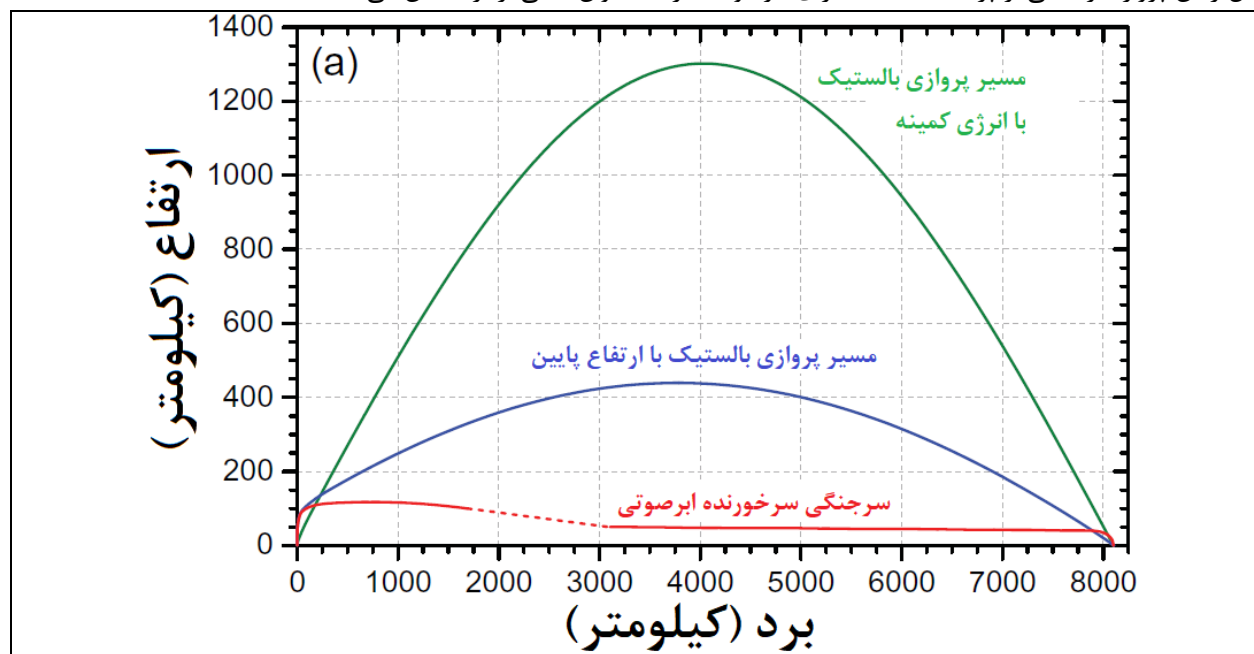
برخلاف سرچنگیهای سُرخورنده، موشکهای بالستیک بخش زیادی از پرواز خود را بر فراز جو می گذرانند که در آن جا آنها در معرض نیروهای پسا قرار نمی گیرند. البته، این پرواز ارتفاع بلند و کمانی شکل، طول مسیر پروازی مورد نیاز برای رسیدن به برد مشخص را در مقایسه با مسیرهای پروازی ارتفاع پایین سرچنگیهای سُرخورنده آبرصوتی، افزایش می دهد. برای تعیین قابلیت‌های نسبی سرچنگیهای آبرصوتی و موشکهای بالستیک، مسیر پروازی قاره پیمای هر دو نوع موشک را مدلسازی کرده ایم و زمانهای پرواز و سرعت‌های ورود به جو آنها را مقایسه کرده ایم [۴۰]. برای مقایسه بهتر، موتورهای موشک میناتور ۴ در هر دو مورد مدلسازی شده است. این موشک سه مرحله ای سوخت جامد که اصلاح شده موشک بالستیک قاره پیمای پیس-کیپر است در آزمایش پروازی سرچنگی HTV-2 مورد استفاده قرار گرفته و برای کاربرد آتی تسلیحات آبرصوتی آمریکایی مدنظر قرار گرفته است [۴۱]. پارامترهای بوستر یا موتور موشک، از تحلیل پیشین مربوط به رایت به دست آمده است [۴۲].

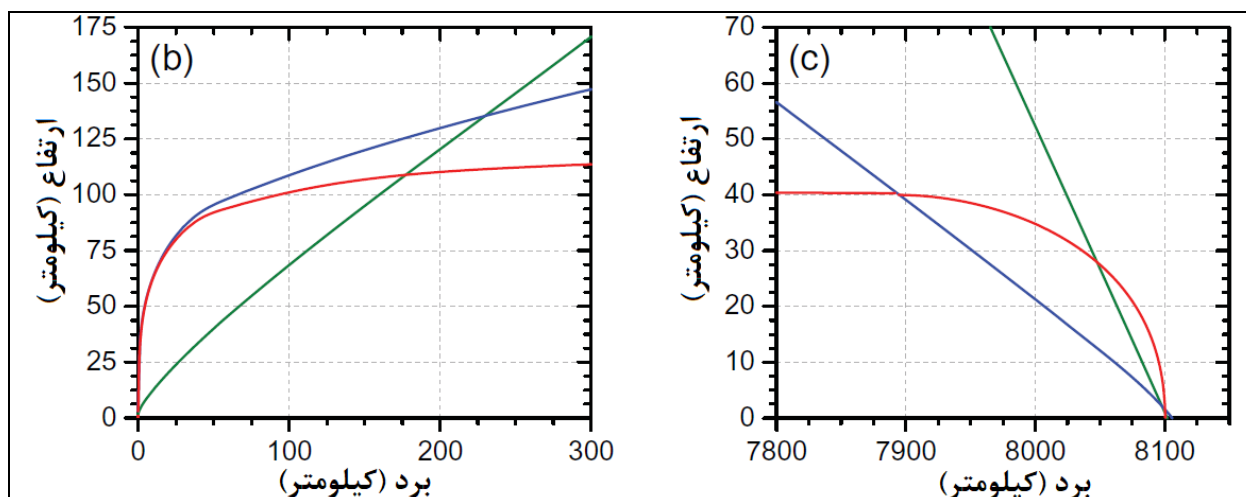
برای مورد سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی، مسیر پروازی فاز فعال را بر مبنای آنچه که در آزمایش پروازی سرچنگی HTV-2 به کار رفته مدلسازی کرده ایم [۴۳]. برای فازهای ورود به جو و بالا کشیدن، از نتایج اکتون مربوط به تحلیل آزمایش‌های پروازی سرچنگی HTV-2 استفاده کرده ایم [۴۴]. با این فرضیات، سرچنگی آبرصوتی، پس از ورود مجدد به جو، در سرعت 7.1 km/s ، فاز بالا کشیدن خود را آغاز می کند. متعاقباً این سرچنگی سرخوردن خود را در برد 3100 کیلومتری از نقطه پرتاب، در زمان 10.1 دقیقه پس از پرتاب، در ارتفاع 49 کیلومتری، و سرعت 6.1 km/s ، آغاز می کند.

برای مورد موشک بالستیک، دو مسیر پروازی متفاوت را مدلسازی کردیم [۴۵]. نخست نمونه ای از مسیر پروازی انرژی کمینه (MET) است که کارآمدترین مسیر پروازی به لحاظ انرژی برای یک برد مشخص محسوب می شود. در این مسیر پروازی، سرچنگی

پیش از فروافتادن بر روی هدف، در مسیر کمانی شکل به ارتفاع بیش از ۱۰۰۰ کیلومتری از سطح زمین پرتاب می شود. برای رسیدن به این مسیر پروازی، زمان سوزش موتور موشک برای رسیدن به برد موشک مورد نظر، تغییر می کند. مسیر بعدی، مسیر پروازی ارتفاع پایین (DT) است، که همان گونه که از نام آن بر می آید، موشک در فاز فعال، زاویه کمتری نسبت به افق می گیرد، به گونه ای که در پایان فاز فعال، زاویه کوچکی با افق محلی می سازد، و متعاقباً، ارتفاع اوج بسیار کمتری خواهد داشت. این مسیر پروازی، در مقایسه با مسیر پروازی انرژی کمینه، طول کل مسیر پرواز لازم موشک برای رسیدن به یک برد مشخص را کاهش می دهد که منجر به زمانهای پرواز کوتاهتری می شود. در محاسبات مسیر پرواز ارتفاع پایین، فرض می شود که چرخش موشک در فاز فعال، مشابه چرخش موشک در آزمایش پروازی سرچنگی سُرخورنده HTV-2 ولی با چرخشی بسیار کمتر، باشد [۴۶]. زاویه پرواز در لحظه خاموشی موتور برای دستیابی به برد مورد نظر برای موشک، تغییر می کند. برای تسهیل مقایسه مستقیم با مورد سرچنگی آبرصوتی، فرض می کنیم که جرم بازآی موشک بالستیک برابر با ۱۰۰۰ کیلوگرم باشد (که برابر با جرم سرچنگی HTV-2 به کار رفته در این مدلسازی است)، به گونه ای که دو سامانه سلاح، اساساً سرعت یکسانی در خاموشی موتور داشته باشند [۴۷].

شکل ۷ مسیرهای پروازی محاسبه شده برای موشکهای بالستیک و سرچنگیهای آبرصوتی سُرخورنده برای اهدافی به فاصله ۸۱۰۰ کیلومتری از نقطه پرتاب را نشان می دهد (که در مورد سرچنگی سُرخورنده، برد سرخوردن برابر با ۵۰۰۰ کیلومتر است). شکل ۸ کل زمان پرواز سرچنگی از پرتاب تا اصابت، برای هر موشک را به عنوان تابعی از برد نشان می دهد.

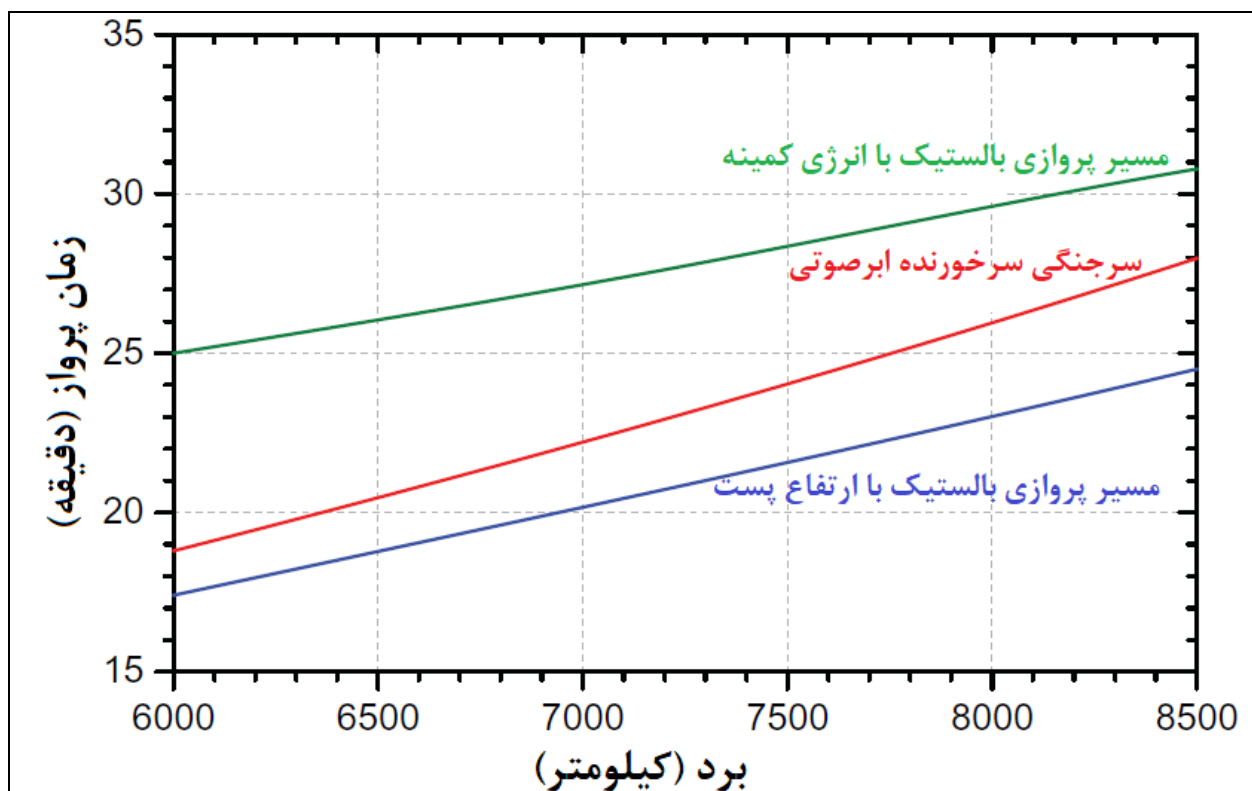




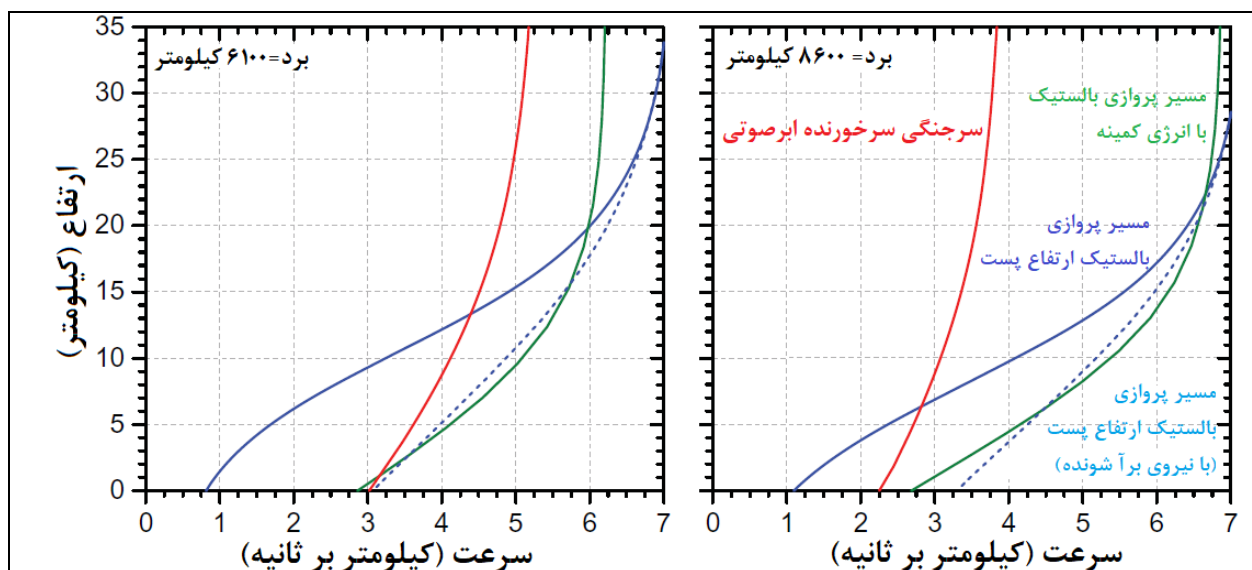
شکل ۷ مسیرهای پروازی محاسبه شده برای سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی، و موشک بالستیک با پرواز در مسیر انرژی کمینه و نیز ارتفاع پست، که به سمت هدفی در برد ۸۱۰۰ کیلومتر پرتاب شده اند. همه این موشکها از موتور موشک میناتور چهار بهره گرفته اند. پرتابهای آبرصوتی و مسیر پروازی بالستیک ارتفاع پست از مسیرهای پروازی فاز فعال مشابهی بهره می گیرند که مبتنی بر مسیر پروازی فاز فعال مورد استفاده در آزمایشهای پروازی سرچنگی HTV-2 می باشد. مقطع خط-چین در منحنی آبرصوتی، بیانگر نتایج تحلیلی به جای مدلسازی دقیق است. بخش (الف) نشان دهنده کل مسیرهای پروازی است، و بخشهای (ب) و (ج)، جزئیات فازهای فعال و نهایی در ابتدا و انتهای پرواز موشک را نشان می دهد. موشکهای آبرصوتی و مسیر پروازی پست، در فاز فعال، چرخش تندی به سمت راستای برد انجام می دهند، و سرچنگی موشک بالستیک با مسیر پروازی ارتفاع پست، با زاویه نسبتاً اندکی وارد جو می شود.

این نتایج نشان می دهد که تسلیحات آبرصوتی نمی توانند با زمانهای پرواز کوتاه موشکهای بالستیک با مسیرهای پروازی ارتفاع پایین، رقابت کنند، اگرچه این سرچنگیها نسبت به موشکهای بالستیک با مسیر پروازی انرژی کمینه، از مزیت زمان پرواز کمتری برخوردار می باشند. به طور خلاصه، موشکهای آبرصوتی، برای بردهای قاره پیمای، کندتر از موشکهای بالستیک (با مسیر پروازی ارتفاع پایین) هستند. این ادعا که با ظهور تسلیحات آبرصوتی، زمان لازم برای حمل سرچنگی بین کشورها، مثلاً ایالات متحده، روسیه، و چین، کاهش می یابد، صحیح نیست.

موشکهای بالستیک برد بلندی که تاکنون توسعه داده شده اند، برای مانور در ورود به جو به منظور افزایش دقت یا عبور از سامانه های پدافندی، طراحی نشده اند. اگرچه، ایالات متحده سرچنگیهای مانورپذیر (MarV) گوناگونی را توسعه داده و مورد آزمایش قرار داده است، که می تواند بر روی موشکهای بالستیک موجود به کار گرفته شوند [۴۸]. با استفاده از یک سرچنگی برآ شونده (سُرخورنده) بر روی موشک بالستیک برای ایجاد توانمندی مانور در فاز نهایی (همانند یک سرچنگی سُرخورنده)، زمان پرواز اندکی کاهش می یابد. برای مثال، درمی یابیم که یک سرچنگی برآ شونده با $L/D=1$ ، که با استفاده از یک هندسه ساده دومخروطی به آسانی قابل حصول است، می تواند زمان پرواز مسیر ارتفاع پایین را بسته به برد، از تقریباً یک ربع به نیم دقیقه کاهش دهد [۴۹]. سرعت پرواز در فاز نهایی بر آسیب پذیری موشک نسبت به رهگیری توسط سامانه های پدافندی تاثیر می گذارد. شکل ۹ سرعتهای سرچنگی را به عنوان تابعی از ارتفاع، اندکی پیش از اصابت در دو برد کل ۶۱۰۰ کیلومتر و ۸۶۰۰ کیلومتر (به ترتیب برای بردهای سرخوردن ۳۰۰۰ و ۵۵۰۰ کیلومتر برای سرچنگی سُرخورنده)، مقایسه کرده است [۵۰].



شکل ۸ زمانهای پرواز محاسبه شده کل برای موشک آبرصوتی و موشک بالستیک با مسیرهای پروازی انرژی کمینه و ارتفاع پست. زمانهای پرواز شامل فازهای فعال، پرواز بالستیک، ورود به جو، مانور بالا کشیدن، سرخوردن، و فازهای نهایی است (البته هر کدام که مصداق داشته باشد). موشکهای بالستیک که در مسیر پروازی ارتفاع پست پرتاب شده باشند، سریعتر از دو مورد دیگر به هدف می رسند. با افزایش برد، مزیت زمان کوتاهتر این موشکها نسبت به موشکهای آبرصوتی، افزایش می یابد.



شکل ۹ سرعت فاز نهایی به عنوان تابعی از ارتفاع برای سرجنگیهای سُرخورنده و سرجنگیهای موشکهای بالستیک با بردهای ۶۱۰۰ کیلومتر (سمت چپ) و ۸۶۰۰ کیلومتر (سمت راست). منحنی خط-چین مربوط به موشک بالستیک با مسیر پروازی ارتفاع

پست است که مسلح به سرجنگی برآ شونده ($L/D=1$) می باشد. به استثنای مسیر پروازی بالستیک ارتفاع پست بدون سرجنگی برآ شونده، برای عمده بخش فاز میانی یا همه آن، سرجنگی سُرخورنده سرعت کمتری نسبت به سرجنگی موشک بالستیک دارد.

سرجنگی سُرخورنده، به دلیل آنکه سرعت آن توسط پسا در فاز سرخوردن کاهش می یابد، فاز نهایی را با سرعتی کمتر از موشک بالستیک آغاز می کند. اگرچه این سرجنگی بخش زیادی از سرعت خود را در این فاز از طریق مانور بسیار کارآمد شیرجه وارون، حفظ می کند که موجب می شود در جو غلیظ ارتفاع پایین، در مسیر پروازی با شیب بسیار تند قرار گیرد (شکل ۷ ج)). در مسیر پروازی بالستیک انرژی کمینه، سرجنگی با زاویه ای نسبتاً تند، و به دلیل سرعت بالاتر خود در ابتدای فاز نهایی، بخش زیادی از این فاز یا همه آن را با سرعتی بیشتر می پیماید.

مباحث تکمیلی برای سرجنگیهای سُرخورنده آبرصوتی

این پیوست، شامل بخشها و ضمایم افزوده شده الف و ب برای مقاله «سرجنگیهای سُرخورنده آبرصوتی» نوشته جیمز اکتون است. اطلاعات بیشتر را می توان در مقاله تکمیلی «یادداشتی درباره تسلیحات سُرخورنده آبرصوتی، نوشته جیمز ام. اکتون: تحلیل فاز فعال آزمونهای سرجنگی سُرخورنده آبرصوتی HTV-2» یافت.

آزمایش پروازی سرجنگی ابرصوتی با نام «وسیله فناوری ابرصوتی-۲» (HTV-2)، با قابلیت رسیدن به سرعت ۲۰ برابر سرعت صوت، در فاز سرخوردن خود به پایان رسید، هنگامی که در مأموریت ۳۰ دقیقه ای آن، ارسال داده های تله متری به مدت ۲۰ دقیقه متوقف شده بود. در اینجا چگونگی انجام مراحل این پرواز آورده شده است:



Sources: Defense Advanced Research Projects Agency, Times reporting.
Graphics reporting by W.J. HENNIGAN AND TOM REINKEN

RAOUL RAÑO Los Angeles Times

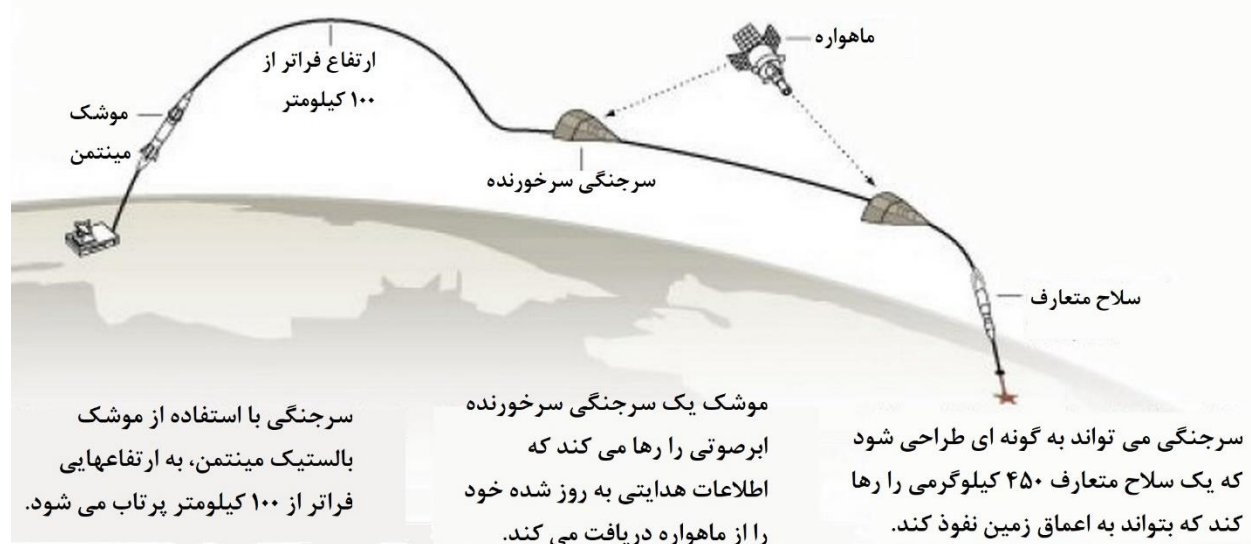
زمانهای هشدار تاکتیکی

برخی از مأموریتهای بالقوه برای سرجنگیهای سُرخورنده، نیازمند غافلگیری تاکتیکی برای موفقیت است، به گونه ای که کشور هدف باید زمان هشدار کافی برای حمله قریب الوقوع را نداشته باشد تا نتواند از اقدامات متقابل موثری بهره گیرد [۱]. برای مثال، ایالات متحده تنها در حمله به موشکهای قاره پیمای کره شمالی یا تسلیحات ضدماهواره چینی موفق خواهد بود، اگر سرجنگیهای سُرخورنده

حمله کننده، شناسایی نشوند، تا این که زمان لازم برای کره شمالی یا چین به منظور شلیک تسلیحات آنها پیش از نابود شدن، وجود نداشته باشد.

سلاحی جایگزین

سلاح متعارف جایگزینی که هم اکنون در مرحله توسعه قرار دارد، و حمله جهانی بی درنگ متعارف نام دارد، می تواند جایگزینی برای سرنگی های هسته ای باشد. این سلاح به گونه ای طراحی شده که می تواند مسافت نیمی از محیط کره زمین را در مدت کمتر از یک ساعت بپیماید.



Sources: GlobalSecurity.org; U.S. Strategic Command

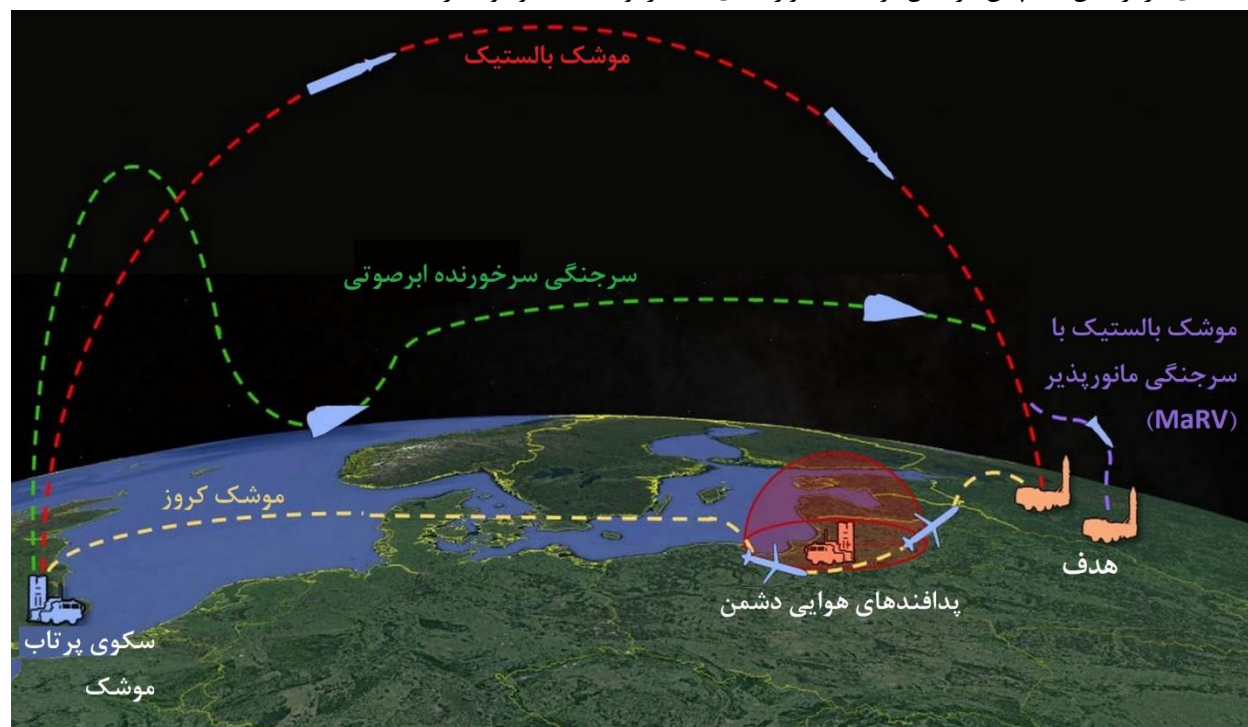
THE NEW YORK TIME

زمان هشدار به مشخصات سلاح حمله کننده و قابلیت شناسایی کشور مورد هجوم واقع شده، بستگی دارد. برای تفهیم موضوع، دو حمله متفاوت در اینجا در نظر گرفته می شود:

- سرنگی فناوری ابرصوتی-۲ (HTV-2)، بر فراز فاصله ۱۱ هزار کیلومتر (فاصله از پایگاه نیروی هوایی واندنبرگ در کالیفرنیا به مرکز چین). فرض می شود که $L/D=2.5$ باشد و اینکه سرخوردن تعادلی، همانند پرواز آزمایشی در طرح ب برای سرنگی HTV-2، ۶۰ ثانیه پس از پرتاب انجام شود، همچنین هنگامی که سرنگی در برد ۴۲۰۰ کیلومتر است، و سرعت آن برابر با ۶۱۰۰ متر بر ثانیه می باشد.
- حمله با سلاحی با برد کوتاهتر از فاصله ای نزدیکتر به هدف، بسیار شبیه به سرنگی ابرصوتی پیشرفته (AHW)، بر روی مسافت ۳۵۰۰ کیلومتر (برد قابل حصول برای یک زیردریایی آمریکایی در اقیانوس آرام برای حمله به هدفی در مرکز چین). مجدداً فرض می شود که $L/D=2.5$ است، اما در این حالت، سرخوردن تعادلی در ۴۵۰ ثانیه پس از پرتاب، در برد ۲۵۰۰ کیلومتر و در سرعت ۳۲۰۰ متر بر ثانیه حاصل می شود.

سه نوع سامانه هشدار اولیه متفاوت در نظر گرفته می شود: حسگرهای فروسرخ ماهواره-پایه که برای شناسایی شعله خروجی موشک طراحی شده اند، رادارهای هشدار اولیه موشکهای بالستیک، و رادارهای پدافند هوایی تغییر یافته که برای شناسایی سرنگی های مهاجم ورود به جو طراحی شده اند. البته، موضوعی که در اینجا در نظر گرفته نشده و می تواند زمینه ای برای مطالعات آتی باشد، امکان شناسایی سیگنالهای حرارتی یک سرخونده مهاجم، با استفاده از حسگرهای شناسایی فروسرخ هواپایه یا فضا-پایه می باشد. در حال حاضر، تنها ایالات متحده مجهز به حسگرهای فروسرخ ماهواره-پایه است (که در ادبیات نظامی آمریکایی به نام حسگرهای فروسرخ مداوم بالاسری شناخته می شوند) تا پرتابهای موشکهای بالستیک را شناسایی کنند. به دنبال یکسری شکستهای فنی، هیچ یک از ماهواره های هشدار اولیه روسی تا این لحظه عملیاتی نیست، اما روسیه تا سال ۲۰۱۴ دارای قابلیت هشدار اولیه فضا-پایه بود

(البته این قابلیت برای برخی از زمانها محدوده شده بود) و تمایل خود را برای دارا بودن این قابلیت، بیان کرده است [۳]. گزارشهای رسانه ای درباره این که چین در حال توسعه ماهواره های هشدار اولیه است، وجود دارد [۴].



از آنجا که سرچنگی سُرخورنده با موشکی پرتاب می شود که بسیار مشابه برد بلند است – اگر نگوئیم که موشک بالستیک قاره پیما یا موشک بالستیک دریا-پرتاب تغییر یافته است – با استفاده از ماهواره با موقعیت مناسب، در فاصله بسیار کوتاهی پس از پرتاب می تواند شناسایی شود؛ یا در بدترین شرایط، بلافاصله پس از نفوذ و بیرون آمدن از ابرهایی که ممکن است در آن زمان وجود داشته باشند می تواند شناسایی شود. از اینرو، برای سامانه های هشدار اولیه ماهواره-پایه، زمان هشدار اولیه می تواند اساساً برابر با کل زمان پرواز سلاح باشد. این زمان را می توان از رابطه (S.25) محاسبه کرد و در جدول (S.1) نشان داده شده است.

روش جایگزین برای شناسایی یک سرچنگی سُرخورنده مهاجم، می تواند رادار باشد. ایالات متحده، روسیه، و چین همگی رادارهای بزرگی را طراحی کرده اند تا سرچنگیهای مهاجم موشکهای قاره پیما را در اوایل پرتاب، شناسایی کنند. تفاوتیهای میان مسیرهای پروازی سرچنگی های سُرخورنده و موشکهای بالستیک، برای مراقبت توسط چنین رادارهایی، تأثیرات مهمی دارند. برای مثال، سرچنگی HTV-2، برای سُرخوردن در ارتفاعی کمتر از ۵۰ کیلومتر طراحی شده و برای نزدیک شدن به هدف در ارتفاع ۳۰-۴۰ کیلومتری پرواز می کند. در مقایسه، موشکهای بالستیک قاره پیما، عموماً به ارتفاعهای فراتر از ۱۰۰۰ کیلومتر پرتاب می شوند. در نتیجه، سرچنگی سُرخورنده ابرصوتی مهاجم در بخش زیادی از مسیر پروازی خود در مقایسه با موشک بالستیک، ممکن است زیر افق دید رادار قرار گیرد – که در این صورت، توسط انحنای زمین از رادار پنهان می شود. چنین رادارهایی زمان هشدار بسیار کمتری از حمله سرچنگی سُرخورنده را در مقایسه با حمله یک موشک بالستیک، ارائه می دهند.

برای بیان دقیقتر، فاصله l ، که در آن سرچنگی نزدیک شونده به رادار از افق محلی بالا می آید و در میدان دید رادار قرار می گیرد، از این رابطه به دست می آید:

$l = k r_e \left(-\theta + \sqrt{\theta^2 + 2h/(k r_e)} \right)$	(S.1)
---	-------

که در آن، h ارتفاع سرچنگی، θ زاویه فراز رادار (برحسب رادیان)، k یک ثابت بی بعد، و r_e شعاع زمین است. مبتنی بر قضاوت صرفاً هندسی، k باید برابر با یک باشد. البته، تصحیحات مرتبه اول از شکست (انکسار) منجر می شود که $k = 4/3$ باشد [۵]. اگر رادار برای شناسایی بازآی مهاجم در فاصله l ، به اندازه کافی قدرتمند باشد، افزایش بیشتر توان رادار، فاصله شناسایی را بیشتر نمی کند. در این مورد «محدود به افق»، زمان هشدار برابر است با زمان میان عبور سرچنگی از افق رادار و رسیدن آن به هدف. به طور کلی، همچنان که θ کاهش می یابد، l افزایش می یابد. اگرچه، اگر θ بسیار کوچک باشد، سیگنال می تواند در تداخل با زمین، «گم» شود. محدوده های بالایی و پایینی زاویه θ برای یک رادار هشدار اولیه مدرن را می توان از بیانیه تاثیرات محیطی بر فعالیتهای پدافند موشکی ایالات متحده به دست آورد که توسط سازمان پدافند موشکی ایالات متحده تولید شده است. مطابق با این سند، رادار هشدار اولیه «پنجه های سنگی» (Pave Paws) می تواند تا زاویه 3° درجه بالای افق، زاویه بگیرد که حد بالایی زاویه θ را مشخص می کند [۶]. البته پایین پرتو، برای حدود یک درجه کمتر از مرکز آن امتداد می یابد، به گونه ای که حد پایینی θ را برابر با 2° تعیین می کند. با استفاده از رابطه (S.1)، با مقادیر $\theta = 3^\circ$ و $h = 30 \text{ km}$ ، حد پایینی برد شناسایی برای سرچنگی سُرخورنده برابر با حدود ۴۰۰ کیلومتر می باشد. با در نظر گرفتن $\theta = 2^\circ$ و $h = 40 \text{ km}$ ، حد بالایی برابر با حدود ۶۰۰ کیلومتر به دست می آید. با استفاده از مقدار میانی $l = 500 \text{ km}$ و فرض اینکه رادار در فاصله ۵۰۰ کیلومتری در جلوی هدف واقع شده است، زمانهای هشدار را می توان با استفاده از رابطه (S.25) محاسبه کرد که در جدول (S.1) نشان داده شده است. در نهایت، ممکن است کشوری از رادار پدافند هوایی با قدرت بسیار کمتر برای شناسایی سرچنگی سُرخورنده مهاجم، استفاده کند. در این حالت، مسافت شناسایی به سطح مقطع راداری، σ ، سرچنگی مهاجم بستگی دارد. اگر قابلیت شناسایی رادار به جای افق، به توان آن محدود باشد، آنگاه مسافت شناسایی با این رابطه به دست می آید:

$$l = R_0 \sigma^{1/4} \quad (S.2)$$

که در آن R_0 ، برد مرجع رادار، بیانگر مساحت شناسایی جسمی با سطح مقطع راداری $\sigma = 1 \text{ m}^2$ است. سطح مقطع سرچنگی به شکل آن و طول موج امواج ارسالی از رادار، λ ، بستگی دارد. از آنجا که شکل سرچنگی های آبرصوتی ایالات متحده دارای طبقه بندی حفاظتی است، ارایه محاسبات دقیق امکان پذیر نیست. البته، از آنجا که شکل سرچنگی AHW مخروطی است، سطح مقطع آن هنگامی که از سمت نوک دیده می شود، احتمالاً مشابه سرچنگی بازآی بالستیک است که برای آن $\lambda^2 \sim 0.1 \sigma$ برای طول موجهای مرتبط می باشد [۷]. برای یک رادار مراقبتی که در نزدیک فرکانس 1 GHz کار می کند (حد پایینی باند L)، سطح مقطع سرچنگی AHW تقریباً برابر با 0.01 m^2 است. برای سرچنگی $HTV-2$ نیز با وجود اینکه این سرچنگی نامتقارن محوری است، بر روی زمین، همین سطح مقطع فرض می شود، زیرا l وابستگی ضعیفی به σ دارد و حتی تقریب حدودی برای سطح مقطع می تواند تقریب قابل قبولی برای مسافت شناسایی ارایه کند.

جدول S.1 زمان هشدار برحسب دقیقه برای حملات سرچنگی های سُرخورنده علیه سامانه های هشدار اولیه گوناگون. فرض می شود که رادار در فاصله ۵۰۰ کیلومتری در جلوی هدف قرار گرفته اند.

حمله سرچنگی $HTV-2$ از فاصله بیش از ۱۱ هزار کیلومتری	حمله سرچنگی AHW از فاصله بیش از ۳۵۰۰ کیلومتری	
۳۷	۱۴	ماهواره هشدار اولیه
۷	۷	رادار هشدار اولیه موشکی
۴	۴	رادار مراقبتی پدافند هوایی

با استفاده از رابطه (S.2) و با $\sigma = 0.01 \text{ m}^2$ ، می توان نتیجه گرفت که رادار پیچیده پدافند هوایی با مشخصه $R_0 = 300 \text{ km}$ قادر به شناسایی سرچنگی سُرخورنده مهاجم در فاصله حدود ۱۰۰ کیلومتری است [۸]. زمانهای هشدار مربوطه در جدول S.1 آورده شده است. (مجدداً فرض شده که رادار در فاصله ۵۰۰ کیلومتری در جلوی هدف قرار گرفته است.)

مقادیر نشان داده شده در جدول S.1 تنها برای نمایش مفهوم بوده و بسته به موقعیتهای هدف، و رادارها و مسیر پروازی دقیق سرچنگی مهاجم، می تواند تغییر کند. آنچه که قابل توجه است این نیست که مقادیر دقیق این زمانهای هشدار چقدر است، بلکه تفاوت میان این زمانها جالب توجه است. برای مثال، اگر علیه یک دشمن پیشرفته مجهز به سامانه هشدار اولیه ماهواره-پایه به کار گرفته شود، یک سلاح برد بلند که در سرزمین ایالات متحده قرار گرفته، می تواند به لحاظ نظامی هشدار چشمگیری از یک حمله را فراهم کند [۹]. این نقطه ضعف، ارزش دستیابی به سرچنگیهای سُرخورنده را برای تهدید کردن قابلیتهای ضد ماهواره ای چین یا موشکهای بالستیک ضد کشتی این کشور، کاهش می دهد، زیرا پکن احتمالا پیش از آنکه ایالات متحده بتواند سرچنگیهای سُرخورنده را عملیاتی کند، ماهواره های هشدار اولیه را به کار خواهد گرفت. به کارگیری سرچنگی های سُرخورنده با برد کمتر و فاصله کوتاهتر تا هدف، در این سناریو، زمان هشدار را به نحو چشمگیری کاهش می دهد - اما همچنان یک حالت لب مرزی است، چرا که وزارت دفاع ایالات متحده، اگر علاقمند به دستیابی به سرچنگی AHW یا سامانه های مشابه برای به کارگیری علیه چین است، باید آنها را در فاصله های کمتری مورد آزمایش قرار دهد. از سوی دیگر، دشمنی که تنها فناوری راداری را در اختیار دارد، به احتمال زیاد نمی تواند به زمان هشدار تاکتیکی مناسبی علیه حمله یک سرچنگی سُرخورنده آبرصوتی دست پیدا کند. از اینرو، جدول S.1 دو نکته کلی درباره سرچنگی های سُرخورنده را نمایش می دهد: نخست آنکه، اثربخشی نظامی این سرچنگی ها به سناریوی نبرد وابسته است و دوم آنکه تسلیحات گوناگون، مجموعه ای از نقاط قوت و ضعف خاص خود را دارا می باشند.

حمله به اهداف مستحکم و دفن شده در اعماق

عمقهای نفوذ

یک سلاح نافذ در زمین از نوع غیر هسته ای، اساسا حاوی سرچنگی شدیدالانفجاری است که با پوسته فلزی محافظت می شود. به منظور انهدام یک تاسیسات زیرزمینی، عمقهای نفوذ این سرچنگی پیش از آنکه ماده منفجره منفجر شود، باید به درون زمین نفوذ کرده و به هدف برسد (یا دست کم به آن بسیار نزدیک شود). (این سازوکار مرگباری با روش عملکرد سرچنگی های هسته ای نافذ در زمین متفاوت است. آنها نیازی به منفجر شدن در نزدیکی هدف ندارند بلکه یک موج شوک بسیار بزرگی تولید می کنند که به مسافت احتمالی چند صد متر درون زمین منتشر شده و هدف را نابود می کند).

مبتنی بر داده های تجربی، آزمایشگاه ملی سندیا، مجموعه پرکاربردی از فرمولها را توسعه داده که رابطه میان عمق نفوذ، D_p ، با سرعت نافذ در اصابت، v_p ، را بیان می کند. برای نافذ با سرعت $v_p > 61 \text{ m/s}$ که به صخره ای سخت یا هدفی بتنی برخورد می کند، فرمول مربوط برحسب واحدهای SI به شرح زیر است [۱۰]

$D_p = 0.000018 S N (m_p/A_p)^{0.7} (v_p - 30.5)$	(S.3)
---	-------

که در آن، S کمیت بی بعدی است که نمایانگر قابلیت نفوذ هدف است، N کمیت بی بعدی است که به شکل دماغه بستگی دارد، m_p جرم نافذ، و A_p مساحت سطح مقطع آن است. هنگامی که v_p بسیار بزرگ می شود، این رابطه اعتبار خود را از دست می دهد، زیرا نافذ در اصابت، تغییر شکل پلاستیک می دهد و در آن نقطه به بعد، D_p شروع به کاهش می کند [۱۱]. از اینرو، سرعت اصابت بهینه ای وجود دارد که در آن، عمق نفوذ، بیشینه می شود. این سرعت به استحکام تسلیم پوسته نافذ وابسته است و برای مواد نوین بین ۱۰۰۰ و ۱۲۰۰ متر بر ثانیه می باشد [۱۲].

نافذهای موجود رهاشونده از هوا، گزارش شده که قادراند به سرعتیهای بین ۴۶۰ تا ۵۰۰ متر بر ثانیه برسند که به نحو چشمگیری کمتر از سرعت مورد نیاز برای بیشینه کردن عمق نفوذ است [۱۳]. در مقابل، سرچنگی های سُرخورنده می توانند نافذ را با سرعت بهینه به هدف برسانند. در واقع، آنها عموماً نیاز دارند تا با کاستن از سرعت پرواز خود، از شکست نافذ در اصابت، جلوگیری کنند. با توجه به تعداد مجهولات در رابطه (S.3)، یک روش کارآمد برای بررسی اثربخشی یک محموله نافذ در سرچنگی سُرخورنده فرضی، برآورد اثربخشی آن در مقایسه با دیگر تسلیحات نافذی است که هم اکنون ایالات متحده در اختیار دارد. این روش نه تنها به لحاظ محاسبات ریاضی مناسب است، بلکه از منظر سیاستگذاری نیز سودمند است زیرا توجه ها را به این موضوع جلب می کند که سرچنگی

های سُرخورنده تا چه حدی می تواند توانایی های کنونی ایالات متحده را تقویت کند. با فرض اینکه دو نافذ مختلف (با شماره های ۱ و ۲) دارای شکل دماغه های یکسانی هستند، از رابطه (S.3) می توان نتیجه گرفت که اثربخشی آنها - که نسبت عمق نفوذ آنها است - با این رابطه داده می شود

$$\frac{D_p^{(1)}}{D_p^{(2)}} = \left(\frac{m_p^{(1)} / A_p^{(1)}}{m_p^{(2)} / A_p^{(2)}} \right)^{0.7} \left(\frac{v_p^{(1)} - 30.5}{v_p^{(2)} - 30.5} \right) \quad (S.4)$$

موثرترین نافذی که ایالات متحده هم اکنون در اختیار دارد، بمب *GBU-57* است که بیشتر به نام بمب نافذ غول پیکر (*MOP*) شناخته می شود. گزارش شده که این بمب می تواند تا عمق ۲۰ متر در بتن مسلح نفوذ کند، اگرچه هیچ تایید مستقلى برای این ادعا وجود ندارد [۱۴]. داده های گزارش شده درباره جرم، طول (L_p)، و شعاع (r_p) این سلاح، به همراه نسبت جرم به مساحت، و چگالی متوسط ($\bar{\rho}_p$) محاسبه شده آن (با فرض استوانه ای بودن این سلاح)، در جدول S.2 آورده شده است. همچنین گزارش شده که بمب نافذ غول پیکر، حاوی حدود ۲۴۰۰ کیلوگرم ماده منفجره است.

هرگونه برآوردی از مشخصات سرچنگی سُرخورنده نافذ فرضی، لزوماً در معرض عدم قطعیت های بزرگی قرار دارد. تحلیل دیوید رایت درباره نواحی سقوط در پروازهای آزمایشی سرچنگی *HTV-2* که در مقاله دیگری ارائه شده است، برآورد کرده که سرچنگی *HTV-2* دارای جرمی برابر با حدود ۱۰۰۰ کیلوگرم است. داده ها برای برآورد جرم سرچنگی *AHW* کافی نیست [۱۵].

جدول S.2 ویژگی های سه سلاح مختلف نافذ در زمین: *GBU-57* (بمب نافذ غول پیکر)، *GBU-28*، و سرچنگی سُرخورنده نافذ فرضی. تعریف همه کمیتها در متن آورده شده است. منابع برای داده های مربوط به *GBU-57* و *GBU-28* عبارتند از «بمب نافذ غول پیکر *GBU-57 A/B (MOP)*»، تسلیحات رهاسونده از هوا، مجله جینز، (۲۵ فوریه ۲۰۱۳، *HIS Global*)؛ و «بمبهای *GBU-28*، *Paveway III* و *Paveway III* بهبود یافته»، تسلیحات رهاسونده از هوا، مجله جینز، (۲۷ فوریه ۲۰۱۳، *HIS Global*).

سرچنگی سُرخورنده نافذ	<i>GBU-28</i>	<i>GBU-57</i>	
جرم نافذ، m_p (kg)	2075	13600	1250 ± 250
طول نافذ، L_p (m)	5.824	6.25	5.0 ± 0.5
شعاع نافذ، r_p (m)	0.185	0.4	0.16 ± 0.02
چگالی متوسط نافذ، $\bar{\rho}_p$ (kg/m^3)	3300	4300	3100 ± 1200
نسبت جرم به مساحت مقطع نافذ، m_p/A_p (kg/m^2)	19000	27000	15400 ± 5600
سرعت اصابت نافذ، v_p (m/s)	480 ± 20	480 ± 20	1100 ± 100

به هر حال، اگر فناوری سرچنگی سُرخورنده به نحو موفقیت آمیزی توسعه داده شود، به پرواز درآمدن سرچنگی های سُرخورنده با وزنی به مراتب بیشتر از وزن سرچنگی *HTV-2* با کاهش متناظر در سرعت ورود به جو (و نیز کاهش و از دست دادن برد) امکان پذیر می باشد. مشخصاً، موشک حامل میناتور ۴ لایت، می تواند محموله ای سنگین تر از ۱۰۰۰ کیلوگرم را حمل کند. مطابق با ارزیابی تاثیر محیطی برای تسلیحاتی شده سرچنگی *HTV-2* (که اکنون کنار گذاشته شده) برای موشک حمله متعارف، موتور این موشک می تواند محموله ای به جرم بیشینه ۱۵۰۰ کیلوگرم و طول بیشینه 6.1 متر را حمل کند [۱۶]. در دفترچه راهنمای کاربر برای خانواده موشکهای میناتور، بیشینه وزن محموله برای موشک میناتور ۴ لایت، برای برد بالستیک ۶۶۰۰ کیلومتر، برابر با ۳۰۰۰ کیلوگرم ذکر شده است [۱۷]. روشن است که همه جرم سرچنگی سُرخورنده را نمی توان به محموله نافذ تخصیص داد، بلکه منطقی

است که فرض شود که جرم محموله نافذ در این سرچنگی برابر با حدود 1250 ± 250 کیلوگرم باشد که حدود ۱۵ درصد یا ۱۹۰ کیلوگرم آن، ماده منفجره باشد و می تواند طولی برابر با 5.0 ± 0.5 متر داشته باشد.

برای داشتن همان نسبت جرم به سطح مقطع مشابه $GBU-57$ ، نافذ سرچنگی سُرخورنده، شعاعی برابر با حدود 0.12 متر خواهد داشت. نافذی چنین باریک به نظر می رسد که به دو دلیل امکان پذیر نباشد. نخست آنکه، این نافذ دارای چگالی متوسط 5400 kg/m^3 می باشد که بسیار بیشتر از همه طرحهایی است که پیشتر توسعه داده شده است و دست یافتنی به نظر نمی رسد، زیرا لازم است ماده منفجره که چگالی اندکی دارد درون سازه نافذ قرار گیرد. دوم آنکه، نافذی که بیش از حد نازک باشد با خطر خم شدن در اصابت مواجه است که به شدت از اثربخشی آن می کاهد. یک نقطه مرجع سودمند در اینجا، بمب $GBU-58$ است، سلاح نافذی که تقریباً جرم کل مشابهی با محموله نافذ سرچنگی سُرخورنده داشته و حاوی مقدار مشابهی ماده منفجره است. همانگونه که در جدول $S.2$ آورده شده، قطر آن برابر با 0.185 متر بوده و چگالی متوسط 3300 kg/m^3 را داراست.

با وجود چنین زمینه ای، حد پایینی $r_p = 0.14 \text{ m}$ برای محموله نافذ سرچنگی سُرخورنده به دست می آید، با این فرض که چگالی متوسط آن برابر با چگالی متوسط $GBU-57$ باشد. بعید به نظر می رسد که بتوان چنین نافذی را به نحو موفقیت آمیزی توسعه داد. با فرض اینکه شعاع محموله نافذ سرچنگی سُرخورنده برابر با شعاع بمب $GBU-28$ باشد، حد بالایی $r_p = 0.185 \text{ m}$ به دست می آید. در واقع، این حد بالایی ممکن است اندکی خوش بینانه باشد، زیرا سرعت بیشتر سرچنگی سُرخورنده نافذ ممکن است مستلزم آن باشد که این نافذ، ضخیم تر از بمب $GBU-28$ باشد. نتیجه برآورد $r_p = 0.16 \pm 0.02 \text{ m}$ و دیگر مشخصات محموله نافذ سرچنگی سُرخورنده فرضی، که می توان مستقیماً آنها را از r_p ، m_p و L_p به دست آورد، در جدول $S.2$ آورده شده است.

با استفاده از رابطه $(S.4)$ ، مقادیر نشان داده شده در جدول، و تکنیکهای معمول برای ترکیب عدم قطعیتها، برآورد می شود که سرچنگی سُرخورنده نافذ بتواند با ضریب 1.5 ± 0.4 عمیقتر از بمب نافذ غول پیکر، نفوذ کند. روشن است که عدم قطعیت آن نسبتاً بزرگ است (که با توجه به تعداد کمیتهایی که باید برآورد شود، امری گریز ناپذیر است). به هر حال، به نظر می رسد سرچنگی سُرخورنده نافذ، بتواند توانایی های ایالات متحده را تقویت کند.

البته، سه هشدار مهم درباره این جمع بندی وجود دارد. نخست آنکه، فرضیاتی که مبتنی بر آنها، این نتیجه به دست آمده، نیازمند دقت و بررسی موشکافانه تری است. دوم آنکه، تونل زدن در اعماق صخره های مستحکم – که بسیار فراتر از دسترس هرگونه نافذ امکان پذیر متعارف است – با هزینه نسبتاً پایینی برای دشمن، قابل انجام است. از اینرو، مشخص نیست که چه تعداد اهداف مهمی در اعماق زمین وجود دارد که دسترسی و انهدام آنها توسط بمب نافذ غول پیکر، امکان پذیر نباشد ولی برای سرچنگی نافذ سُرخورنده امکان پذیر باشد. سوم آنکه، به کارگیری موثر هرگونه سلاح نافذی، نیازمند جاسوسی بسیار دقیق درباره موقعیت هدف و نقشه دقیق آن است (مگر آنکه آنقدر کوچک باشد که دیگر به نقشه دقیق آن نیازی نباشد). اطلاعات دقیق درباره ترکیب و ساختار مواد به کار رفته در مکانی که هدف، درون آن دفن شده نیز مورد نیاز می باشد، زیرا در برخی از محیطها، مسیر حرکت نافذ ممکن است منحرف شود (به ویژه اگر نافذ به طور عمودی به زمین اصابت نکند) [۱۸]. در مقایسه با بمب نافذ غول پیکر، این چالشها در به کارگیری سرچنگی سُرخورنده نافذ، بیشتر است، زیرا سرچنگی نافذ سُرخورنده حاوی مقدار ماده منفجره بسیار کمتری است و انفجار بسیار کوچکتری در مقایسه با بمب مذکور ایجاد می کند.

آسیب پذیری سیلوها

سیلوه های موشکی شامل یک مجموعه ای از اهداف زیرزمینی با موقعیتهایی به دقت معلوم می باشد. کارشناسان و مقامات روسی مکرراً نگرانی خود درباره این که تسلیحات هسته ای این کشور در برابر تسلیحات غیرهسته ای آمریکایی، آسیب پذیراند را بیان کرده اند [۱۹]. این نگرانی ها چند وجهی بوده و با گستره ای از تسلیحات بالقوه، شامل خرجهای گود حمل شده توسط موشکهای کروز،

مرتبط می باشند [۲۰]. اگرچه تسلیحات حمله جهانی بی درنگ متعارف (CPGS)، مشخصا در ماه های اخیر، نگرانی های ویژه ای را ایجاد کرده است [۲۱].

توصیف تقریباً مفصلی از سیلوهای موشک SS-18 در قزاقستان، که پس از فروپاشی اتحاد شوروی کنار گذاشته شده اند، وجود دارد، این توصیف در گزارشی که توسط سازمان کاهش تهدیدات دفاعی آمریکا در سال ۲۰۰۰ منتشر شده، موجود است. مطابق با این گزارش، لوله های سیلو در این سازه ها دارای شعاع 2.95 متر بوده و با دربی محافظت شده که ضخامتی «در مرتبه یک متر» داشته است و عمدتاً از بتن درون یک پوسته فلزی ساخته شده است [۲۲]. با فرض این که تسلیحات نافذ می توانند در بیش از یک متر بتن مسلح نفوذ کنند، محتمل به نظر می رسد که در صورت اصابت مستقیم به درب سیلو، نافذ از آن عبور کرده و موشک بالستیک قاره پیمای درون آن را نابود کند (اگرچه اثر پوسته فلزی درب، نیازمند مطالعه بیشتری است). البته اگر سلاح نتواند به درب سیلو اصابت کند، ممکن است هنوز قادر باشد تا با نفوذ در سازه پیرامون، منفجر شدن، و ایجاد حفره ای به اندازه کافی بزرگ برای اصابت به لوله سیلو، موشک بالستیک قاره پیمای درون آن را نابود کند.

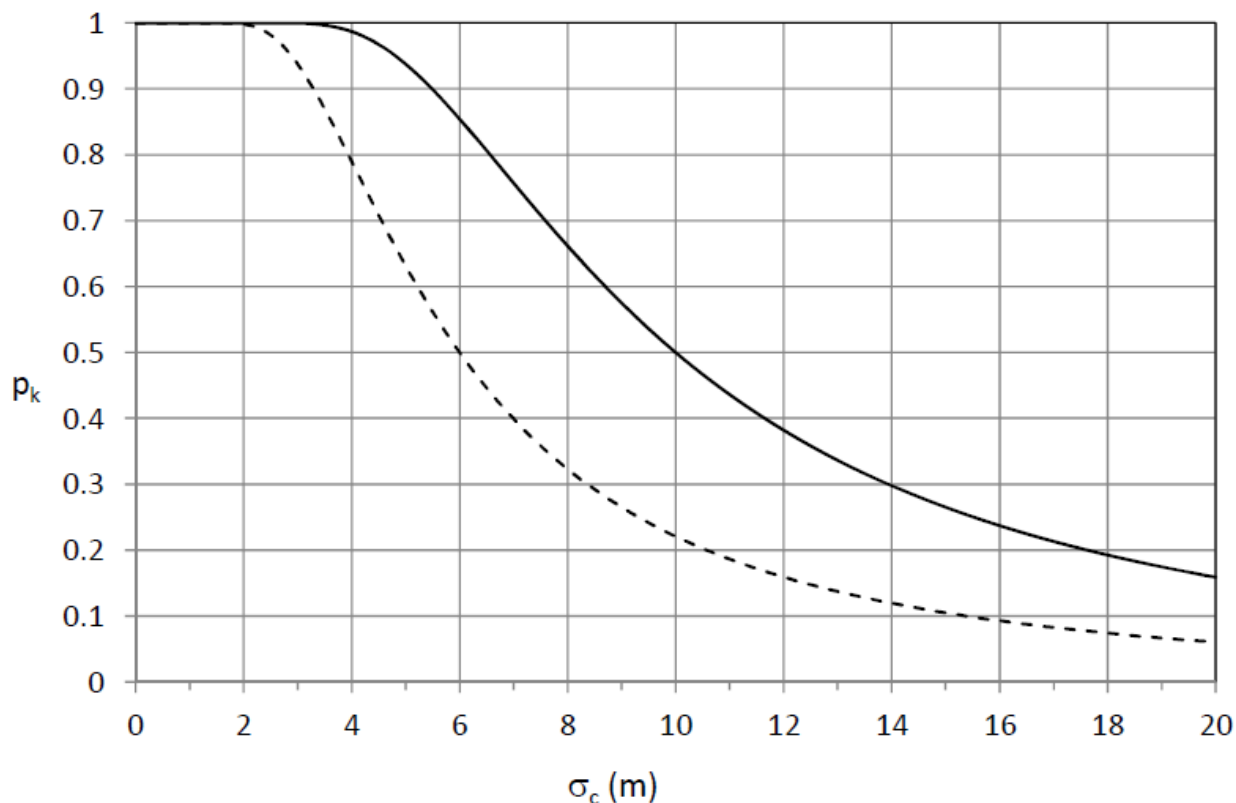
مدلسازی درست این فرآیند، مشخصاً کار دشواری است زیرا دست کم سیلو یک سازه پیچیده و غیر همگن شامل سیمان، فلز، خاک پستی پر شده، و بستر صخره ای است. اگرچه، مساله را می توان با تمرکز بر روی ماده که بلافاصله در مجاورت لوله سیلو قرار دارد، ساده سازی کرد، که این ماده، عمدتاً سیمان (تا عمق ۷ متر) یا صخره سخت (زیر آن) می باشد [۲۳]. توصیف اندازه حفره ایجاد شده توسط انفجار متعارف در این موارد، یک چالش تئوری است. اگرچه، یکسری داده های تجربی محدود ولی مرتبط از دو آزمایش حفره زایی متعارف وجود دارد که با نامهای باکبورد و پری-شونر شناخته می شود، و در دهه ۱۹۶۰ به عنوان بخشی از تلاشهای پژوهشی وسیعتر درباره انفجارهای هسته ای صلح آمیز انجام شده است [۲۴]. این آزمایشها پیشنهاد می کند که بیشینه اندازه حفره، R_c^* ، و عمق بهینه انفجار، D_c^* ، با روابط زیر با قدرت انفجار، Y ، مرتبط می شوند:

$R_c^* = 45 Y^{\frac{1}{3.4}}$	(S.5)
$D_c^* = 50 Y^{\frac{1}{3.4}}$	

که در آن، R_c^* و D_c^* هر دو برحسب متر اندازه گیری شده، و Y برحسب کیلوتن تی ان تی است. با فرض اینکه سرجنگی سرخورنده نافذ از تریتونال به عنوان ماده منفجره خود استفاده می کند، که حدود ۷ درصد انرژی بر واحد جرم بیشتری نسبت به تی ان تی دارد [۲۵]، اگر در عمق $D_c^* = 4 \text{ m}$ منفجر شود (که به راحتی برای آن قابل حصول است)، حفره ای به شعاع $R_c^* = 4 \text{ m}$ تشکیل می دهد. برای مقایسه، اگر بمب نافذ غول پیکر در عمق $D_c^* = 9 \text{ m}$ منفجر شود (که به راحتی برای آن قابل حصول است)، شعاع حفره بزرگتر $R_c^* = 8 \text{ m}$ را ایجاد می کند. به علاوه، فرض می شود، البته به دلخواه، که این حفره باید یک متر به درون لوله سیلو منبسط شود تا از انهدام موشک درون آن، اطمینان حاصل شود و نیز شعاع مرگزیایی (فاصله ای که نافذ می تواند از مرکز لوله سیلو فاصله داشته باشد و همچنان موشک را نابود کند) برای نافذ سرجنگی سرخورنده برابر است با $r_k = 6 \text{ m}$ و برای بمب نافذ غول پیکر برابر است با $r_k = 10 \text{ m}$. به این ترتیب، رابطه احتمال مرگزیایی، p_k ، با r_k به صورت زیر است:

$p_k = 1 - e^{-\frac{(r_k^2 \ln 2)}{\sigma_c^2}}$	(S.6)
---	-------

که در آن σ_c شعاع دایره احتمال خطای یکسان (CEP) سلاح مهاجم است، که طبق تعریف، برابر با شعاع دایره ای است که احتمال فروافتادن سلاح درون آن برابر با ۵۰ درصد باشد. شکل S.1 نمودار p_k برحسب σ_c برای دو سلاح سرجنگی سرخورنده نافذ و بمب نافذ غول پیکر را نشان می دهد.



شکل 5.1 نمودار احتمال مرکزایی، p_k ، برحسب شعاع دایره خطای با احتمال یکسان، σ_c (CEP) (بر حسب متر)، برای سرچنگی سُرخورنده نافذ (خط چین) و بمب نافذ غول پیکر (خط توپر) علیه سیلوی موشک SS-18.

روشن است که این محاسبات، بسیار تقریبی اند. با این وجود، علی رغم وجود عدم قطعیت‌های چشمگیر در N_k ، دو نتیجه سطح بالا را می توان جمع بندی کرد. نخست آنکه از نمودار شکل 5.1 مشخص است که اگر بمب نافذ غول پیکر و سرچنگی سُرخورنده نافذ، دقت‌های مشابهی داشته باشند، بمب مذکور در به خطر انداختن سیلوها، موثرتر از سرچنگی مذکور است. دوم آنکه، برای تهدید موثر علیه سیلوه‌های روسی، هر سلاح نیاز دارد تا شعاع دایره خطای یکسان (CEP) آن، در حد چند متر باشد.

حتی اگر این نتایج با محاسبات دقیقتر، تایید شود، گستره ای که تسلیحات نافذ می تواند تهدید مهمی برای سیلوها ایجاد کنند، هنوز موضوعی بحث برانگیز است. در حالی که دقت در حد چند متر، با استفاده از هدایت جی پی اس تحت شرایط بهینه، قابل حصول است، در شرایط جنگی هنگامی که روسیه احتمالا تلاش می کند تا سیگنال‌های جی پی اس ایالات متحده را مختل کند (و ایالات متحده نیز تلاش می کند تا از اقدامات ضد اختلال بهره گیرد)، دستیابی به چنین دقتی دشوار خواهد بود. همچنین این امکان وجود دارد که تا سیلوها به گونه ای بازطراحی شوند که نافذهای مهاجم از موشک درون سیلو منحرف شوند و یا حتی شاید بر روی سازه های بر روی سطح، کمانه کنند [۲۶]. روسیه ممکن است تلاش کند تا از سیلوه‌های خود با پدافندهای فاز نهایی محافظت کند، که پرسشهای مطرح شده در بالا درباره تاب آوری سرچنگی های سُرخورنده را برجسته می کند (چرا که این سرچنگی ها مجبور اند برای رساندن محموله های نافذ، از سرعت نهایی خود بکاهند) و پرسشهای جدیدی نیز درباره تاب آوری هواپیماهای رادارگریز، از جمله بمب افکن B-2 که در حال حاضر تنها هواپیمایی است که قادر به حمل بمب نافذ غول پیکر است را مطرح می کند. به علاوه، پرسش درباره آسیب پذیری سیلوها صرفا به مباحث فنی مرتبط نیست؛ بلکه یکسری قضاوت‌های سیاسی نیز باید انجام شود. برای مثال، آیا روسیه باید درباره حمله متعارف ناگهانی و غیرمنتظره در زمان صلح، نگران باشد؟ اگر این چنین باشد، مسکو باید درباره هوشیار نبودن پدافندهای خود در زمان حمله، نگران باشد. همچنین معنای تهدید کردن مطمئن یک سیلو چیست؟ کارشناسان

آمریکایی و روسی درباره این که احتمال مرگزایی یک سلاح متعارف چقدر بزرگ باشد می تواند یک تهدید واقعی برای سیلو باشد با یکدیگر اختلاف نظر دارند.

در نهایت، البته حمله موفق به نیروی موشکهای بالستیک قاره پیمای سیلو-پایه روسی، دستاورد مهمی محسوب نخواهد شد، اگر ایالات متحده نتواند سایر نیروهای هسته ای روسی از قبیل موشکهای بالستیک قاره پیمای متحرک، موشکهای بالستیک دریایه، و بمب افکنهای سنگین وزن را حذف کند. با فرض این که نرخ هوشیاری زیردریایی های روسی نسبتا پایین است - و به نظر نمی رسد که حتی با وجود برنامه ای برای گشتهای بازدارنده پیوسته، این گشتها از سر گرفته شوند [۲۷] - که علاوه بر این، پیشرو بودن ظاهری ایالات متحده در جنگ افزارهای ضد زیردریایی نیز باید به آن افزوده شود، موشکهای بالستیک قاره پیمای خودکشی روسیه، احتمالا تاب آورترین مولفه نیروهای هسته ای این کشور محسوب خواهند شد.

حمله به موشکهای متحرک پراکنده

درک قابلیت های سرخونده برای در معرض خطر قرار دادن اهداف متحرک، از چند منظر اهمیت دارد. نخست آنکه، روسیه و چین، علیرغم اذعان آمریکایی ها به خلاف این موضوع، نگران اند که این تسلیحات می تواند موشکهای بالستیک متحرک مسلح به کلاهک هسته ای این کشورها را هدف قرار دهد [۲۸]. دوم آنکه، امکان دستیابی به تسلیحات حمله جهانی بی درنگ متعارف برای تهدید کردن دو نوع قابلیت غیر هسته ای چین - تسلیحات ضد ماهواره و سامانه های ضد دسترسی / ممانعت از ورود به نواحی - توسط مقامات رسمی بلندپایه و در اسناد مهم دولتی، اشاره شده است [۲۹]. قابلیت های ضد ماهواره چین شامل تسلیحات مستقیما عمود-پرواز بر روی پرتابگرهای متحرک حمل می شوند [۳۰]. قابلیت های ضد دسترسی / ممانعت از ورود به نواحی چین برای جلوگیری از ورود نیروهای آمریکایی مستقر در غرب اقیانوس آرام برای ورود به نبرد و محدود کردن آزادی عمل آنها در محدوده دوربرد، طراحی شده است. این تسلیحات شامل موشکهای بالستیک غیر هسته ای و متحرک از قبیل $DF-21C$ و $DF-21D$ ضدکشتی است. در نهایت، ایالات متحده به صراحت اعلام کرده که تسلیحات حمله جهانی بی درنگ متعارف، برای هدف قرار دادن موشکهای بالستیک هسته ای در کره شمالی و شاید در آینده، در ایران، به کار گرفته شود [۳۱].

به طور کلی، دو روش برای حمله به یک موشک متحرک وجود دارد: صبر کردن تا اینکه متوقف شود یا حمله کردن هنگامی که در حال حرکت است. روش دوم قطعا بهتر است اما نیازمندیهای بیشتری از منظر اطلاعات، رصد و مراقبت دارد و مستلزم آن است که سلاح مهاجم بتواند اطلاعات به روز شده را در حین پرواز دریافت کند. در هر حالت، موقعیت هدف احتمالا دارای یکسری عدم قطعیت هایی خواهد بود - اگرچه این عدم قطعیت برای مورد موشک متحرک، تقریبا به طور قطع، بیشتر خواهد بود. این عدم قطعیت با خطای موقعیت هدف، σ_t ، مشخص می شود، که می توان آن را به طور مشابه با شعاع دایره خطای اصابت یکسان، تعریف کرد، یعنی شعاع دایره ای که احتمال وجود هدف در آن دایره برابر با ۵۰ درصد می باشد. اندازه σ_t به مشخصات حرکت هدف و اثربخشی سامانه های جاسوسی، رصد و مراقبت مهاجم بستگی دارد. البته با فرض اینکه خطاهای موقعیت هدف و نقطه اصابت سلاح مهاجم، متغیرهای تصادفی گوسی مستقل از یکدیگر می باشند، آنگاه الزام برای اثربخش بودن سلاح مهاجم به این شرح است:

$r_k \gg \sqrt{\sigma_c^2 + \sigma_t^2}$	(S.7)
--	-------

که در آن، همانند پیشین، σ_c شعاع دایره خطای اصابت با احتمال یکسان (CEP)، و r_k شعاع مرگزایی است. در ادامه بخش، r_k برای سرچنگی سرخونده آبرصوتی برآورد خواهد شد.

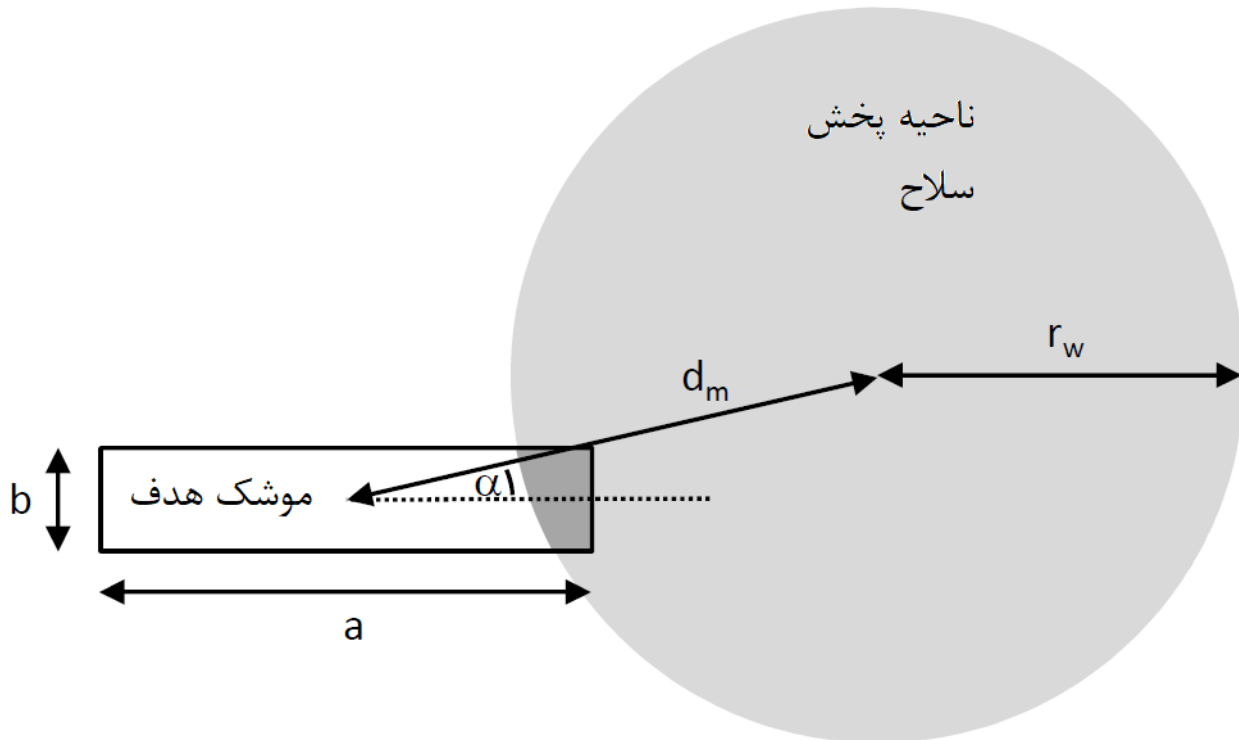
طرحها برای تسلیحاتی کردن سرچنگی $HTV-2$ عبارتند از یک محموله پراکنده کننده با جرم کل ۳۹۰ کیلوگرم که حاوی ۷۰ کیلوگرم تا ۹۰ کیلوگرم ماده منفجره شدیدالانفجار و «چندین هزار تکه است که قطر هر کدام از چند سانتیمتر تجاوز نمی کند» [۳۲]. ماده منفجره شدیدالانفجار در این سرچنگی اندکی پیش از اصابت منفجر می شود تا ابر در حال انبساطی از تکه ها را ایجاد کند. هدف از این تکه ها، آسیب زدن به هدف از طریق انرژی جنبشی آنها است (ماده منفجره شدیدالانفجار نقش مستقیمی در تاثیرگذاری در این آسیب زایی ندارد). با تغییر دادن ارتفاعی که در آن ماده منفجره، منفجر می شود، اندازه ناحیه تاثیرگذاری

سرجنگی بر روی زمین تغییر می کند. روشن است که ناحیه تاثیرگذاری بزرگ برای جبران عدم قطعیت درباره موقعیت هدف متحرک، مطلوب است. البته، افزایش ناحیه تاثیرگذاری، چگالی پراکندگی تکه ها را کاهش می دهد، که با وجود اینکه ناحیه تاثیرگذاری سرجنگی، ممکن است با هدف، همپوشانی کند، احتمال اینکه هیچ یک از تکه ها به هدف برخورد نکند افزایش پیدا می کند [۳۳]. بنابراین در انتخاب ناحیه تاثیرگذاری باید یک مصالحه ای انجام شود.

برای یک محموله پراکنده کننده تکه ها که بر روی سرجنگی سُرخورنده نصب شده، انرژی جنبشی تکه ها می تواند بسیار زیاد باشد. برای مثال، اگر در یک سرجنگی ۴۰۰۰ تکه با جرم مجموع ۳۰۰ کیلوگرم وجود داشته باشد و اگر سرجنگی با سرعت تنها ۲۰۰۰ متر بر ثانیه به هدف برسد، آنگاه انرژی جنبشی هر تکه برابر با ۱۵۰۰۰۰ ژول خواهد بود [۳۴]. به منظور مقایسه، تکه ای با انرژی ۲۰۰۰۰ ژول می تواند آسیب سنگینی به یک هواپیما وارد کند [۳۵]. از اینرو، انرژی ۱۵۰۰۰۰ ژول به نظر می رسد که بیش از حد مورد نیاز برای نفوذ در پوسته موشک و هرگونه محفظه محافظی باشد، مشروط به آنکه در محفظه، از زره سنگینی استفاده نشده باشد (که با توجه به محدودیتهای وزنی تحمیل شده ناشی از تحرک پذیری سکو، استفاده از زره سنگین، غیرمحمتمل به نظر می رسد).

در اینجا فرض می شود که موشک بالستیک می تواند با نفوذ یک تکه به موتور آن به نحو موثری غیرفعال شود. وضعیتهای شکست گوناگونی می تواند وجود داشته باشد. برای مثال، موتورهای راکت سوخت جامد، اگر در سوخت آنها ترک یا حفره ای وجود داشته باشد، ممکن است دچار نقص فنی شوند - این دقیقاً نوع آسیبی است که یک تکه می تواند به موشک اعمال کند. از سوی دیگر، فرار گازها از حفره پوسته موشک می تواند موشک را واژگون کرده و از کنترل خارج کند، درست مانند عیوبی که در آزمایشهای پروازی موشکهای مینتمن یک و دوم رخ داد، پس از آنکه یک نقص فنی، تصادفاً حفره ای در درپوش بدنه موشک ایجاد کرد [۳۶]. می توان گفت تعمیم دادن به روش ارایه شده در زیر، برای احتساب الزام آسیب بزرگتر از اصابت مستقیم دست کم یک تکه، کار متداولی است. در عین حال، ممکن است الزامات آمریکایی ها سخت گیرانه تر باشند، به ویژه اگر موشکهای هدف، مسلح به کلاهک هسته ای باشد. برای مثال، در جریان جنگ سرد، طرحهای جنگ هسته ای برای موشکهای متحرک روسی، واژگون کردن فیزیکی آنها بود (البته این الزام ممکن است ارزیابی آسیبهای صحنه نبرد را تسهیل کند تا اینکه منجر به نابودی هدف شود) [۳۷].

موتور موشک هدف در اینجا به صورت استوانه ای به طول a و قطر b مدل می شود. فرض می شود که سرجنگی پراکنده کننده تکه ها که حاوی N_p تکه است، ناحیه ای دایره ای به شعاع r_w بر روی زمین تولید می کند. احتمال اینکه موشک با دست کم یک تکه مورد اصابت قرار گیرد با تابع $\Pi(r_w, d_m)$ نمایش داده می شود، که در آن d_m خطای اصابت است که برابر با فاصله میان مرکز موشک و مرکز ناحیه پراکندگی سلاح است. همانگونه که در شکل S.2 نشان داده شده، مساحت همپوشانی میان این ناحیه پراکندگی و موشک هدف با $A_o(r_w, d_m, \alpha)$ نمایش داده می شود که در آن α زاویه میان محور طولی موشک و خط واصل محور موشک به مرکز ناحیه پراکندگی سلاح است.



شکل S.2: نمودار طرحوار به کارگیری از سرچنگی پخش کننده تکه ها برای حمله به یک موشک متحرک. ناحیه مشخص شده با زمینه خاکستری تیره، مربوط به ناحیه همپوشانی میان ناحیه پخش سلاح و موشک هدف، $A_o(r_w, d_m, \alpha)$ ، است. سایر کمیتها در متن اصلی تعریف شده اند.

اگر مساحت ناحیه پراکندگی بسیار بزرگتر از مساحت موشک باشد و اگر تکه ها در ناحیه پراکندگی به صورت یکنواخت توزیع شده باشند، آنگاه تعداد تکه هایی که به موشک اصابت می کند یک متغیر تصادفی با توزیع پواسون می باشد. مقدار میانگین این توزیع، $\lambda(r_w, d_m)$ با این رابطه داده می شود

$\lambda(r_w, d_m) = N_p \frac{\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha}{\pi r_w^2}$	(S.8)
--	-------

که در آن $\langle \dots \rangle_\alpha$ نمایانگر مقدار متوسط بر روی α است. با فرض این که خطای اصابت سلاح به موشک، در همه جهتها یکسان باشد، $\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha$ با این رابطه داده می شود

$\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} A_o(r_w, d_m, \alpha) d\alpha$	(S.9)
---	-------

با فرض این که تعداد ذراتی که به موشک اصابت می کند را می توان با توزیع پواسون مدل کرد، احتمال این که هیچ یک از آنها به موشک برخورد نکند برابر است با $\exp[-\lambda(r_w, d_m)]$ ، که به این ترتیب می توان نتیجه گرفت که

$\Pi(r_w, d_m) = 1 - e^{-\lambda(r_w, d_m)}$	(S.10)
--	--------

در حالت کلی، $\Pi(r_w, d_m)$ باید به صورت عددی برآورد شود، اگرچه می توان با دو محدودیت، آن را به صورت جبری نیز برآورد کرد. نخست آنکه، اگر مسافت خطا به اندازه کافی کوچک باشد که $d_m \leq d_m^-$ که در آن

$d_m^- = r_w - \sqrt{\frac{a^2}{4} + \frac{b^2}{4}}$	(S.11)
--	--------

آنگاه برای همه مقادیر α و $\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha = ab$ ، موشک به طور کامل در محدوده پراکندگی سلاح مهاجم قرار می گیرد. در این حالت، $\Pi(r_w, d_m)$ مقدار بیشینه خود را می گیرد که با $\Pi^{(max)}$ نمایش داده شده و با این رابطه داده می شود

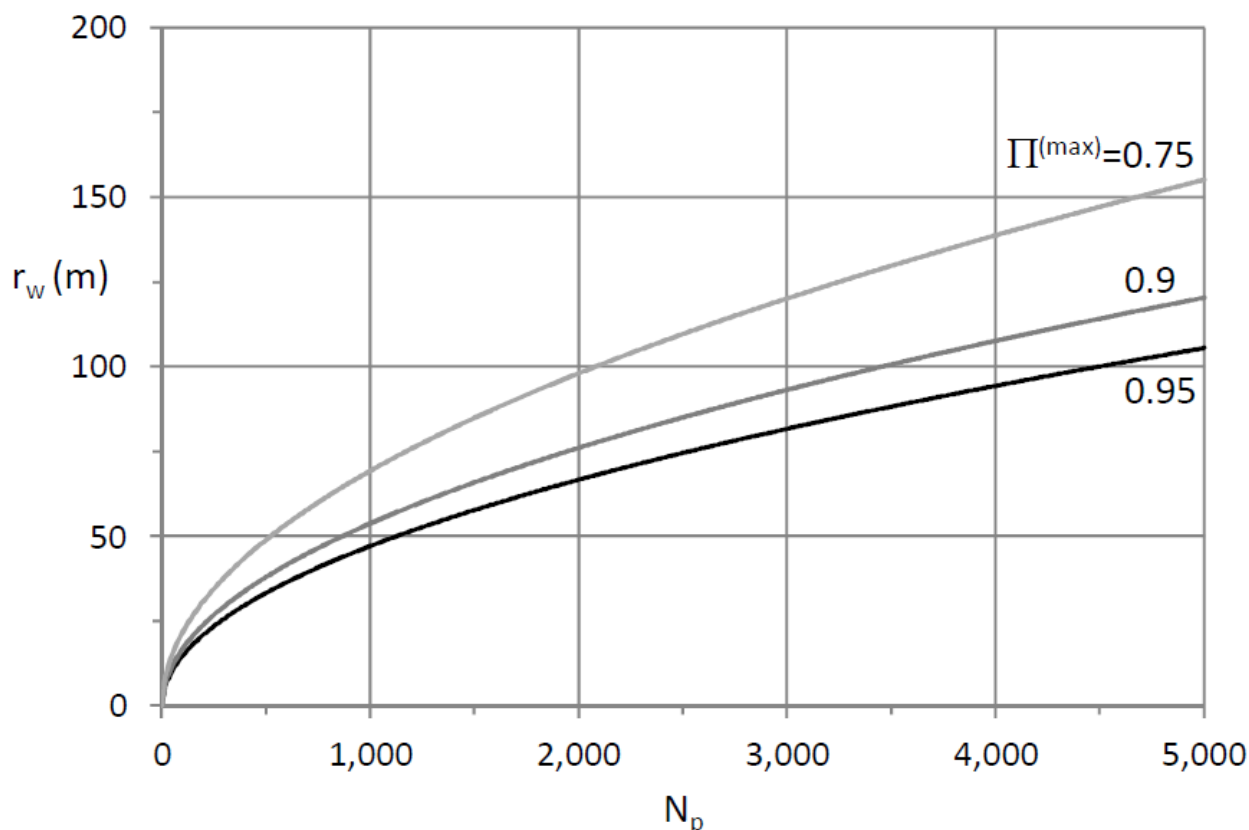
$\Pi^{(max)} = 1 - \exp\left(-\frac{N_p ab}{\pi r_w^2}\right)$	(S.12)
--	--------

این نتیجه را می توان برای انتخاب r_w مورد استفاده قرار داد تا اطمینان حاصل کرد که چگالی تکه ها در ابر ایجاد شده، به اندازه کافی بزرگ است که هنگامی که سرجنگی مهاجم نمی تواند به موشک هدف اصابت کند، احتمال مرگزایی به مقدار مطلوب خود برسد.

همچنان که d_m فراتر از d_m^- افزایش می یابد، موشک هدف برای همه مقادیر α در محدوده پراکندگی سلاح قرار نمی گیرد (این موضوع در سناریوی نشان داده شده در شکل S.2 به تصویر کشیده شده است)، و مقادیر $\langle A_o(r_w, d_m, \alpha) \rangle_\alpha$ و $\Pi(r_w, d_m)$ هر دو کاهش می یابد. اگر سلاح مهاجم خطای اصابتی در فاصله $d_m \geq d_m^+$ از موشک پیدا کند این مقادیر صفر خواهد شد که در آن

$d_m^+ = r_w + \sqrt{\frac{a^2}{4} + \frac{b^2}{4}}$	(S.13)
--	--------

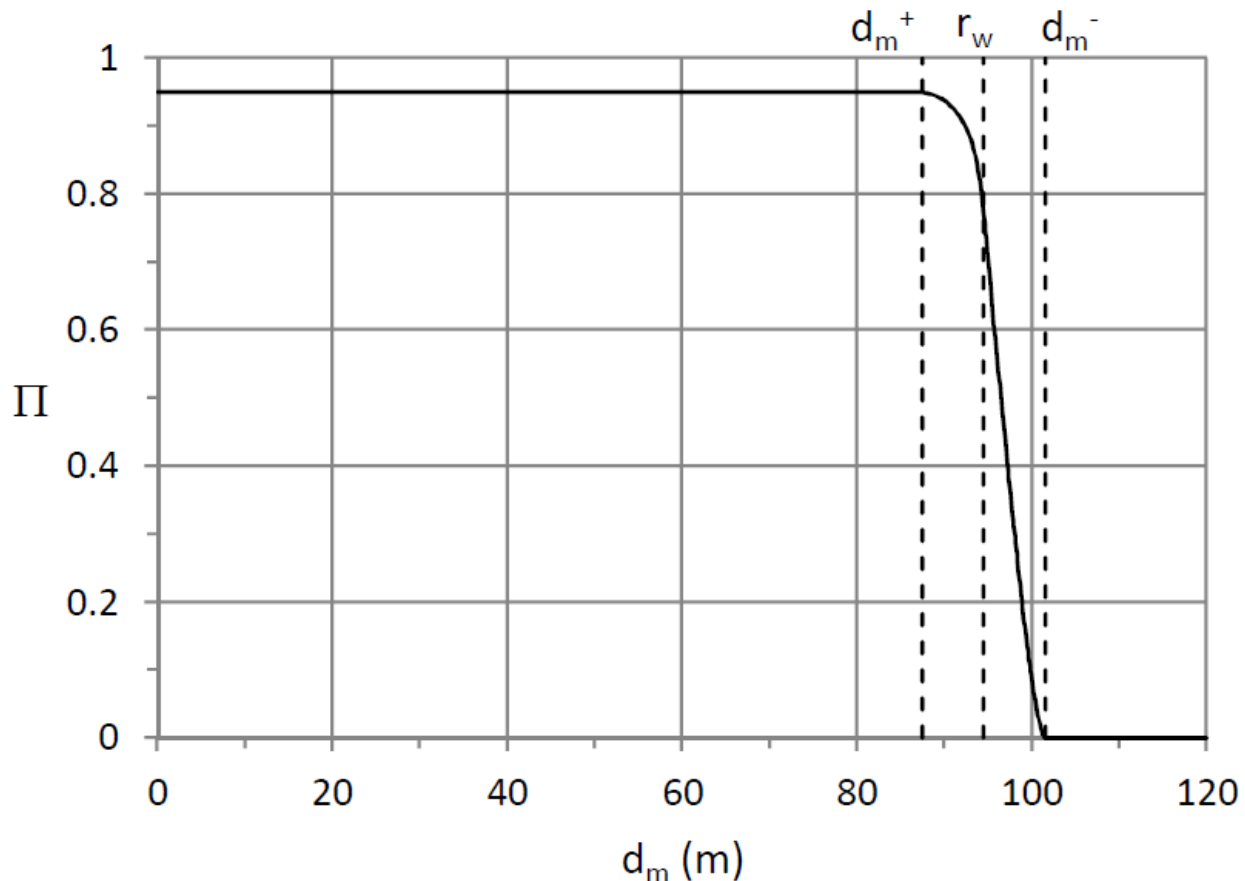
به گونه ای که ناحیه پراکندگی سرجنگی به اندازه هیچ مقداری از α با موشک همپوشانی نخواهد کرد. به عنوان مثال، تلاش برای نابود کردن یک موشک متحرک با موتوری استوانه ای را در نظر بگیرید که برای آن $a=14\text{ m}$ و $b=1.5\text{ m}$ باشد. شکل S.3 برای سه مقدار خاص از $\Pi^{(max)}$ نشان می دهد که چگونه مقدار مورد نیاز r_w با N_p تغییر می کند. و این که سرجنگی پراکنده کننده تکه ها حاوی ۴۰۰۰ تکه باشد، و مقدار $\Pi^{(max)} = 0.95$ مدنظر باشد (که در صورتی که موشک مسلح به کلاهک هسته ای باشد، مناسب به نظر می رسد)، آنگاه شعاع ناحیه پراکندگی باید مقدار ۹۴ متر را داشته باشد.



شکل S.3: نمودار شعاع ناحیه پراکندگی تکه های سرجنگی، r_w (بر حسب متر)، مورد نیاز برای دستیابی به احتمال مرگزیایی $\Pi^{(max)}$ در فواصل خطای اصابت اندک، بر حسب تعداد تکه ها در سرجنگی، N_p .

برای این مقادیر، $N_p = 4000$ و $r_w = 94 \text{ m}$ ، شکل S.4 نشان می دهد که چگونه احتمال مرگزیایی با خطای اصابت تغییر می کند، این نمودار با حل عددی رابطه (S.10) با استفاده از نرم افزار *Mathematica* محاسبه شده است. هنگامی که خطای اصابت کوچکتر از $d_m^- = 87 \text{ m}$ باشد، احتمال مرگزیایی، مقدار بیشینه خود، $\Pi^{(max)} = 0.95$ را فرض می کند. سپس این مقدار در محدوده نسبتاً باریکی کاهش می یابد، به گونه ای که هنگامی که خطای اصابت بیش از $d_m^+ = 102 \text{ m}$ باشد، مقدار آن صفر می شود. شعاع مرگزیایی این سلاح - که هنگامی که احتمال مرگزیایی به مثلاً 0.9 کاهش پیدا می کند، به عنوان فاصله خطای اصابت تعریف می شود - از نمودار می توان مشاهده کرد که برابر با 92 متر می باشد، یعنی اندکی کمتر از r_w می باشد.

به لحاظ مقایسه، اگر سرجنگی سُرخورنده به محموله انفجاری ۳۰۰ کیلوگرمی از ماده منفجره بسیار پرانرژی مجهز شود (مثلاً معادل با ۵۰۰ کیلوگرم تی ان تی)، تنها می تواند معادل فرافشار حدود 1 psi (6900 N/m^2) در فاصله ۹۰ متری را ایجاد کند [۳۸]. فرافشار با چنین اندازه ای، احتمالاً برای از کار انداختن یک موشک متحرک کافی نیست [۳۹]. از اینرو به نظر می رسد که سرجنگی های سُرخورنده در حمله به موشکهای متحرک، چنانچه مسلح به محموله پراکنده کننده تکه ها شوند، نسبت به یک محموله انفجاری، اثربخش تر باشند، که توضیح می دهد که چرا پنتاگون برنامه ریزی کرده تا موشک حمله متعارف را به سرجنگی پراکنده کننده تکه ها مجهز کند. البته این که چه نوع سلاحی به زبان ریاضی می تواند اثربخش باشد، به هر دو پارامتر σ_c و σ_t بستگی دارد.



شکل S.4: نمودار احتمال مرگزایی یک سلاح پراکنده کننده تکه ها، Π ، برحسب فاصله خطای اصابت آن، d_m (برحسب متر). سلاح مهاجم حاوی $N_p = 4000$ تکه است و شعاع ناحیه پراکندگی آن $r_w = 94 \text{ m}$ می باشد. موشک هدف دارای طول $a = 14 \text{ m}$ و قطر $b = 1.5 \text{ m}$ است. سایر کمیتها در متن اصلی تعریف شده اند.

پیوستها

کمیت‌های تعریف شده در این پیوستها در مقاله اصلی تعریف شده اند (به مرجعی که در ابتدای این گزارش به آن اشاره شده مراجعه شود).

الف خلاصه ای از فرمولهای استخراج شده استاندارد

ورود به جو مستقیم

حل استاندارد برای ورود به جو مستقیم یک بازآی بدون برآ برای تحلیل مسیر پروازی سرجنگی سُرخورنده سودمند است، اگر در مراحل اولیه پرواز بیرون از جو، سرجنگی به گونه ای جهت دهی شود که نیروی برآی کمینه ای تولید کند تا از جهیدن بر روی جو پرهیز شود [۴۰]. شبیه سازی های عددی این سناریو نشان می دهد که برای $\theta_2 > 5^\circ$ ، ثابت در نظر گرفتن زاویه مسیر، تقریب خوبی است، یعنی $\theta = \theta_2$. از این فرض بلافاصله می توان رابطه میان برد و ارتفاع را نتیجه گرفت که عبارت است از

$h_2 - h = (x - x_2) \tan \theta_2$	(S.14)
-------------------------------------	--------

به علاوه فرض می شود که نیروی پسای اعمالی به بازآی، بسیار بزرگتر از گرانش است و از اینرو رابطه (۳) به صورت زیر خلاصه می شود

$\frac{dv}{dt} = -\frac{\rho_0}{2\beta_s} v^2 e^{-h/H}$	(S.15)
---	--------

ترکیب این رابطه با رابطه (۶) نتیجه استاندارد را برای تغییرات v برحسب h به دست می دهد:

$v = v_2 e^{\delta} \exp\left(-\frac{H \rho_0}{2\beta_S \sin\theta_2} e^{-h/H}\right)$	(S.16)
--	--------

که در آن δ مقدار ثابتی است که از این رابطه به دست می آید

$\delta = \frac{H \rho_0}{2\beta_S \sin\theta_2} e^{-h_2/H}$	(S.17)
--	--------

رابطه میان ارتفاع و زمان را می توان با ترکیب روابط (۶) و (S.16) به دست آورد تا یک معادله دیفرانسیل مرتبه اول با متغیرهای قابل تفکیک به دست آید که حل آن برابر است با:

$t - t_2 = -\frac{1}{v_2 e^{\delta} \sin\theta_2} \int_{h_2}^h \exp\left(-\frac{H \rho_0}{2\beta_S \sin\theta_2} e^{-h/H}\right) dh$	(S.18)
--	--------

اگرچه جواب این انتگرال، شکل بسته ای ندارد، ولی می توان آن را به نحو مناسبی به شکل سریهای توانی بیان کرد:

$t - t_2 = \frac{h_2 - h}{v_2 e^{\delta} \sin\theta_2} + \frac{H}{v_2 e^{\delta} \sin\theta_2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\delta^n}{n \cdot n!} (e^{-n(h_2-h)/H} - 1)$	(S.19)
---	--------

باید اشاره کرد که اگر بتوان از پسای جوی به طور کامل چشم پوشی کرد (یعنی هنگامی که $\beta_S \rightarrow \infty$ یا $\rho_0 = 0$ باشد)، آنگاه $t - t_2 = (h_2 - h)/(v_2 \sin\theta_2)$ که به زبان ساده، زمانی است که در آن جسمی با سرعت v_2 در حال حرکت بوده و زاویه مسیر آن θ_2 است، در فقدان گرانش، ارتفاع $h_2 - h$ را می پیماید.

سرخوردن تعادلی

هنگامی که سرخوردن تعادلی ایجاد می شود، زاویه مسیر سُرخورنده نزدیک به صفر می ماند و تنها به آرامی تغییر می کند. این حالت حدی، نخستین بار در دهه ۱۹۳۰ مورد بحث قرار گرفته و به نحو وسیعی مورد کاوش قرار گرفت [۴۱]. با این فرضیات که $d\theta/dt \approx 0$ ، $\theta \ll 1 \text{ rad}$ و $dv/dt \ll g \sin\theta$ باشد، معادلات حرکت به صورت زیر کوتاه تر می شود [۴۲]:

$\frac{dv}{dt} = -\frac{\rho}{2\beta_L} v^2$	(S.20)
--	--------

و

$g - \frac{v^2}{r_e} - \frac{\rho}{2\beta_L} \frac{L}{D} v^2 = 0$	(S.21)
---	--------

به لحاظ فیزیکی، این معادلات بیانگر سناریویی است که در آن وزن سرچنگی سُرخورنده با ترکیبی از نیروی برآ و «نیروی» گریز از مرکز، متعادل می شود. تعادل، تنها در یک ارتفاع رخ می دهد که با این رابطه داده می شود

$h = H \ln\left(\frac{\rho_0 r_e L}{2\beta_L D} \frac{v^2}{v_e^2 - v^2}\right)$	(S.22)
---	--------

ترکیب روابط (S.20) و (S.21) به این معادله می رسد

$\frac{dv}{dt} = -g \frac{D}{L} \left(1 - \frac{v^2}{v_e^2}\right)$	(S.23)
---	--------

که حل آن می شود

$\frac{v}{v_e} = \frac{\exp\left[-2 \frac{D}{L} \frac{g}{v_e} (t - t_4)\right] - \Gamma_4}{\exp\left[-2 \frac{D}{L} \frac{g}{v_e} (t - t_4)\right] + \Gamma_4}$	(S.24)
---	--------

که در آن $\Gamma_4 = (1 - v_4/v_e)/(1 + v_4/v_e)$ تابعی از سرعت بازآی در آغاز فاز سرخوردن است. با توجه به این که هنگامی که θ کوچک است، $v = dx/dt$ برقرار است، می توان نتیجه گرفت که مسافت برد سرچنگی سرخورنده به عنوان تابعی از زمان با این رابطه به دست می آید

$x - x_4 = -v_e(t - t_4) + r_e \frac{L}{D} \ln \left(\frac{1 + \Gamma_4}{\exp \left[-2 \frac{D}{L} \frac{g}{v_e} (t - t_4) \right] + \Gamma_4} \right)$	(S.25)
---	--------

زاویه مسیر را می توان از رابطه (۶) به دست آورد، با توجه به این که $dh/dt = (dh/dv)(dv/dt)$ که در آن dv/dt با رابطه (S.20) به دست می آید و dh/dv را می توان از رابطه (S.22) به دست آورد:

$\sin \theta = 2 \left[\frac{r_e L}{H D} \left(\frac{v}{v_e} \right)^2 \right]^{-1}$	(S.26)
--	--------

از آنجا که $r_e \gg H$ است، فرض این که $\theta \ll 1$ به غیر از در سرعتهای اندک، فرض مناسبی است.

از رابطه (S.24)، زمانی که در آن، سرعت سرخورنده به صفر می رسد، t_5^{max} ، از این رابطه به دست می آید

$t_5^{max} = \frac{v_e L}{2g D} \ln \left(\frac{1}{\Gamma_4} \right)$	(S.27)
--	--------

وارد کردن t_5^{max} در رابطه (S.25)، منجر به رابطه (۱) برای برد سرخوردن می شود. این نتیجه را باید با دقت مورد استفاده قرار داد، زیرا در سرعتهای پایین، θ به نحو چشمگیری متفاوت از مقدار صفر خواهد بود و از اینرو تقریبهای زیربنای این مدل دیگر معتبر نخواهد بود. همچنین، فرض این که L/D ثابت باشد نیز احتمالاً در سرعتهای پایین چندان معتبر نخواهد بود. در عوض، رفتار غیرفیزیکی این مدل در سرعتهای پایین، مشخصاً با این واقعیت نمایش داده می شود که این مدل پیش بینی می کند که پس از t_5^{max} جهت پرواز سرچنگی به طور واقعی معکوس می شود. به هر حال، از آنجا که سرچنگی سرخورنده بخش زیادی از مسیر پروازی خود را در سرعتهای آبرصوتی طی می کند، رابطه (۱) تقریبی منطقی برای برد واقعی سرخوردن می باشد. البته، به طور کلی، این رابطه برآورد بیش از مقدار واقعی به دست می دهد.

مانور عمود بر آزمون

یک سرچنگی سرخورنده می تواند با چرخش (رول زدن) در زاویه ψ ، در راستای عمود بر آزمون، مانور انجام دهد (شکل ۵ را ببینید). تحت فرضیات مشابه به کار رفته در بخش پیشین، و این که فرض می شود که از انحناى زمین در راستای Y می توان چشم پوشی کرد، ساده تر آن است که $\omega(t)$ زاویه میان سرعت سرچنگی سرخورنده و محور X محاسبه شود. فرمولهای پیچیده تر، تحت فرضیات با محدودیتهای کمتر، در سایر منابع ارایه شده است [۴۳].

اگر $v_X(t)$ و $v_Y(t)$ مولفه های سرعت سرچنگی سرخورنده در زمان t باشند، آنگاه $\tan \omega(t) = v_Y(t)/v_X(t)$ می باشد. در زمان کوتاه، dt ، پس از آن، ω به $\omega + d\omega$ تغییر می کند که در آن

$\tan(\omega + d\omega) = \frac{v_Y + (dv_Y/dt)dt}{v_X + (dv_X/dt)dt}$	(S.28)
--	--------

از این رابطه می توان نتیجه گرفت که

$\frac{d\omega}{dt} = \cos \omega \sin \omega \left(\frac{1}{v_Y} \frac{dv_Y}{dt} - \frac{1}{v_X} \frac{dv_X}{dt} \right)$	(S.29)
---	--------

با استفاده از قانون دوم نیوتون، شتاب سرچنگی سرخورنده در راستاهای X و Y با این روابط داده می شود

$m \frac{dv_X}{dt} = -D \cos \omega - L \sin \psi \sin \omega$	(S.30)
--	--------

$m \frac{dv_Y}{dt} = L \sin \psi \cos \omega - D \sin \omega$	(S.31)
---	--------

جایگزینی این دو رابطه در رابطه (S.29) به رابطه زیر منجر می شود

$\frac{d\omega}{dt} = \frac{D}{mv} \frac{L}{D} \sin \psi$	(S.32)
---	--------

در نهایت، با نوشتن رابطه $d\omega/dt = (d\omega/dv)(dv/dt)$ ، و با استفاده از رابطه (S.20) و $D = m\rho v^2/(2\beta_L)$ ، به رابطه

زیر می رسیم

$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{1}{v} \frac{L}{D} \sin \psi$	(S.33)
---	--------

که می توان با انتگرال گیری از آن به رابطه (۲۶) رسید.