

## طراحی مفهومی ماهواره بر هواپایه بر مبنای مقیاس بندی

محمد اعلائی\*

دانیال ژاله

افشین خواجه فرد

دکترای هوافضا، دانشکده هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

دکترای هوافضا، دانشکده مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

عضو هیئت علمی دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

### چکیده

ماهواره‌های با وزن ۱۰ - ۱ کیلوگرم با عنوان نانوماهواره شناخته می‌شوند که با توجه به پیشرفت فناوری و کوچک‌تر شدن قطعات الکترونیکی، استفاده از ماهواره‌مکعب شکل/ماهواره‌قوطی‌شکل‌ها بیشتر مورد توجه قرار گرفته است. روش بهینه و کم‌هزینه پرتاب این نوع ماهواره‌ها، پرتاب هواپایه است. طراحی مفهومی و شبیه‌سازی مسیر صعود یک موشک ماهواره بر هواپایه بر اساس نوع هواپیمای حامل، فناوری در دسترس ساخت راکت موتورها، سرعت، ارتفاع، زاویه و موقعیت جغرافیایی رهاپس متفاوت است که تغییر در هر کدام از این پارامترها به مثابه یک طراحی جدید به حساب می‌آید. در این پژوهش، امکان‌سنجی و طراحی مفهومی پرتاب هواپایه نانوماهواره ۱۰ کیلوگرمی به مدار پارکینگ با استفاده از هواپیمای جنگنده کارآمد بصورت بومی انجام گرفته است. بدین منظور طرح مفهومی راکت ماهواره بر هواپایه پس از ۵ مرحله طراحی حاصل شده است. طراحی بر اساس مقیاس‌بندی از تنها نمونه عملیاتی بدست آمده و پیکربندی نهایی دارای وزن ۲۲۷۰ کیلوگرم، طول ۶/۶ متر و قطر ۰/۶۵ سانتی‌متر می‌باشد. شبیه‌سازی مسیر صعود با استفاده از یک کد ۳ درجه آزادی تدوین شده به زبان فورترن انجام گرفته و با مدل‌سازی مسیر موشک پگاسوس اعتبارسنجی شده است. **واژه‌های کلیدی:** نانوماهواره، پرتاب هواپایه، مقیاس‌بندی، شبیه‌سازی مسیر صعود.

## Conceptual Design of Air Launching Vehicle Based on Scaling Law

M. Aelaei

D. Zhaleh

A. Khajefard

Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University, Tehran, Iran

Department of Mechanical Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran

Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University, Tehran, Iran

### Abstract

Satellites weighing 1-10 kg are known as Nano-satellite. With the advancement of technology and the smaller parts of the electronics, satellites become smaller and lighter every day. Due to the advancement of technology, the use of CanSats and Cubsats have become more prominent. The optimal and low cost of launching these satellites is air-launch-to-orbit method. The conceptual design and simulation of the trajectory of an air-launch-to-orbit rocket vary based on the type of aircraft, the technology available to make the rocket engine, Aircraft's velocity, Starting Altitude, Initial (the aircraft's) Flight Path Angle and Latitude and Longitude, with changes in each of these parameters as a new design. In this research, the feasibility study of air launching vehicle to deliver a 10kg Nano-satellite into a parking orbit using the F-4 aircraft has been performed natively. For this purpose, the conceptual design of the air launch-to-orbit rocket has been achieved after five design stages. The final design is based on the downscale of the single operating sample, weighing 2270 kg, length 6.6 m and diameter 0.65 cm. Simulation of the ascent trajectory has been done using a 3DOF code and validated by Pegasus trajectory modeling.

**Keyword :** Nano-satellite, Air Launch-to-orbit, Scaling Law, Trajectory Simulation

### ۱- مقدمه

هواپایه این امکان را می‌دهد تا با کاهش محسوس هزینه‌های پرتاب و افزایش سرعت عمل، ضمن دستیابی به انعطاف لازم در پرتاب از هر مکان و در هر زمان، از ساخت سکویهای پرتاب با هزینه‌های بالا جلوگیری نماید [۱ و ۲]. توانایی هواپیمای حامل در ابعاد و جرم موشک هواپایه محدودیت‌هایی را اعمال می‌کند که یکی از دلایل محدود شدن توسعه پرتابه‌های هواپایه است. بر همین اساس محدودیت اندازه موشک به دلیل تحمیل قیود طراحی توسط هواپیمای حامل به عنوان یکی از معایب پرتاب هواپایه مطرح می‌باشد [۳]. ایده پرتاب هواپایه، اولین بار در سال ۱۹۵۶ با استفاده از هواپیمای F-104 مطرح شد [۴]. روش‌های مختلف پرتاب هواپایه شامل: حمل در بالای هواپیما<sup>۱</sup>، حمل در پایین هواپیما<sup>۲</sup>، کشیدن موشک<sup>۳</sup>، سوخت‌گیری هوایی<sup>۴</sup>، حمل در داخل

امروزه با پیشرفت فناوری و بهره‌گیری از فناوری میکروالکترومکانیک و نانوالکترومکانیک، ابعاد ماهواره‌ها کوچک‌تر شده و استفاده از ماهواره‌مکعب<sup>۱</sup> و ماهواره‌قوطی<sup>۲</sup> بیشتر مورد توجه قرار گرفته‌اند. ماهواره‌مکعب‌ها از واحدهای مکعبی ۱۰×۱۰×۱۰ سانتی‌متری تشکیل شده‌اند که ایده اولیه آنها برای جرم ۱ کیلوگرمی، اولین بار در سال ۱۹۹۹ میلادی مطرح شد. نانوماهواره‌ها در محدوده وزنی ۱۰-۱ کیلوگرم و میکروماهواره‌ها در محدوده وزنی ۱۰۰-۱ کیلوگرم قرار دارند. روش بهینه و کم‌هزینه پرتاب این نوع ماهواره‌ها، پرتاب هواپایه<sup>۳</sup> است [۱ و ۲]. پرتاب هواپایه، نوعی از پرتاب ماهواره است که در آن موشک حامل محموله فضایی از طریق هواپیما پرتاب می‌شود. پرتاب

<sup>1</sup> Captive on top

<sup>2</sup> Captive on bottom

<sup>3</sup> Towed

<sup>1</sup> Cubsat

<sup>2</sup> Cansat

<sup>3</sup> air-launch-to-orbit

هواپیما<sup>4</sup> و استفاده از بالن می‌باشد. پیش‌بینی می‌شود که تا سال ۲۰۲۰، بین ۱۲۱ تا ۱۸۸ میکرو/نانوماهواره نیازمند پرتاب خواهند بود [۵]. انتظار می‌رود در آینده، پرتاب هواپایه به عنوان یک روش سریع، انعطاف‌پذیر و اقتصادی، بیشتر مطرح شود [۶].

عمده‌ترین مزیت استفاده از پرتاب هواپایه، کاهش  $\Delta V$  مورد نیاز برای رسیدن به مدار هدف است، اما مهمتر از انتخاب روش پرتاب (زمین‌پایه یا هواپایه)، قابلیت حمل وزن بیشتر به مدار است [۷ و ۸]. در میان منابع موجود، مرجع [۳] مزایای پرتاب هواپایه بر حسب  $\Delta V$  را تشریح کرده است که نشان دهنده مزیت پرتاب هواپایه است. در سال ۱۹۸۷ با هدف پرتاب فضایی قابل اطمینان و کم‌هزینه، موشک پگاسوس<sup>۵</sup> تولید شد [۹]. این موشک تنها نمونه عملیاتی پرتاب هواپایه بوده و قابلیت حمل ماهواره‌های ۲۷۰ تا ۴۵۰ کیلوگرم را دارد که اولین پرتاب موفق آن در سال ۱۹۹۰ بوده و از شروع پروژه تاکنون بیش از ۳۷ پرتاب موفق داشته است. در مرجع [۹] به نیازمندی‌های طراحی مفهومی، تجزیه و تحلیل، فلسفه طراحی محافظه‌کارانه و ملاحظات فنی پرداخته شده و طراحی مفهومی موشک بالدار سه مرحله‌ای سوخت جامد پگاسوس با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی تشریح شده است. در مرجع [۱۰ و ۳] مزایا و معایب روش‌های متفاوت پرتاب هواپایه مورد واکاوی قرار گرفته و سناریوهای مختلفی بر اساس بهینه‌سازی مسیر صعود برای آن تبیین شده و مزایای پرتاب هواپایه بر حسب  $\Delta V$  را تشریح کرده و لزوم استفاده یا عدم استفاده از بال بر روی موشک پرتابه هواپایه بررسی شده است. همچنین تحلیل مسیر پرتابه تا رسیدن به مدار هدف با استفاده از نرم‌افزار POST<sup>۶</sup> ناسا انجام گرفته و شرایط اولیه پرتاب شامل سرعت، ارتفاع و زاویه پرتاب برای مدل موشک با بال و بدون بال شبیه‌سازی و توضیحاتی در خصوص یافتن مسیر مناسب ارائه شده است. مرجع [۱۱] به طراحی بهینه یک موشک ماهواره‌بر هواپایه مافوق صوت پرداخته و در فرایند بهینه‌سازی از نرم‌افزار MD برای تحلیل‌های آیرودینامیکی استفاده نموده و نیروی پسا را کمینه کرده است. در مرجع [۱۲] طراحی مقدماتی یک لانچر هواپایه انجام و پس از بهینه‌سازی ماموریت و مسیر، پیشران هیبرید، زیرسیستم‌ها و بال آن طراحی شده است. مرجع [۱۳] به ارزیابی تاثیر متغیرهای طراحی بال موشک ماهواره‌بر هواپایه بر روی توابع هدف با استفاده از روش سطح پاسخ پرداخته است. در مرجع [۱۴] طراحی بهینه راکت ماهواره‌بر هواپایه به روش بهینه‌سازی چندموضوعی انجام گرفته است. در این تحقیق طراحی مفهومی یک راکت ماهواره‌بر هواپایه برای حمل محموله ۷٫۵ کیلوگرمی به مدار ۷۰۰ کیلومتری با استفاده از هواپیمای جنگنده با پرتاب مافوق صوت انجام گرفته است. در مراجع [۱۵ و ۸] طراحی مفهومی شرکت NLR هلند<sup>۱۱</sup> تحت عنوان پروژه آلوس<sup>۱۲</sup> برای پرتابه هواپایه ۱۰ تا ۳۰ کیلوگرمی (۱۰ کیلوگرم مینا) با استفاده از هواپیمای F-16 معرفی شده است. طراحی مفهومی این پرتابه بر پایه مخزن سوخت خارجی هواپیمای موصوف انجام گرفته

است. اطلاعات منتشر شده در این خصوص کلی بوده و از بیان جزئیات خودداری شده است. در مرجع [۱۷]، پرتاب زمین‌پایه و هواپایه باهم مقایسه شده و یک مطالعه طراحی بهینه چندموضوعی برای موشک هواپایه نمونه (بر مبنای پروژه ALOSS هلند) از منظر هزینه و عملکرد انجام شده است. پروژه ALASA ایالات متحده برای حمل و تزریق محموله تا ۴۵ کیلوگرمی در مدت زمان کمتر از ۲۴ ساعت از زمان درخواست و با هزینه کمتر از یک میلیون دلار با استفاده از هواپیمای کارآمد F-15 است [۶]. همچنین اتحادیه اروپا، پروژه‌های مختلفی را در دست مطالعه دارد که از آن جمله می‌توان به پروژه EFA برای حمل میکروماهواره تا ۵۰ کیلوگرمی به مدار با استفاده از هواپیمای تورنادو یا تایفون [۴]، پروژه آلدباران<sup>۱۰</sup> برای حمل محموله ۵۰ تا ۷۰ کیلوگرمی با استفاده از هواپیمای یوروتایفون یا رافائل که به اختصار MLA نامیده می‌شود [۱۶] و پروژه EOLE با ماموریت مشابه با استفاده از هواپیمای بدون سرنشین اشاره کرد [۱۷].

روند طراحی موشک‌های ماهواره‌بر، از تعریف مأموریت آغاز می‌شود. با توجه به اینکه ماهواره‌مکعب‌شکل‌ها قابلیت قرار گرفتن درون یک خشاب و یکپارچه‌سازی با سامانه پرتابگر را دارا می‌باشند، یک نانوماهواره به عنوان ماهواره هدف در نظر گرفته شد تا در مدار ۲۰۰ تا ۲۵۰ کیلومتر تزریق گردد. دلیل این انتخاب، هزینه اندک این نوع ماهواره‌ها بود که استفاده از آنها در زمینه‌های علمی و تحقیقاتی و ... را تسریع نموده است [۱۸]. انعطاف ماموریتی این نوع ماهواره‌ها، کاربرد آنها در حوزه‌های مختلف از جمله تصویربرداری از زمین، اندازه‌گیری میدان مغناطیسی زمین، تشخیص جهت‌گیری ماهواره‌ای، اندازه‌گیری محیط اطراف مدار، بررسی محیط زیست، تجربه یا آموزش ساختن، پرتاب و بهره‌برداری از ماهواره‌های دانشجویی و تحقیقاتی و آزمون روش‌های تثبیت ماهواره‌ای را توسعه داده است. به دلیل جرم اندک ماهواره‌مکعب‌شکل و ماهواره‌قوطی‌شکل، پرتاب آنها عمدتاً قرارگیری به عنوان محموله جانبی در کنار محموله اصلی انجام می‌گیرد. این نوع پرتاب دارای محدودیت‌هایی است که از جمله آن می‌توان به آماده پرتاب بودن یک ماهواره اصلی اشاره کرد تا محموله جانبی در کنار آن قرار گیرد. در پرتاب هواپایه، این محدودیت وجود نداشته و محموله فضایی به عنوان محموله اصلی پرتاب می‌گردد.

رشد استفاده از ماهواره‌مکعب/ماهواره‌قوطی‌شکل، لزوم تحقیق و توسعه سامانه‌های مخصوص حمل و تزریق آنها را باعث شده و ضرورت ارسال سریع میکرو/نانوماهواره‌ها در مواقع اضطرار، لزوم دستیابی به یک روش پرتاب مقرون به صرفه را بیش از پیش آشکار می‌کند. در روش پرتاب هواپایه میکرو/نانو ماهواره، نیازی به ساخت ایستگاه پرتاب زمینی نبوده و هزینه پرتاب محموله فضایی را کاهش داده و سرعت عمل پرتاب در زمان درخواست پشتیبانی فضایی بشردوستانه یا در شرایط درگیری و بحران و یا بلایای طبیعی را افزایش می‌دهد. در این نوع پرتاب سوخت کمتری نسبت به روش زمین‌پایه مصرف می‌شود. علاوه بر آن کاهش هزینه‌ها را به سبب کارایی بالای هواپیما در لایه‌های پایین اتمسفر نسبت به پرتاب زمینی مرسوم در پی دارد. موشک هواپایه‌ای که در ارتفاع بالا رها می‌شود، فشار دینامیکی کمتری را

<sup>4</sup> Aerial refueled

<sup>5</sup> Internally carried

<sup>6</sup> Pegasus

<sup>7</sup> Program to Optimize Simulated Trajectories

<sup>8</sup> NLR : National Aerospace Laboratory

<sup>9</sup> ALOSS: Affordable Launch Opportunities of Small Satellites

<sup>10</sup> Aldebaran

•  $V_{carrier\ aircraft}$  سرعت اولیه است که توسط هواپیمای حامل به موشک داده می‌شود. در این محاسبه از تغییرات سرعت ناشی از کوریولیس و اثرات باد صرف‌نظر می‌شود زیرا تأثیرات این تغییرات کمتر از ۱۰ متر بر ثانیه تخمین زده می‌شود [۳].

### ۳- امکان‌سنجی پرتاب هواپایه ماهواره در ایران

هم‌اکنون ایران اسلامی در مسیر تثبیت و بلوغ فناوری‌های ماهواره‌یی قرار داشته و صرف‌نظر از این رویکرد آینده‌نگرانه در خصوص ضرورت حضور جدی در عرصه فعالیت‌های فضایی، باید توجه داشت که فناوری‌های فضایی می‌تواند نقش پیشران را برای فناوری‌های دیگر نیز ایفا کند. برای یک پرتاب هواپایه موفق در کشور، ابتدا بایستی کلیه ملزومات و محدودیت‌های موجود در نظر گرفته شده و بر اساس توانمندی‌های داخلی سنجیده شود. عمده این محدودیت‌ها ناشی از انتخاب هواپیمای حامل بوده و بیشتر قیود طراحی توسط هواپیمای حامل تحمیل می‌شود. تفاوت عمده شبیه‌سازی پرتاب هواپایه با پرتاب زمین‌پایه، در شرایط اولیه پرتاب شامل سرعت پرتاب، ارتفاع پرتاب، زاویه پرتاب و طول و عرض جغرافیایی پرتاب می‌باشد.

#### ۳-۱- هواپیمای حامل

برای یک پرتاب هواپایه موفق، انتخاب پرنده حامل نقش مرکزی در تعریف مقدرات موشک ماهواره‌بر ایفا می‌کند. استفاده از هواپیمای جنگنده کارآمد<sup>۱۷</sup> بهترین گزینه ممکن است. هواپیمای حامل برای انتقال بیشترین انرژی به موشک نقش زیادی برعهده دارد. این افزایش راندمان دو خروجی عمده دارد: نخست اینکه منجر به طراحی موشک سبک‌تر و ساده‌تر می‌شود؛ دوم، ضمن کاهش هزینه‌ها، با موشک مشابه محموله سنگین‌تری را حمل می‌کند [۱۴]. در مرجع [۱۴] هواپیماهای مناسب برای پرتاب هواپایه از نوع شرقی و غربی حسب کارایی و فراوانی بکارگیری در کشورهای مختلف آورده شده است. اصلی‌ترین پارامتر در تعیین هواپیمای حامل، ابعاد، سرعت و ارتفاع قابل دستیابی با احتساب جرم موشک است. این انتخاب باتوجه به موقعیت جغرافیایی کشور پرتاب‌کننده انجام می‌گیرد [۱۴]. بیشتر راکت موتورهای طراحی شده برای موشک‌های هواپایه از نوع سوخت جامد می‌باشد تا حجم موشک را به حداقل رسانده و محدودیت‌های ابعادی را پوشش دهد. البته در استفاده از موتور سوخت جامد، خطر برخورد و حادثه موشک و هواپیما هم متصور است که بایستی در طراحی و محاسبات مربوط به جدایش مد نظر قرار گیرد [۴]. یکی از دلایل محدود شدن توسعه پرتابه‌های هواپایه به این دلیل است که در پرتاب هواپایه امکان جدا نشدن موشک وجود دارد که به عنوان یک عیب این نوع پرتاب نیز عنوان می‌شود [۱۳].

در این پژوهش برای انتخاب هواپیمای حامل از میان جنگنده‌های موجود در کشور، ابتدا هواپیماهای F-14 و F-4 و Su-24 مد نظر قرار گرفته و بررسی توانایی‌ها و قابلیت‌های آنها در ابعاد مختلف آغاز شد. در نهایت هواپیمای F-4 به عنوان پرنده حامل برای حمل و پرتاب راکت در ارتفاع ۴۰۰۰۰ پایی و سرعت ۰/۸ ماخ انتخاب گردید. این هواپیما دارای یک باک خارجی مرکزی است که در زیر بدنه هواپیما نصب شده

تحمل می‌کند که کاهش جرم سازه‌ای و تنش‌های گرمایی را در پی داشته و به طراحان و سازندگان این اجازه را می‌دهد که از مواد سبک‌تر استفاده کنند. تحت این شرایط، افت‌های فشاری راکت موتور کاهش یافته و سبب می‌شود ضریب انبساط نازل نزدیک به مقدار بهینه جهت کارکرد در خلا لحاظ گردد. عوامل کلیدی در طراحی یا انتخاب یک موشک ماهواره‌بر، هزینه پرتاب و ظرفیت حمل فضاپیماست [۱۲]. طراحی مفهومی و شبیه‌سازی مسیر صعود یک موشک ماهواره‌بر بر اساس نوع هواپیمای حامل، فناوری در دسترس ساخت راکت موتورها، سرعت، ارتفاع، زاویه و موقعیت جغرافیایی پرتاب متفاوت است که تغییر در هر کدام از این پارامترها به مثابه یک طراحی جدید به حساب می‌آید.

### ۲- بودجه سرعتی

موشک ماهواره‌بر باید با کمترین مانور و از کوتاه‌ترین مسیر ممکن (DATO)<sup>۱۴</sup> از بخش غلیظ جو خارج و به مناسب‌ترین سرعت دست یابد [۱۹]. این کار اثرات پسا را به حداقل می‌رساند. هر مرحله پس از آنکه وظیفه‌اش را انجام داد، از بقیه موشک جدا می‌شود. بار محموله در قسمت ابتدایی راکت قرار می‌گیرد. برای یک پرتابه بایستی  $\Delta V$  لازم تامین گردد تا محموله مورد نظر را به مدار پارکینگ برساند.  $\Delta V$  حاصل از سامانه پیشران راکت وابسته به مدت زمان کارکرد در خلا و جرم راکت می‌باشد.  $\Delta V_{ideal}$  حاصل از پیشران راکت برای رسیدن به مدار هدف بایستی به شکل معادله زیر باشد [۳ و ۱۰].

$$\Delta V_{ideal} = V_{orbit} + \Delta V_{drag} + \Delta V_{gravity} + \Delta V_{steering} + \Delta V_{atmospher\ pressure} - V_{earth\ rotation} - V_{carrier\ aircraft}$$

- $V_{orbit}$ : سرعت مداری ماهواره که بر اساس ارتفاع اوج و حضیض<sup>۱۵</sup> مشخص می‌شود.
- $\Delta V_{drag}$ : به دلیل اصطکاک بین راکت و اتمسفر بوجود می‌آید. این مقدار برای پرتابه زمین‌پایه متوسط مانند موشک اطلس در حدود ۱۶۰ - ۴۰ متر بر ثانیه است.
- $\Delta V_{gravity}$ : این افت بخش مقدار قابل توجهی از انرژی موتور را برای غلبه بر کشش جاذبه زمین به خود اختصاص می‌دهد. این  $\Delta V$  به شدت به نسبت پیشران<sup>۱۶</sup> به وزن ( $\frac{T}{W}$ ) وابسته بوده و در حدود ۱۶۰۰ - ۱۱۵۰ متر بر ثانیه برای پرتابه زمین‌پایه است.
- $\Delta V_{steering}$ : این افت به واسطه کنترل و هدایت راکت و عدم هم‌راستایی بردار پیشران و محور موشک بوجود می‌آید.
- $\Delta V_{atmospher\ pressure}$ : بسته به عملکرد راکت در خلا و جو متفاوت است. بهترین عملکرد موتور می‌تواند در خلا اتفاق بیفتد. پیشران راکت از تغییرات مومنتوم سوخت و اختلاف فشار نازل خروجی محاسبه می‌شود. با افزایش ارتفاع، فشار کاهش یافته و در نتیجه پیشران موتور کم می‌شود که افت سرعت اتمسفری را به دنبال دارد.
- سرعت مدار و سرعت گردش زمین ( $V_{earth\ rotation}$  و  $V_{orbit}$ ) به واسطه نیازمندی‌های ماهواره تعیین می‌شود.

<sup>۱</sup> Direct Ascent To Orbit

<sup>۲</sup> perigee and apogee of the orbit

<sup>۳</sup> Thrust

<sup>۴</sup> HPA: High Performance aircraft

و با لحاظ ابعاد این مخزن، برخی از محدودیت‌های موشک را می‌توان لحاظ نمود. با توجه به ابعاد مخزن خارجی مرکزی، محدودیت‌های طول موشک ماهواره‌بر را برابر ۶/۶ متر، قطر آن را ۰/۸ متر و وزن آن را با احتساب چگالی ۰/۹ برای سوخت، ۲۲۹۱/۵ کیلوگرم به دست می‌آید. نمای طرحواره موشک و هواپیما در شکل ۱ نمایش داده شده است. لازم به توضیح است که بایستی چگونگی قرارگیری دم عمودی موشک، ملاحظات ایمنی موشک و هواپیما با لحاظ عدم رهايش موشک به دلیل نقص فنی و یا لغو مأموریت پرتاب و لزوم بازگشت هواپیما و نشستن با موشک نیز در نظر گرفته شده و محاسبات مرتبط انجام گیرد.



شکل ۱- طرحواره هواپیمای F-4 و موشک ماهواره‌بر هواپایه

### ۳-۲- سرعت پرتاب

سرعت پرتاب یکی دیگر از پارامترهای مهم و تاثیرگذار در طراحی موشک ماهواره‌بر بوده و بر اساس قابلیت هواپیمای حامل تعیین می‌گردد. هواپیمای F-4 توانایی حمل و پرتاب راکت را بصورت مادون-صوت و مافوق صوت دارا بوده لیکن ملاحظات دیگری همانند نحوه سوار نمودن موشک بر روی هواپیما و محاسبات سازه‌ای مربوط به تحمل محل اتصال راکت و هواپیما، محاسبه تداخل شوک بین هواپیما و موشک، امواج شوک بوجود آمده در رسیدن به سرعت مافوق صوت، غلبه بر افزایش پسا در عبور از محدوده صوت و ... به میان می‌آید. پرتاب مادون صوت به عنوان یک پرتاب ایمن‌تر نسبت به پرتاب مافوق صوت می‌باشد. باتوجه به موارد مذکور، پرتاب مادون صوت در طراحی موشک ماهواره‌بر انتخاب شد.

### ۳-۳- ارتفاع پرتاب

در ارتفاع ۱۰ کیلومتری، چگالی هوا ۲۵٪ سطح دریاست. شروع پرواز موشک از این ارتفاع، پسا را به مقدار قابل توجهی کاهش می‌دهد. همچنین زمان مورد نیاز برای صعود و فرار از جاذبه نسبت به پرتاب زمینی کوتاه‌تر می‌شود. انتخاب ارتفاع پرتاب بستگی مستقیم به توانایی هواپیما داشته و براساس نوع هواپیمای انتخابی می‌تواند متغیر باشد. این پارامتر از شرایط اولیه تاثیرگذار بوده که تغییر در آن نیازمند تغییر در کل طراحی موشک می‌باشد. هواپیمای F-4 با راکت تعریف شده قابلیت رسیدن به ارتفاع بالاتر از ۴۰۰۰۰ پایی را دارا می‌باشد که این ارتفاع در نظر گرفته شد. کم شدن چگالی هوا در ارتفاع ۱۲ کیلومتری انتخابی، کاهش ضریب پسا را به همراه داشته و نیروی پیشران بیشتر بوجود آمده در ارتفاع، اجازه شتابگیری بهتری را می‌دهد که سبب می‌شود زمان حرکت موشک در جو کم شده و راکت تلفات سرعت کمتری را متحمل شود.

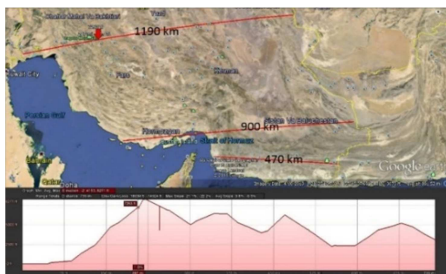
### ۳-۴- زاویه پرتاب

انتخاب زاویه پرتاب نیز بستگی به قابلیت هواپیمای حامل داشته و بر اساس نوع هواپیمای انتخابی می‌تواند متغیر باشد. ایمنی هواپیمای

حامل و موشک در موقع رهايش موشک و پس از آن روشن شدن موتور مرحله اول در مجاورت هواپیما نیازمند محاسبات دقیق می‌باشد. پرتاب پگاسوس به عنوان نمونه عملیاتی این نوع پرتابه بصورت افقی انجام می‌گیرد. حساسیت زاویه پرتاب به اندازه‌ایست که در صورت تخطی از زاویه محاسبه شده، احتمال عدم تزریق محموله در مدار مورد نظر وجود دارد. در موشک طراحی شده، به دلیل نصب بال بر روی آن به عنوان یک سطح برآزا برای پیچش به بالا، زاویه رهايش بصورت افقی لحاظ شده است.

### ۳-۵- محدوده جغرافیایی پرتاب

موشک‌هایی که ماهواره‌ها را به فضا می‌برند، باید شتاب گریز از جاذبه‌ی بالایی داشته باشند. برای ترک زمین نیاز به رسیدن به سرعت ۹/۷ کیلومتر بر ثانیه هست [۲۰]. برای رسیدن به چنین شتابی انرژی فوق‌العاده زیادی صرف می‌شود اما با اجرای عملیات پرتاب در نقاط جغرافیایی خاص، می‌توان مقدار این انرژی را کاهش داد. موشک پرتابی، به علت حرکت چرخشی زمین، تاحدی تمایل دارد که در جهت غربی - شرقی حرکت کند. با توجه به اینکه بزرگ‌ترین قطر زمین، در استوا بوده و سریع‌ترین سرعت گردش خطی هم در آنجا می‌باشد، در صورت پرتاب موشک در جهت غربی - شرقی و نزدیک استوا، بیشترین بهره‌برداری از سرعت گردش زمین به دست می‌آید. با توجه به موقعیت کشورمان نسبت به خط استوا، برای بهره‌برداری حداکثری از سرعت گردشی زمین، اصلح است پرتاب موشک در جنوبی‌ترین نقطه کشور انجام گیرد؛ هرچند این گزینه نیازمند بررسی بیشتر و لحاظ نمودن مسافت طی شده نیز می‌باشد تا از ورود راکت به محدوده سرزمینی کشورهای مجاور خودداری گردد. در شکل ۲ سه نمونه مسیر ممکن در کشور کشور نمایش داده شده است. همچنین مکان سقوط مرحله اول جدا شده بایستی به درستی محاسبه شود تا از افتادن آن در مناطق دارای جمعیت ساکن خودداری گردد.



شکل ۲- سه نمونه مسیر پرتاب ممکن در کشور

### ۴- طراحی مفهومی موشک ماهواره‌بر هواپایه

برای رسیدن به طراحی مفهومی موفق، ۵ مرحله طراحی انجام گرفت که با عناوین مدل ۱ تا ۵ نام برده می‌شود. با توجه به رفع بیشتر ابهامات و ایرادات در طراحی مدل ۵ و شرح آن، روند طراحی در پیکربندی‌های قبل خلاصه شده و تنها دلایل رسیدن به این پیکربندی‌ها و اصلاحات انجام شده در هر مرحله ذکر می‌شود. بهترین طراحی مفهومی ارائه شده (مدل ۵) تا حد زیادی به محدودیت‌ها (محدودیت حجم و جرم قابل حمل با هواپیماها، محدودیت ساخت راکت موتور و ...) نزدیک شده است. این نزدیک شدن به محدودیت‌ها نشانگر دشواری

به عنوان نخستین اصلاح انجام شده بر روی طرح مدل ۱ برای بررسی مفهومی، طرح مدل ۲ ارائه شده است. ویژگی‌های این پیکربندی در جدول ۳ آمده است. در جدول ۴ نیز دلایل رسیدن به این طراحی و ایرادهای آن مشخص شده است.

جدول ۳- پارامترهای مشخص شده در طراحی مدل ۲

پارامتر مشخص شده	مقدار
جرم کل	۱۱۰۰ کیلوگرم
طول کل موشک	۵/۷ متر
قطر موشک	۰/۳۷ متر
بیشترین ارتفاع و سرعت قابل دستیابی	۸۷ کیلومتر از سطح زمین با سرعت ۶۷۰ متر بر ثانیه

جدول ۴- دلایل دستیابی به پیکربندی و ایرادهای پیکربندی مدل ۲

دلایل رسیدن به پیکربندی و اصلاحات انجام شده	ایرادات و کاستی‌ها
مقیاس‌شده از ماهواره بر پگاسوس استفاده از مناسب‌ترین موتورهای موجود و کاهش هزینه طراحی ابعاد مناسب برای پرتاب هواپایه اعمال ضرایب ایرودینامیکی در فرایند شبیه‌سازی مسیر و طراحی	نرسیدن به سرعت و ارتفاع موردنظر عدم وجود مرحله سوم نبود دقت کافی در تخمین وزن سیستم‌ها عدم تناسب طول موشک با طول موتورها به‌همراه محموله و سیستم‌ها

در این مرحله افزودن موتور مرحله سوم همانند تمام ماهواره‌ها ضروری به نظر رسیده و در طرح بعدی (مدل ۳) موتور مرحله سوم نیز به پیکربندی افزوده شد. در این طراحی همچنان از موتور سرجیل در مراحل اول و دوم استفاده شده است. در طراحی موتور مرحله سوم این موشک، محاسبات بر مبنای مقیاس‌بندی موتور مرحله سوم ماهواره بر پگاسوس بوده است. به منظور مقیاس‌بندی، تمامی پارامترهای حجمی و جرمی، و همچنین ضربه کل، با توان سوم مقیاس (۰/۴) کوچک می‌شوند، یعنی ۰/۰۶۴ برابر می‌شوند. مشخصات موتور مرحله سوم پگاسوس (Orion 38) و مقیاس ۰/۴ این موتور در جدول ۵ آمده است. در هر دوی این موتورها، ضربه ویژه برابر با ۲۸۷ ثانیه در نظر گرفته شده است.

جدول ۵- پارامترهای موتور Orion 38 در مقیاس اصلی و مقیاس ۰/۴

پارامتر	Orion 38	مرحله سوم مدل ۲
طول کلی (متر)	۰/۹۷ متر	۰/۳۸۸ متر
جرم کل موتور	۸۹۶ کیلوگرم	۶۰ کیلوگرم
جرم سوخت	۷۷۰ کیلوگرم	۵۰ کیلوگرم
پیشران متوسط	۳۶ کیلونیوتن	۳/۵ کیلونیوتن
مدت زمان سوخت	۶/۵ ثانیه	۴۰ ثانیه

در این مرحله از طراحی، پیکربندی موشک طراحی شده به طور جداگانه با CFD تحلیل ایرودینامیکی شده و نتایج آن با نتایج به دست آمده از نرم‌افزار Missile DATCOM مقایسه شد. نرم‌افزار MD در برآورد نیروی عمود بر سطح جسم کارکرد بسیار خوبی نشان می‌داد. همچنین بال پیکربندی مدل ۳ به‌طور کامل تحلیل ایرودینامیکی شد که بخشی از نتایج آن در [۲۱] منتشر شده است. ویژگی‌های این

پرتاب هواپایه از دیدگاه توانمندی صنعتی و فناوری است. مدل ۵ نخستین نتیجه‌ی موفق حاصل از طراحی مفهومی است که امکان قراردادن ماهواره ۱۰ کیلوگرمی در مدار پارکینگ به روش هواپایه به صورت بومی را تأیید می‌کند؛ و بدون شک در مراحل بعدی، بازگشت به طراحی مفهومی ضروری بوده و اصلاح است تا این بازگشت در قالب بازطراحی MDO انجام گیرد. در طراحی مدل ۵ با توجه به واقعی شدن بسیاری از پارامترها براساس توانمندی داخل کشور، از اعمال ضریب اطمینان خودداری شده است.

روند طراحی از تعریف مأموریت آغاز شده و یک ماهواره ۱۰ کیلوگرمی به عنوان ماهواره هدف منظور و مدار ۲۰۰ تا ۲۵۰ کیلومتر برای تزریق ماهواره انتخاب شد که سرعت مداری آن در حدود ۷۷۰۰ متر بر ثانیه است. شروع طراحی از مقیاس ۰/۳۵ پرنده پگاسوس آغاز گردید. بدین‌منظور ابتدا مشخصات ابعادی موشک فوق از مراجع متعدد و راهنمای پرتاب استخراج و پیکربندی اصلی در نرم‌افزار طراحی رایانه-ای بازسازی گردید. در ابتدا، از میان موتورهای هوایی در دسترس، دو موتور موشک شاهین و موتور موشک سرجیل که توان رساندن موشک هواپایه به برد نسبتاً طولانی را داشتند، انتخاب و بطور جداگانه بررسی شدند. راکت موتور به‌کاررفته در موشک شاهین دارای مداومت پیشران زیاد (در مقایسه با ابعاد آن) است که منحنی پیشران-زمان آن نیز در دسترس بود. موتور موشک سرجیل، به عنوان موتور قدرتمندتر مورد توجه قرار گرفت اما این موتور بیشتر انرژی خود را در پنج ثانیه اول آزاد می‌کند و پیشران آن پس از پنج ثانیه دچار افت می‌شود. این افت ناگهانی پیشران برای یک موشک حامل چندان مطلوب نیست. در این فاز، طراحی مسیر موشک با استفاده از معادلات یک‌بعدی (معادله تسلیکوفسکی) انجام گرفت. در مراحل بعدی، با بررسی مسیر این پیکربندی، اعتبار معادلات یک‌بعدی برای مدل‌سازی مسیر پرواز ناکافی تشخیص داده شده و بررسی با روش‌های انرژی و جرم نقطه‌ای انجام گرفت. در هر فاز طراحی، برای مدل‌سازی مسیر پرواز، کد سه درجه آزادی تدوین شده استفاده شد. ویژگی‌های طرح اول در جدول ۱ و دلایل رسیدن به آن و ایرادهای آن در جدول ۲ مشخص شده است.

جدول ۱- پارامترهای مشخص شده در طراحی مدل ۱

پارامتر مشخص شده	مقدار
جرم کل	۱۰۳۲ کیلوگرم
طول کل موشک	۵/۷ متر
قطر موشک	۰/۳۷ متر
بیشترین ارتفاع و سرعت قابل دستیابی	۹۱ کیلومتر با سرعت ۷۰۰ متر بر ثانیه

جدول ۲- دلایل دستیابی به پیکربندی و ایرادهای پیکربندی مدل ۱

دلایل رسیدن به پیکربندی و اصلاحات انجام شده	ایرادات و کاستی‌ها
مقیاس شده بر اساس پگاسوس استفاده از مناسب‌ترین موتورهای موجود و کاهش هزینه طراحی ابعاد مناسب برای پرتاب هواپایه	نرسیدن به سرعت و ارتفاع موردنظر عدم وجود مرحله سوم برای تزریق در نظر نگرفتن نیروهای ایرودینامیکی عدم لحاظ وزن ماهواره و سیستم‌ها عدم تناسب جرم با حجم ماهواره‌بر

پیکربندی در جدول ۶ و دلایل رسیدن و ایرادهای آن نیز در جدول ۷ مشخص شده است.

**جدول ۶- پارامترهای مشخص شده در طراحی مدل ۳**

پارامتر مشخص شده	مقدار
جرم کل	۱۲۵۰ کیلوگرم
طول کل موشک	۶/۲ متر
قطر موشک	۰/۴ متر
بیشترین ارتفاع و سرعت قابل دستیابی	ارتفاع ۱۲۲ کیلومتر از سطح زمین با سرعت ۲۳۳۰ متر بر ثانیه

در مرحله دوم (به دلیل تمایل به کاهش هزینه‌ها) و طراحی موتور برای مرحله اول آغاز شد. در روند طراحی موتور، در هر مرحله مسیر پرواز مدل‌سازی شده و توان موتور با در نظر گرفتن مسیر تغییر کرده است. پس از دفعات متعدد آزمون و خطا، کارایی مناسب در رساندن ماهواره به مدار که با موتوری با همین میزان انرژی محاسبه شد. مشخصات راکت موتور مورد نظر برای مرحله اول موشک ماهواره‌بر در جدول ۸ آورده شده است.

**جدول ۸- موتور طراحی شده برای مرحله اول**

پارامتر	مقدار
طول موتور	۳/۵ متر
پیشران تقریبی	۶۵ کیلو نیوتن
مدت زمان سوزش	۴۰ ثانیه
جرم سوخت	۱۰۰۰ کیلوگرم
جرم کل موتور	۱۲۸۰ کیلوگرم

مقادیر جرم سوخت و پیشران این راکت موتور با ضربه ویژه<sup>۱۸</sup> ۲۸۰ ثانیه همخوانی دارد. سوختن ۱۰۰۰ کیلوگرم سوخت در مدت ۴۰ ثانیه، دبی را به ۲۵ کیلوگرم بر ثانیه می‌رساند. با در نظر گرفتن ضربه ویژه برابر با ۲۸۰، با ضرب دبی در ضربه در شتاب جاذبه، مقدار پیشران ۶۸۶۰۰ نیوتن محاسبه می‌شود. ویژگی‌های پیکربندی در جدول ۹ و دلایل رسیدن به طراحی و ایرادهای آن در جدول ۱۰ مشخص شده است.

**جدول ۹- پارامترهای مشخص شده در طراحی مدل ۴**

پارامتر مشخص شده	مقدار
جرم کل	۱۸۰۰ کیلوگرم
طول کل موشک	۷ متر
قطر بدنه	۶۰ سانتیمتر تا ۴۰ سانتیمتر متغییر
بیشترین ارتفاع و سرعت قابل دستیابی	۱۹۲ کیلومتر از سطح زمین با سرعت ۵۸۶۰ متر بر ثانیه

**جدول ۱۰- دلایل دستیابی به پیکربندی و ایرادهای پیکربندی مدل ۴**

دلایل رسیدن به پیکربندی و اصلاحات انجام شده	ایرادات و کاستی‌ها
طراحی موتور مرحله اول و سوم بر مبنای توان صنعت استفاده از موتور سجیل در مرحله دوم. متناسب شدن مساحت بال با وزن موشک	تغییر قطر و خروج از پیکربندی الگو نیاز به اتصال بال در وسط بدنه مرحله اول و نیاز به تحقیقات ایروپدینامیکی بیشتر سخت شدن طراحی سازه بال، ساخت دو تکه بال و مشکل اتصال آن به بدنه تجاوز طول موشک از حداکثر طول مجاز

در این طراحی طول موشک به ۷ متر رسید و بدنه موتور مرحله اول و دوم اختلاف قطر دارند. اختلاف قطر سبب شد تا بال به وسط

**جدول ۷- دلایل دستیابی به پیکربندی و ایرادهای پیکربندی مدل ۳**

دلایل رسیدن به پیکربندی و اصلاحات انجام شده	ایرادات و کاستی‌ها
افزودن مرحله سوم به طراحی افزایش دقت در تخمین جرم و طول موشک استفاده از CFD بر آورد نتایج افزایش دقت در محاسبات مسیر	نرسیدن به سرعت و ارتفاع مورد نظر نامتناسب بودن موتور مرحله سوم دقت ناکافی در تخمین وزن سیستم‌ها عدم تناسب مساحت سطوح کنترلی و بال با وزن ماهواره‌بر

در شبیه‌سازی انجام شده، با افزایش زاویه مسیر، ارتفاع قابل دستیابی این پیکربندی افزایش یافت اما سرعت در نقطه اوج کاهش داشت. این پیکربندی با مدار ۲۰۰ کیلومتر و سرعت ۷۷۰۰ متر بر ثانیه هنوز فاصله زیادی دارد. در انتهای این مرحله از طراحی، با توجه به خارج شدن این پیکربندی از جو، پس از بررسی مفاهیم مقیاس‌بندی، نتایجی در رابطه با توانایی موشک طراحی شده بر مبنای مقیاس‌بندی به‌دست آمد. نتیجه اول اینکه مقیاس ۰/۴ پرنده پگاسوس توان رساندن یک ماهواره ۱۰ کیلوگرمی به مدار را به‌طور بالقوه دارد. دوم اینکه در مقیاس ۰/۴ پرنده پگاسوس، نسبت بال به بدنه باید کمتر این نسبت در پرنده پگاسوس باشد. و سوم اینکه انتخاب موتور باید به گونه‌ای باشد که نسبت انرژی موتور به وزن پرنده در پرنده مقیاس شده با پرنده اصلی همخوانی داشته باشد که با راکت موتور سجیل این شرط برقرار نیست. بر این اساس، توان موتور محاسبه شده دارای مشخصات زیر خواهد بود:

جرم موتور: ۴۵۰ کیلوگرم جرم سوخت: ۳۵۰ کیلوگرم  
مدت زمان سوختن: ۳۵ پیشران میانگین: ۴۷ کیلو نیوتن  
ثانیه

ضربه ویژه این موتور با در نظر گرفتن ۱۰ کیلوگرم بر ثانیه جرم خروجی برابر با ۴۷۹ ثانیه خواهد شد که برای یک موتور سوخت جامد دست‌یافتنی نیست. با در نظر گرفتن ضربه ویژه ۲۸۰ که با چنین موتوری همخوانی دارد، باید ۱۷ کیلوگرم بر ثانیه جرم از موتور خارج شود که جرم موتور را به حدود ۷۵۰ کیلوگرم افزایش خواهد داد. این اختلاف وزن در موتور لازم برای رسیدن به مدار و موتور سجیل، روند طراحی با دو موتور سجیل را به بن‌بست رساند و از این نقطه به بعد، طراحی به سمت طراحی موتورهای جدید با در نظر گرفتن امکان ساخت موتور با استفاده از توان صنایع داخلی پیش رفت. نخستین طراحی پس از این نتیجه (مدل ۴)، بر مبنای استفاده از موتور سجیل

<sup>18</sup> Impulse

#### ۴-۲- طراحی مراحل اول و دوم

پس از مشخص شدن مرحله سوم، بسیاری از محدودیت‌های مراحل اول و دوم نیز مشخص شدند. با در نظر گرفتن محدودیت طول ۶/۶ متر، حداکثر طول مراحل اول و دوم ۵/۵ متر خواهد بود. قطر این مراحل ۰/۶۵ متر انتخاب شده است. در مجموع اگر ۱/۲ متر از این ۵/۵ متر صرف نازل‌ها و فاصله میان موتورها شود، برای مخازن سوخت مراحل اول و دوم ۴/۳ متر طول باقی خواهد ماند. با در نظر گرفتن شعاع ۰/۳ متری داخل مخزن سوخت، حجم داخل موتورهای اول و دوم ۱/۲۵ مترمکعب را به دست می‌دهد. با لحاظ چگالی ۱۷۷۰ کیلوگرم بر مترمکعب برای سوخت و پر بودن ۰/۸ حجم مخازن، کل جرم سوخت مراحل اول و دوم ۱۷۲۰ کیلوگرم می‌شود. این جرم کل پس از چندین بار آزمون و خطا و شبیه‌سازی مسیر، به شکل دو مرحله با جرم سوخت ۱۲۰۰ کیلوگرم و ۵۲۰ کیلوگرم تقسیم‌بندی شد. تقسیم جرم سوخت در بین دو مرحله به سادگی تقسیم جرم در موشک بالستیک نیست، زیرا این ماهواره‌بر باید تا هنگام خروج از جو غلیظ از بال استفاده کرده و بال با مرحله اول باید جدا شود و طول مرحله اول نباید کمتر از ۳ متر باشد. مشخصات محاسبه شده مرحله‌های دوم و اول، در جدول ۱۳ و ۱۴ مشخص شده است.

جدول ۱۳- مشخصات کلی مرحله دوم پیکربندی مدل ۵

پارامتر	مقدار
وزن ابتدای مرحله دوم	۷۶۰+۱۰۰+۱۰۰=۸۷۰ کیلوگرم
وزن انتهای مرحله دوم	۲۵۰ کیلوگرم
طول مرحله دوم	۱/۹ متر
طول کل موتور مرحله دوم	۱/۸ متر
طول مخزن سوخت مرحله دوم	۱/۳ متر
حجم مخزن موتور مرحله دوم	۰/۳۶۷ متر مکعب
جرم سوخت موتور مرحله دوم	۵۲۰ کیلوگرم
جرم کل موتور مرحله دوم	۷۶۰ کیلوگرم
قطر داخل مخزن سوخت	۶۰ سانتیمتر
مدت زمان سوزش	۳۰ ثانیه
نرخ سوزش	۵ میلیمتر بر ثانیه شعاعی
پیشران متوسط	۱۷/۳*۹/۸*۲۸۰=۴۷/۵ کیلو نیوتن ۱۷/۳*۹/۸*۲۵۰=۴۲/۵ کیلو نیوتن انتخاب شده ۴۵ کیلو نیوتن

جدول ۱۴- مشخصات کلی مرحله اول پیکربندی مدل ۵

پارامتر	مقدار
وزن ابتدای مرحله اول	۱۰۰+۷۶۰+۱۴۰=۱۰۰۰ کیلوگرم
وزن انتهای مرحله اول	۱۰۷۰
طول مرحله اول	۳/۶ متر
طول کل موتور مرحله اول	۳/۵ متر
طول مخزن سوخت مرحله اول	۳ متر
حجم مخزن موتور مرحله اول	۰/۸۴۸ متر مکعب
جرم سوخت موتور مرحله اول	۱۲۰۰ کیلوگرم
جرم کل موتور مرحله اول	۱۴۰۰ کیلوگرم
اتصال موتورها و سیستم جدایش	۱۰ کیلوگرم
قطر داخل مخزن سوخت	۶۰ سانتیمتر

بدنه منتقل شود. با توجه به تغییرات بسیار گسترده در این طراحی نسبت به الگو، در طرح بعدی با انتخاب موتور مرحله دوم با قطر یکسان با مرحله اول، پیکربندی به طراحی الگو بازگشت. این طراحی مشخص کرد که قطر بیش از ۶۰ سانتیمتر اجتناب‌ناپذیر است و قطر کمتر از این مقدار در هر مرحله، طول موشک را بیش از حداکثر طول قابل حمل می‌کند.

#### ۴-۱- طراحی موتور مرحله سوم

در این مرحله از طراحی، ضروری بود تا برخی پارامترها مانند ابعاد ماهواره نیز تعیین شوند. با در نظر گرفتن ابعاد ۲۰ سانتیمتری بصورت ماهواره مکعب، طراحی موتور مرحله سوم براساس مقیاس‌بندی موتور وکس‌وینگ<sup>۱۹</sup> [۲۲] آغاز شد. پارامترهای راکت وکس‌وینگ و موتور طراحی شده برای مرحله خارج از جو مدل ۵، بر مبنای مقیاس ۰/۳۱ راکت وکس‌وینگ انجام گرفته است. در این مقیاس، ابعاد طول با نسبت ۰/۶۱۸ و نسبت‌های حجم و جرم با توان سوم نسبت طول، یعنی ۰/۲۳۶ کاهش خواهد یافت. در اینجا، به دلیل طولانی بودن روند طراحی راکت موتور مرحله سوم، از ارائه محاسبات آن صرف‌نظر و صرفاً پارامترهای ابعادی و وزنی آن در جدول ۱۱ و مشخصات کلی در جدول ۱۲ ارائه شده است.

جدول ۱۱- پارامترهای ابعادی و وزنی راکت موتور وکس‌وینگ و موتور

مرحله سوم مدل ۵		
پارامتر	وکس‌وینگ	موتور مرحله سوم
طول کلی (متر)	۱/۳۱۵	۰/۸۱۲
طول بدون نازل (متر)	۰/۷۷۲	۰/۴۷۷
بیشترین قطر موتور (متر)	۰/۷۶	۰/۴۶۹
بیشترین قطر داخل مخزن (متر)	۰/۷۱۲	۰/۴۴
جرم مخزن و عایق (کیلوگرم)	۲۲/۴۹۸	۵/۳
جرم نازل (کیلوگرم)	۱۳/۶۰۸	۳/۲
جرم چاشنی (کیلوگرم)	۱/۴۰۶	۰/۳۵
جرم سوخت اصلی (کیلوگرم)	۳۱۱/۹۸۱	۶۰
جرم کل موتور (کیلوگرم)	۳۵۱/۶۷۰	۷۰

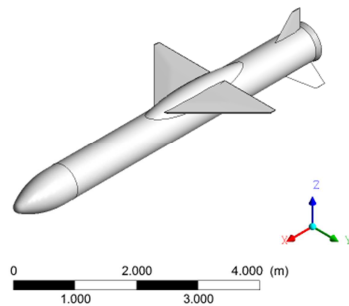
جدول ۱۲- مشخصات کلی مرحله سوم پیکربندی مدل ۵

پارامتر	مقدار
وزن ابتدای مرحله ۳	۷۰ موتور + ۱۰ ماهواره + ۲۰ تجهیزات = ۱۰۰ کیلوگرم
وزن انتهای مرحله ۳	۴۰ کیلوگرم (موتور خالی + ماهواره + تجهیزات)
طول موتور	۰/۸۲ متر
طول کل مرحله سوم	۱/۱ متر
طول مخزن سوخت	۰/۴۸ متر
جرم سوخت موتور	۶۰ کیلوگرم
جرم کل موتور	۷۰ کیلوگرم
نرخ سوزش	۵ میلیمتر بر ثانیه
پیشران متوسط	۳/۵ کیلو نیوتن

<sup>1</sup> Waxwing

جدول ۱۷- مشخصات طراحی مفهومی نهایی موشک ماهواره بر هواپایه

کل موشک	محموله	مرحله سوم	مرحله دوم	مرحله اول	پارامتر مشخص شده
۲۲۷۰	۱۰	۱۰۰	۷۶۰	۱۴۰۰	جرم (کیلوگرم)
۶/۶	--	۱/۱	۱/۹	۳/۶	طول (متر)
۰/۱۶۵	--	۰/۱۶۵	۰/۱۶۵	۰/۱۶۵	قطر
--	--	۳/۵	۴۵	۷۸	پیشران (کیلونیوتن)
--	--	۲۸۷	۲۸۰	۲۸۰	ضربه (ثانیه)
۳۶۵	--	۴۸	۳۰	۴۰	زمان کارکرد (ثانیه)



شکل ۳- نمایی از پیکربندی نهایی موشک ماهواره بر مدل

### ۵- طراحی مسیر صعود

برای تعیین مسیر صعود موشک، به عنوان یک روش دارای دقت مناسب از روش جرم نقطه‌ای<sup>۲۰</sup> (۳ درجه آزادی) استفاده شد. در روش جرم نقطه‌ای، موشک با ساده‌سازی به شکل نقطه متحرک در نظر گرفته می‌شود. بدین منظور کدی به زبان فرترن نوشته شد که در صفحه عمود بر سطح زمین، مسیر صعود موشک را پیش‌بینی می‌کند. معادلات روش جرم نقطه‌ای در کتاب مرجع [۲۰] آمده است. این کد با انتگرال‌گیری معادلات نیرو نوشته شده است. کد تدوین شده با فرضیات فیزیکی مندرج در مرجع [۲۱] و با افزودن اثرات نیروی برآ و زاویه حمله (به منظور تخمین نیروی برآ) معادلات مشابهی را به طور عددی حل می‌کند. روند کلی محاسبات به ترتیب ۱- تعیین مکان و مشخصات دینامیکی، ۲- محاسبه نیروها در دو جهت، ۳- محاسبه شتاب در دو جهت، ۴- محاسبه سرعت در گام زمانی، ۵- محاسبه مکان جدید و در نهایت تکرار چندین بار این روند تا رسیدن به همگرایی می‌باشد. در هر گام زمانی، این روند تا رسیدن به همگرایی چند بار تکرار می‌شود. این روش تکرار در هر مرحله با تصحیح سرعت میانگین انجام می‌گیرد. تکرار در این روش جایگزین افزایش دقت انتگرال زمانی (روش رانگ-کوتا) شد که در مرجع [۲۱] استفاده شده است. در این روش، با توجه به وابستگی نیروهای ایرو دینامیکی به زاویه حمله ( $\alpha$ )، با فرض توانایی در کنترل زاویه حمله با سطوح کنترلی، زاویه حمله در هر ارتفاع یا در هر زمان، به صورت پیش‌فرض وارد محاسبات شده است. به منظور وارد کردن اثرات کروی بودن زمین نیز شتاب ناشی از مسیر منحنی پرنده وارد محاسبات گردیده که این مهم با لحاظ نمودن یک نیروی گریز از مرکز به نیروهای وارد بر پرنده در مختصات دکارتی انجام و مسیر پرواز ماهواره بر همانند یک هواپیما تحلیل گردید. در

مدت زمان سوژش	۴۰ ثانیه
نرخ سوژش	۷/۵ میلی‌متر بر ثانیه شعاعی
پیشران متوسط	۳۰*۹/۸=۲۸۰ کیلو نیوتن ۳۰*۹/۸=۲۵۰ کیلو نیوتن انتخاب شده ۷۸ کیلونیوتن

جدول ۱۵- پارامترهای مشخص شده در طراحی مدل ۵

پارامتر مشخص شده	مقدار
جرم کل	۲۲۷۰ کیلوگرم
طول کل موشک	۶/۶ متر
قطر موشک	۰/۱۶۵ متر
بیشترین ارتفاع و سرعت قابل دستیابی	مدار ۲۳۰ کیلومتر و سرعت ۷۷۸۶ متر بر ثانیه

جدول ۱۶- دلایل دستیابی به پیکربندی و ایرادهای پیکربندی مدل ۵

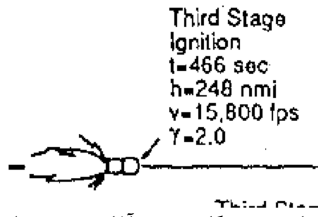
دلایل رسیدن به پیکربندی و اصلاحات انجام شده	ایرادات و کاستی‌ها
تصحیح طراحی مرحله سوم (فضاپیما)	مشخص نبودن جرم دقیق سیستم‌ها و موتورها
تطبیق جرم مراحل اول و دوم	در نظر نگرفتن ضریب اطمینان در توان موتورها
تصحیح طول و قطر پرنده	مشخص نبودن سیستم کنترل مرحله سوم
تطبیق دقیق‌تر توان موتورها با جرم آنها	مشخص نبودن مأموریت دقیق مشخص نبودن رفتار ایرو دینامیکی عدم بررسی رژیم‌های پروازی و گرمایش

پیکربندی‌های به‌دست آمده در طی روند طراحی، تغییرات بسیار در وزن و ابعاد داشته‌اند. با توجه به موفقیت پگاسوس، گرایش به حفظ پیکربندی این پرنده وجود داشته است. به جز مدل ۴، دیگر پیکربندی‌ها دارای هندسه مشابه این پرنده هستند. مدل ۵ براساس شبیه‌سازی مسیر، توان رساندن ماهواره به ارتفاع و سرعت مداری را دارد. صحنه‌گذاری این شبیه‌سازی از طریق شبیه‌سازی مسیر موشک پگاسوس انجام گرفته است. در یک مسیر بدست آمده از کد طراحی مسیر، فاصله میان زمان روشن شدن موتورها تا حدودی بهینه‌سازی شده، ولی هنوز به بهترین حالت ممکن نرسیده است. شایان ذکر است که با تکرار روند بهینه‌سازی مسیر، دستیابی به مسیرهای مناسب دیگر امکان‌پذیر است. برای طراحی مفهومی نهایی، بال (۱) و (۱۳)، محل اتصال بال به بدنه و دماغه موشک بهینه‌سازی گردید که پرداختن به آنها در این مقاله نمی‌گنجد. مشخصات طرح در جدول ۱۷ و پیکربندی آن در شکل ۳ آورده شده است.

<sup>1</sup> Point mass

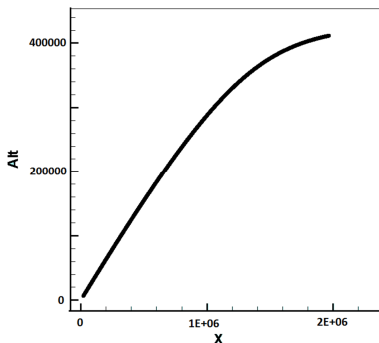


به منظور اعتبارسنجی کد، این مسیر برای پرنده پگاسوس XL با چندین انتخاب زاویه حمله در زمان‌های مختلف محاسبه شده است. پرنده پگاسوس XL در آغاز مرحله سوم پیش‌رانش در مشخصات نشان داده شده در شکل ۸ قرار داشته است.



شکل ۸- مشخصات پرنده پگاسوس در آغاز موتور مرحله سوم [۹]

شکل ۹ مسیر محاسبه شده این پرنده را نمایش می‌دهد. پرنده پگاسوس در هنگام شروع به کار موتور مرحله سوم در زمان ۴۶۶ ثانیه در ارتفاع ۴۶۰ کیلومتری قرار دارد و سرعت آن ۴۸۰۰ متر بر ثانیه است [۹]. در مسیر محاسبه شده با کد، موشک در ارتفاع ۴۱۱ کیلومتری قرار دارد و سرعت آن ۵۰۰۰ متر بر ثانیه است. این میزان خطا برای این روش پذیرفتنی است.



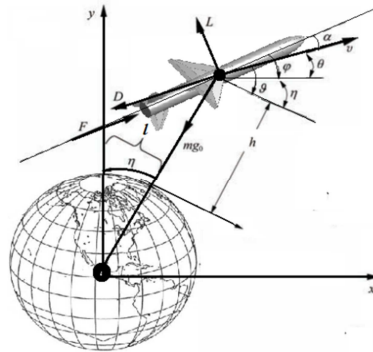
شکل ۹- مسیر محاسبه شده برای پگاسوس XL

موشک ماهواره‌بر مفروض یک موشک سوخت جامد سه مرحله‌ای است که هدف اصلی این است که ماهواره از کوتاه‌ترین مسیر ممکن و بصورت مستقیم (DATO) [۱۹] از بخش غلیظ جو خارج شود. کنترل موشک در مرحله اول توسط بالک‌های تعبیه شده در انتهای راکت و در مراحل دوم و سوم توسط کنترل‌کننده بردار رانش تأمین می‌شود. مسیر صعود به مدار پارکینگ با استفاده از کد جرم نقطه‌ای تدوین شده در جدول ۱۸ و شکل ۱۰ آورده شده است.

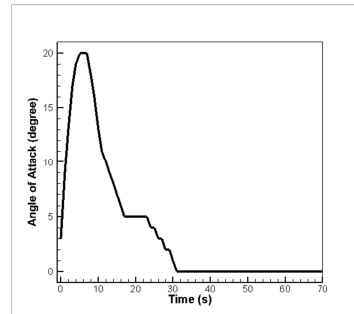
جدول ۱۸ - محاسبه مسیر صعود موشک به مدار هدف

ارتفاع (کیلومتر)	رخداد	سرعت (متر بر ثانیه)	زمان (ثانیه)
12	رهایش	280	$t_0=0$
11.7	روشن شدن موتور مرحله اول	280	$t_1=5$
42	خاموش شدن موتور مرحله اول	1680	$t_2=56$
55	روشن شدن موتور مرحله دوم	1530	$t_3=70$
--	جدا شدن محافظ محموله	--	$t_4$
117	خاموش شدن موتور مرحله دوم	4444	$t_5=110$
264	روشن شدن مرحله سوم	4230	$t_6=319$
230	خاموش شدن موتور مرحله سوم و تزریق محموله به مدار هدف	7700	$t_7=365$

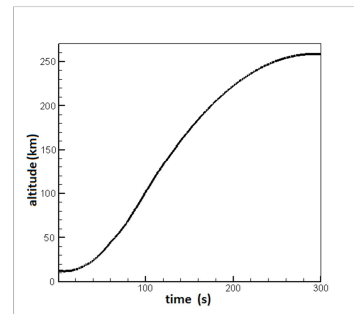
شکل ۴ نیروهای وارد بر موشک به صورت طرحواره نمایش داده شده است. همچنین روند تغییرات زاویه حمله، ارتفاع و سرعت موشک ماهواره‌بر بر حسب زمان صعود تا رسیدن به مدار پارکینگ به ترتیب در شکل ۵ و شکل ۶ و شکل ۷ نمایش داده شده است.



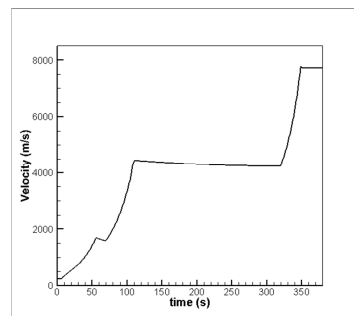
شکل ۴- طرحواره نیروهای وارد بر موشک در روش جرم نقطه‌ای



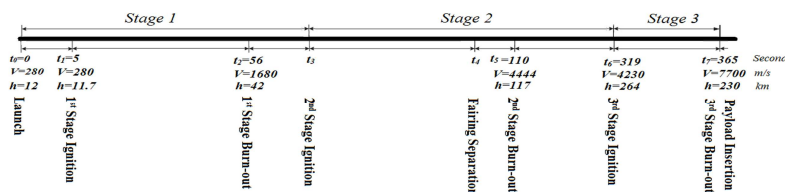
شکل ۵- روند تغییرات زاویه حمله بر حسب زمان صعود به مدار



شکل ۶- روند تغییرات ارتفاع بر حسب زمان صعود به مدار



شکل ۷- روند تغییرات سرعت بر حسب زمان صعود به مدار



شکل ۱۰- پروفایل پروازی موشک ماهواره بر

## ۶- نتیجه گیری

نانوماهورها در محدوده وزنی ۱۰-۱ کیلوگرم قرار دارند. با پیشرفت فناوری و بهره‌گیری از فناوری میکروالکترومکانیک و نانوالکترومکانیک، ابعاد ماهواره‌ها کوچک‌تر شده و استفاده از ماهواره-مکعب‌شکل و ماهواره‌قوطی‌شکل‌ها بیشتر مورد توجه قرار گرفته‌اند. روش بهینه و کم‌هزینه پرتاب این نوع ماهواره‌ها، پرتاب هواپایه است. پرتاب هواپایه این امکان را می‌دهد تا با کاهش محسوس هزینه‌های پرتاب و افزایش سرعت عمل، ضمن دستیابی به انعطاف لازم در پرتاب از هر مکان و در هر زمان، از ساخت ایستگاه‌ها و سکوها‌ی پرتاب با هزینه‌های بالا جلوگیری نماید. به منظور دستیابی به فناوری پرتاب هواپایه، امکان‌سنجی و طراحی مفهومی ماهواره‌بر انجام گرفته است. در این راستا ابتدا به پیشینه پرتاب هواپایه پرداخته شده و سپس موشک پگاسوس به‌عنوان تنها نمونه عملیاتی الگو قرار گرفت. به منظور تعیین هواپیمای حامل، بررسی‌هایی از هواپیمای موجود در کشور انجام و در نهایت هواپیمای کارآمد F-4 برای حمل و پرتاب ماهواره‌بر انتخاب شد. طراحی مفهومی بر اساس قیود و ابعاد مخزن سوخت خارجی میانی این هواپیما انجام گرفت. در فرایند طراحی، ۵ مرحله طراحی مفهومی انجام گرفت که در هر مرحله ایرادات نسخه‌های قبلی برطرف و نسخه نهایی با قابلیت حمل و تزریق ماهواره ۱۰ کیلوگرمی به مدار ۲۲۰ کیلومتری تثبیت شد. برای شبیه‌سازی مسیر صعود یک کد ۳درجه آزادی تدوین و با مدل‌سازی مسیر موشک پگاسوس اعتبارسنجی شده است.

## ۷- مراجع

- [8] Van Kesteren, M.W., Zandbergen, M., Kleef, V., Design and Analysis of an Airborne, solid Propelled, Nanosat Launch Vehicle using Multidisciplinary Design Optimization, 2015.
- [9] Mendenhall, M.R., Lesieutre, DJ., Caruso, S., Dillenius, M.F. and Kuhn, G.D., Aerodynamic design of Pegasus-Concept to flight with computational fluid dynamics, *Journal of Spacecraft and Rockets* Vol. 31, No. 6, pp. 1007-1015, 1994.
- [10] Sarigul-Klijn, N., Sarigul-Klijn, M., and Noel, C., Air-launching earth to orbit: Effects of launch conditions and vehicle aerodynamics, *Journal of spacecraft and rockets* Vol. 42, No. 3, pp. 569-575, 2005.
- [11] Kim YS, Park J, Lee JW, Bae KJ, Byun YH, On the optimal design and aerodynamic performance of a supersonic air-launching rocket, *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p. 4223, 2003.
- [12] Lee JW, Noh KH, Byun YH, Park BK., Preliminary design of the hybrid air-launching rocket for Nanosat, *International Conference on Computational Science and its Applications (ICCSA 2007)*, IEEE, pp. 290-295, 2007.
- [13] M. Aelaei, S. Karimian and F. Ommi, "Sensitivity Analysis and Optimization of Delta Wing Design Parameters using CFD-Based Response surface method," *Journal of applied fluid mechanics*, vol. 12, no. 6, pp. 1885-1903, 2019.
- [14] Choi YC, Noh KH, Lee JW, Byun YH, Park BK., Optimal air-launching rocket design using system trades and a multi-disciplinary optimization approach, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 13, No 7, pp. 406-14, 2009
- [15] Van Kleef, A.J.P., & Oving, B.A., *Affordable Launch Opportunities for Small Satellites*, 2012.
- [16] Ji YM, Kim YS, Lee JW, Park JS., Effect of CG and control surface area on supersonic separation of an air-launching rocket from the mother plane, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 14, No. 1, pp. 19-25, 2010.
- [17] Sohler, H., Piet-Lahanier, H. and Farges, J.L., Analysis and optimization of an air-launch-to-orbit separation, *Acta Astronautica* Vol. 108, pp. 18-29, 2015.
- [18] Kawashima, R., CanSat leader training program: past, present and future, *C. UANL* 19, No. 81, 76-82, 2016
- [19] Boltz, F.W., Optimal ascent trajectory for efficient air launch into orbit, *Journal of spacecraft and rockets*, Vol. 41, No. 1, pp. 153-157, 2004.
- [20] Anderson J.D., *Aircraft performance and design. Vol. 1*, New York: McGraw-Hill, 1999.
- [21] Curtis, H.D., *Orbital mechanics for engineering students*. Butterworth-Heinemann, 2013.
- [1] Aelaei M., Ommi F. and Karimian S., Accuracy Evaluation of Semi-empirical and Numerical Methods in Estimation of Aerodynamic Coefficients for air-launch-to-orbit delta wing (in Persian), *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 9, pp. 207-216, 2017.
- [2] Bartolotta, P., Alan W., Mark S., Randall T. Voland, and Larry H., *Horizontal Launch: A Versatile Concept for Assured Space Access*, 2011.
- [3] Sarigul-Klijn N, Noel C, Sarigul-Klijn M. Air Launching Earth-to-Orbit Vehicles: Delta V gains from Launch Conditions and Vehicle Aerodynamics. In *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pp. 872, 2004.
- [4] Ridolfi, L., Pontani M., and Teofilatto P., Effect of different flight conditions at the release of a small spacecraft from a high performance aircraft, *Acta Astronautica* Vol. 66, No. 5, pp. 665-673, 2010.
- [5] DePasquale, D., and Bradford J., Nano/Microsatellite Market Assessment, *Public Release, Revision A, SpaceWorks*, 2013
- [6] Niederstrasser, C., and Warren F., Small launch vehicles—a 2015 state of the industry survey, 2015.
- [7] Van Kesteren, M. W., *Air Launch versus Ground Launch: a Multidisciplinary Design Optimization Study of Expendable Launch Vehicles on Cost and Performance*, 2013.