

# طراحی الگوریتم هدایت ترمینال یک ماهواره بر هواپرتاب

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۲/۱۹

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۰۹

مهدی جعفری<sup>۱</sup>، میثم دلالت<sup>۲</sup>، میلاد صادقی تکاسی<sup>۳</sup>

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، m.jafari.h@mut.ac.ir

۲- دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر

۳- کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر

## چکیده

به طور معمول بخش هدایت و بخش کنترل به صورت مدول‌هایی جدا از یکدیگر طراحی می‌شوند که البته در بسیاری از کاربردهای متداول و عادی جوابگو هستند، لیکن به منظور دستیابی به خطای کمتر در تزریق ماهواره به مدار و تحقق دقیق‌تر نقاط حسیض و اوج و افزایش دقت در انجام مأموریت به توسعه الگوریتم‌های یکپارچه یا در اصطلاح IGC نیازمندیم. با استفاده از چنین الگوریتم‌هایی می‌توان هدایت حلقه بسته را برای مرحله آخر ماهواره بر در خلاء طراحی کرد. مثال‌هایی از این مورد عبارتند از مد هدایت تکراری (IGM) و هدایت صریح توانی (PEG). در این مقاله، هدایت فاز نهایی همراه با هدایت طبقات اول و دوم یک ماهواره بر هواپرتاب سوخت جامد نوعی، مدل‌سازی و شبیه‌سازی شده است. نتایج این مقاله نشان می‌دهد، هدایت IGM به خوبی می‌تواند با هدایت Pitch Program مراحل قبل سازگار بوده و به خوبی کار تزریق در مدار را به سرانجام برساند.

واژه‌های کلیدی: ماهواره بر هواپرتاب، هدایت ترمینال، پیاده‌سازی الگوریتم IGM، کنترل بهینه

## Designing the terminal guidance algorithm of a typical air-launched launch vehicle

M. Jafari<sup>1</sup>, M. Delalat<sup>2</sup>, M. Sadeghi<sup>3</sup>

1- Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

2- Ph.D in Aerospace Engineering, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

3- MSc Student, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

### Abstract

Generally, the guidance and the control are designed as separate modules, which are suitable for many common and normal applications, but in order to achieve less error in deploying the satellite into the orbit increase the accuracy in performing the mission, we need to develop integrated Guidance and Control algorithms (IGC). By using such algorithms, it is possible to design the closed loop guidance for the last stage of the launch vehicle in vacuum condition. Examples of this are iterative guidance mode (IGM) and power explicit guidance (PEG). In this paper, the guidance of the final phase along with the guidance of the first and second stages of a typical solid rocket launch vehicle is modeled and simulated. The results of this article show that the IGM guidance can be well compatible with the Pitch Program guidance of the previous steps and successfully complete the deployment in the orbit.

**Keywords:** Launch Vehicle, Terminal Guidance, iterative guidance mode (IGM), Optimal Control

۱۷۹

سال ۱۴- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



## ۱. مقدمه

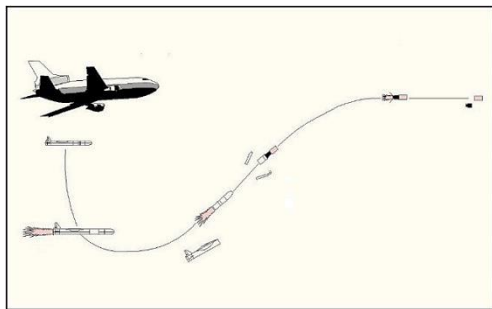
یک طرح هدایت صعود<sup>۱</sup> خوب می‌تواند به کاهش هزینه، کاهش شاخص‌های بار و افزایش عملکرد کمک کند. بر اساس مطالعه ۱۹۸۸ بر روی شاتل فضایی، حدود ۲۰٪ از هزینه هر ماموریتی ناشی از طراحی ماموریت است. این مساله در اصل به سبب طراحی مسیرهای پرواز نیست، بلکه بیشتر ناشی از نداشتن تلاش‌های گسترده صرف شده برای اطمینان از این مساله است که مسیرهای پرواز با موفقیت وسیله را به هدف می‌رسانند و قیود آن را ارضا می‌کنند.

در طراحی سیستم هدایت و کنترل به روش الگوریتم‌های مجزا در یک ماهواره بر معین با مأموریت تزریق ماهواره به مدار، بخش هدایت و بخش کنترل به صورت مدول‌هایی جدا از یکدیگر طراحی می‌شوند که البته در بسیاری از کاربردهای متداول و عادی جوابگو هستند، لیکن به منظور دستیابی به خطای کمتر در تزریق ماهواره به مدار و تحقق دقیق‌تر نقاط حوض و اوج به افزایش دقت در انجام مأموریت به توسعه الگوریتم‌های یکپارچه یا در اصطلاح IGC<sup>۲</sup> نیازمندیم. در روش‌های یکپارچه‌سازی سیستم کنترل و هدایت، کوپلینگ بین هدایت و کنترل در نظر گرفته می‌شود و در نتیجه در این حالت سیستم هدایت و کنترل از تمام اطلاعات ناوبری به صورت همزمان استفاده می‌کنند. عدم امکان استفاده از اطلاعات سرعت‌های زاویه‌ای بدنه و مؤلفه‌های شتاب برای تولید فرامین اتوپایلوت توسط سیستم هدایت غیریکپارچه، همچنین عدم امکان استفاده از مؤلفه‌های سرعت و موقعیت نسبی توسط سیستم کنترل غیریکپارچه منجر به هماهنگی کمتر در الگوریتم‌های مجزا است؛ در حالی که در الگوریتم‌های یکپارچه افزایش

هماهنگی رخ داده بین هدایت و کنترل یکپارچه شده منجر به افزایش دقت در تزریق به مدار می‌شود.

در طول چند دهه گذشته نیز تلاش‌های زیادی برای هدایت صعود انجام شده است. در ابتدای عصر فضا مسئله مسیر بهینه پرتاب ماهواره مورد توجه کارشناسان قرار گرفت، که اولین نتیجه منتشر شده آن، حل بهینه بدست آمده برای پرتاب یک ماهواره بر یک مرحله‌ای روی زمین مسطح بود که در سال ۱۹۵۷ توسط لاودن<sup>۳</sup> در [۱-۳] ارائه شده است. در سال‌های نخستین توسعه صنایع فضایی، الگوریتم‌های هدایتی توسعه یافته برای هدایت موشک‌ها و ماهواره‌بر عمدتاً بر مبنای مسیر نامی شکل می‌گرفت، از آن جمله می‌توان به روش هدایت Q، توسعه یافته توسط باتین<sup>۴</sup> نام برد [۴]. با گذشت اندکی از آغاز فعالیت‌های فضایی توجه‌ها به گونه دیگری از الگوریتم‌های هدایت جلب شد که وابستگی کمتری به مسیر نامی داشته باشد و این گونه‌ی جدید هدایت را هدایت پایانی<sup>۵</sup> نامیدند. بهینه‌بودن نیز فاکتور مهم دیگری بود که در پروژه‌های بزرگی چون ساترن به عنوان هدف اصلی مد نظر قرار گرفت. لذا متخصصان دینامیک پرواز مرکز فضایی مارشال با توجه به محدودیت‌های محاسباتی کامپیوترهای پرواز، بر آن شدند که بهینه‌ترین حل ممکن برای مسئله پرتاب را که همان قانون دیرآشنای «تغییرات خطی تانژانت زاویه پیچ» می‌باشد، به عنوان پایه-ای برای الگوریتم هدایت حلقه بسته خود انتخاب کنند [۵] و [۶]. نتیجه فعالیت آن‌ها حجم بالایی از گزارشات فنی و مقالات بود که در نهایت الگوریتم هدایتی مد تکرار (IGM)<sup>۶</sup> از آن استخراج شده، در هدایت ساترن مورد استفاده

عملکرد مناسب الگوریتم هدایت، از شبیه‌سازی سه درجه آزادی پرواز کمک گرفته شده است. در نهایت نیز نتایج شبیه‌سازی نشان داده شده است.



شکل ۱. پروفایل حرکت حامل هواپرتاب

### ۱-۱ روش‌های هدایت صعود

روش‌های هدایت صعود محتمل زیر در نظر گرفته می‌شوند [۲].

۱- پروفیل‌های پیچ<sup>۸</sup> و یاو<sup>۹</sup> حلقه باز بهینه شده برای پرواز اتمسفری به عنوان تابعی از زمان، سرعت یا ارتفاع. این‌ها، پروفیل‌های ساده‌ای هستند که، برای مثال، اسماً از زاویه حمله صفر تا محدوده فشار دینامیکی بالا پرواز می‌کنند.

۲- پروفیل‌های حلقه باز بهینه شده‌ای که اجازه برخی زوایای حمله غیر صفر را می‌دهند. مقادیر شاخص بار<sup>۱۰</sup> مجاز در طراحی مسیر پرواز ممکن است در بخشی از حلقه باز تغییر کند.

۳- هدایت خلاء حلقه بسته. مثال‌هایی از این مورد عبارتند از مد هدایت تکراری (IGM) که برای ماهواره‌برهای ساترن استفاده شدند، هدایت صریح توانی (PEG) که بر روی شاتل و ماهواره‌بر پگاسوس استفاده شدند و OPGUID هدایتی بر اساس حساب تغییرات، که انعطاف‌پذیری برای قابلیت استفاده در عملیات‌های مداری و نیز صعود را دارد.

واقع شد و نخستین انسان را در مدار ماه قرار داد. در سال‌های بعد گروه دیگری روش IGM را برای مراتب بالاتر توسعه داده و فرض‌های زمین مسطح را حذف نمودند و در نهایت بر پایه IGM روش هدایتی صریحی را با عنوان (PEG)<sup>۷</sup> توسعه دادند که در شاتل فضایی مورد استفاده قرار گرفت [۶]. همچنین در [۷] یک طرح هدایت صعود قابل اعتماد و عملی را برای یک وسیله پرتاب سوخت جامد ارائه می‌دهد. که شامل چهار مرحله است.

همچنین، دکتر ترابی و همکاران، [۸]، با استفاده از حلگر ODE به روش حل ابتدا به انتها به روشی آنلاین جهت هدایت صعود ماهواره‌بر دست یافته‌اند. آیدین محمدی و همکاران در [۹]، به بررسی نحوه استخراج و تولید هدایت IGM برای ماهواره‌برها پرداخته‌اند.

در این مقاله از نتایج و معادلات ارائه شده در مراجع [۱] و [۹] برای هدایت فاز نهایی یک ماهواره‌بر هواپرتاب استفاده شده است. برای اثبات توانمندی این قانون هدایتی و امکان‌پذیری استفاده بر روی چنین ماهواره‌بر، تمامی فازها مشابه شکل ۱ در نرم‌افزار MATLAB شبیه‌سازی شده‌اند. با توجه به اهمیت تزریق صحیح محموله در این روش از پرتاب که متفاوت از پرتاب‌های متعارف هستند، هدایت ترمینال برای فاز نهایی این حامل‌ها طراحی شده است تا بتواند یک حامل هواپرتاب را از لحظه رهاش از هواپیما هدایت و تا لحظه قرارگیری دقیق در مدار با پارامترهای مداری ارتفاع، سرعت و زاویه گاما مناسب تزریق نماید.

به منظور افزایش قابلیت اطمینان و سرعت اجرا، در فاز اول و دوم پرواز از یک هدایت پیش‌تنظیم استفاده شده است. برای اطمینان از



تمامی این موارد تقریباً نتایج عملکردی یکسان برای بخش خلاء دارند. معمولاً این برنامه‌های هدایت فقط پس از آن که وسیله جو غلیظ را ترک می‌کند، به کار گرفته می‌شوند.

## ۲-۱ صعود اتمسفری حلقه باز در مقابل حلقه بسته

در حال حاضر، طراحی مسیر پرواز صعود و اعتبارسنجی/صحت‌سنجی آن، کاری زمان‌بر و پرتلاش است. معمولاً، مسیر پروازی بهینه شده با استفاده از شبیه‌ساز مسیر پرواز سه درجه آزادی طراحی می‌شود. فرامین جهت‌دهی حلقه باز به وسیله بهینه‌سازی پارامتری برای بخش ابتدایی پرواز تعیین می‌شوند و طرح هدایت حلقه بسته فرامین جهت‌دهی را از زمان شروع به کار حلقه بسته تا تزریق در مدار تعیین می‌کند.

فرامین جهت‌دهی حلقه باز به وسیله بهینه‌سازی پارامتری برای بخش ابتدایی پرواز تعیین می‌شوند و طرح هدایت حلقه بسته فرامین جهت‌دهی را از زمان شروع به کار حلقه بسته تا تزریق در مدار تعیین می‌کند.

فایده‌های ممکن از هدایت صعود اتمسفری حلقه بسته شامل کاهش در تحلیل پیش از ماموریت، کاهش در شاخص‌های بار و افزایش عملکرد وسیله (جرم تا مدار) هستند.

## ۲. روابط حاکم و روش حل مسئله

مدل‌سازی فضای حالت، بر اساس نحوه مدل کردن پارامتر کنترلی،  $u$ ، می‌تواند متفاوت باشد. بر اساس آن که عملگر کنترلی مورد استفاده چگونه باشد، نوع اعمال  $u$  متغیر است. در این مقاله، مدل‌سازی بر اساس کنترل ایده‌آل زاویه پیچ انجام شده است. در صورت نیاز به مدل‌سازی

کنترل بردار تراست [۳] یا موتورهای ورنیه [۴]، معادلات متغیر  $u$  متفاوت خواهد بود.

در اینصورت، متغیرهای حالت عبارتند از:  $x = [x \ z \ \dot{x} \ \dot{z}]^T$  که به ترتیب موقعیت در راستای  $x$  و  $z$  و سرعت‌های ماهواره‌بر در راستای  $x$  و  $z$  هستند. پارامتر کنترلی نیز زاویه پیچ است، یعنی،  $u = [\theta]$ . برای زمین مسطح و شرایط خلاء با گرانش ثابت معادلات دیفرانسیل حرکت به صورت زیر هستند [5, 6]:

$$\dot{x}_1 = x_3 \quad (۱)$$

$$\dot{x}_2 = x_4 \quad (۲)$$

$$\dot{x}_3 = \frac{F}{m} \cos u(t) \quad (۳)$$

$$\dot{x}_4 = \frac{F}{m} \sin u(t) - g \quad (۴)$$

که،  $F$  نیروی تراست،  $m$  جرم طبقه فعال ماهواره‌بر و  $g$  شتاب گرانش زمین هستند. در این حالت، با حل کنترل بهینه برای  $u(t)$  رابطه مثلثاتی زیر بدست می‌آید [۱۰]:

$$u(t) = \theta(t) = \tan^{-1} \frac{C_2 t + C_4}{C_1 t + C_3} \quad (۵)$$

که،  $C_1, C_2, C_3, C_4$  ضرایب ثابت هستند. این رابطه، اساس محاسبه روش هدایت IGM است.

در اینجا برای شبیه‌سازی موشک حامل ماهواره از مدل سه درجه آزادی با فرض زمین تخت و موشک صلب استفاده شده است. همچنین برای محاسبه ضرایب آیرودینامیک موشک از نرم‌افزار MissileDatcom استفاده شده است.

## ۳. ساختار الگوریتم هدایت

الگوریتم IGM بر پایه فرامینی است که از حل معادلات ساده شده حرکت به دست می‌آید. خود این فرامین براساس حل مسئله حساب تغییرات کنترل بهینه استخراج شده است [۳].

که با قرار دادن شرایط مداری بدون قید نمودن برد نقطه تزریق در معادله (۵) به شکل زیر تغییر می‌کند:

$$\tan \vartheta = A + Bt \quad (۶)$$

حال برای استفاده در معادلات حرکت از بسط مرتبه اول رابطه بالا استفاده می‌کنیم:

$$\vartheta = a + bt \quad (۷)$$

در رابطه بالا  $a$ ،  $b$ ،  $c$  و  $d$  ضرایب ثابت بوده و  $\vartheta$  زاویه پیچ ماهواره‌بر است. کاربرد تقریب مرتبه اول از قانون تغییرات خطی تانژانت زاویه پیچ تفاوت اندکی را در عملکرد بهینه ورودی کنترلی نشان می‌دهد. بنابراین در ادامه از رابطه (۷) به عنوان ورودی کنترلی الگوریتم هدایت استفاده می‌گردد. پارامترهای رابطه (۷) در هر حلقه از محاسبات اصلاح می‌شوند.

## ۲-۲. مبانی الگوریتم هدایت

اصول ابتدایی ساختار مورد بحث را می‌توان به راحتی در مدل ساده شده برای زمین مسطح و شرایط خلاء با گرانش ثابت ملاحظه نمود. معادلات دیفرانسیل حرکت نسبت به زمین مسطح در خلاء مطابق زیر است:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \bar{a}(t) \cos \vartheta \\ \ddot{y} = \bar{a}(t) \sin \vartheta + g_y \end{cases} \quad (۸)$$

که در آن  $a(t)$  بیان کننده اندازه شتاب ناشی از نیروی پیشران،  $\vartheta$  زاویه بین بردار و پیشران و محور  $x$  یا همان افق مرجع است. مقدار پارامتر  $a(t)$  بیانگر حاصل کسر نیروی پیشران لحظه‌ای تقسیم بر جرم لحظه‌ای است.

$$\tau = \frac{M1}{M0} \quad (۹)$$

در رابطه (۹) مقدار  $\tau$  برابر با زمانی است که در آن ماهواره‌بر با توجه به دبی جرمی موجود تمام وزن خود را خواهد سوزاند. پس برای شتاب در  $t$  ثانیه بعد خواهیم داشت:

$$\bar{a} = \frac{C}{\tau - t} \quad (۱۰)$$

که در آن  $c$  سرعت گازهای خروجی موتور است. بر مبنای پارامترهای ارائه شده در بالا انتگرال‌های زیر را که در آینده در حل معادلات حرکت به کار می‌روند، مطرح و محاسبه می‌نماییم.

$$L = \int_0^{t_f} \bar{a} dt = \int_0^{t_f} \frac{C}{\tau - t} dt \quad (۱۱)$$

$$= c \ln \frac{\tau}{\tau - t_f}$$

$$S = \int_0^{t_f} \int_0^{t_f} \bar{a} dt dt = Lt_f - I$$

$$P = \int_0^{t_f} \bar{a} t^2 dt = It_f - C \frac{t_f^2}{6}$$

$$U = \int_0^{t_f} \int_0^{t_f} \bar{a} t^2 dt dt = Q\tau - C \frac{t_f^2}{2}$$

که در آن‌ها  $t_f$  زمان باقی‌مانده از پرواز از لحظه فعلی است. با فرض اینکه زاویه پیچ یک مقدار ثابت باشد، آنگاه انتگرال اول معادلات (۸) عبارت‌اند از:

$$\dot{x}_f = \dot{x}_1 + c \ln \left( \frac{\tau}{\tau - T} \right) \cos \vartheta \quad (۱۲)$$

$$\dot{y}_f = \dot{y}_1 + c \ln \left( \frac{\tau}{\tau - T} \right) \sin \vartheta - g \quad (۱۳)$$

حال می‌توان معادلات (۱۲) و (۱۳) را برای بدست آوردن این مقدار ثابت حل نمود:

است که شرایط مرزی با سرعت نهایی ارضا شود  
[۸].

$$\vartheta^* = \arctan \frac{\dot{y}_f - \dot{y}_0 - g_y t_f}{\dot{x}_f - \dot{x}_0} \quad (14)$$

بنابراین با جایگزینی معادله (۱۴) در (۸) و انتگرال‌گیری از آن تا زمان  $t_f$  و با استفاده از (۱۱) خواهیم داشت:

$$\dot{y}_f = \dot{y}_0 + g_y t_f + L \sin \vartheta^* - L k_1 \cos \vartheta^* + I k_2 \cos \vartheta^* \quad (19)$$

با توجه به لزوم ثابت ماندن بردار سرعت نهایی در تغییر قانون هدایتی از مقدار ثابت به متغیر داریم:

$$\dot{y}_f^* = \dot{y}_f \quad (20)$$

بنابراین رابطه زیر را خواهیم داشت:

$$k_1 = \frac{I K_2}{L} \quad (21)$$

برای بدست آوردن مقدار  $K_2$  یک بار دیگر از معادله (۸) انتگرال‌گیری کرده و شرایط مرزی ارتفاع نهایی را لحاظ می‌کنیم. در نهایت خواهیم داشت:

$$k_2 = \left( y_f - y_0 - \dot{y}_0 t_f - \frac{1}{2} g_y t_f^2 - S \sin \vartheta^* \right) / \left( \left( -\frac{IS}{L} + Q \right) \cos \vartheta^* \right) \quad (22)$$

بدین ترتیب ضرایب  $\vartheta^*$  و  $K_1$  و  $K_2$  با استفاده از معادلات (۱۴) و (۲۱) و (۲۲) برای هر حلقه هدایتی محاسبه شده و به صورت گسسته مقدار آن در حلقه بعدی تغییر می‌کند. بنابراین در هر حلقه جدید مقدار  $\vartheta$  و ثابت‌های مذکور براساس

میزان انحراف از سرعت مطلوب برای رسیدن به شرایط نهایی مناسب نیز می‌تواند به این صورت بیان گردد:

$$v^2 = \frac{(\dot{x}_f - \dot{x}_0)^2}{(\dot{y}_f - \dot{y}_0 - g_y t_f)^2} \quad (15)$$

در مسئله‌ای با شرایط فعلی، زمان باقیمانده از پرواز را می‌توان با استفاده از معادله (۱۵) و معادله سرعت مشخصه زیر بدست آورد:

$$\Delta V = c \ln \left( \frac{\tau}{\tau - T} \right) \quad (16)$$

در نتیجه زمان باقیمانده در این شرایط خاص برابر خواهد بود با:

$$t_f = \tau (1 - e^{-L/c}) \quad (17)$$

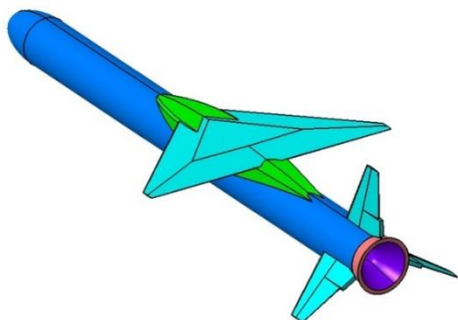
مجموعه معادلات (۱۴) و (۱۷) را می‌توان برای بدست آوردن  $t_f$  و مقدار زاویه مبنا، بر حسب مولفه‌های سرعت فعلی و مولفه‌های سرعت نهایی مطلوب حل نمود. به این ترتیب همزمان با تغییرات متغیرهای وضعیت می‌توان مقدار  $t_f$  را تعیین نموده و با توجه به مقادیر وضعیت‌های سرعت در هر قدم زاویه ثابت را بدست آورد.

حال برای ایجاد قید ارتفاعی به الگوریتم، دو پارامتر اصلاحی به شکل زیر تعریف می‌شود:

$$\vartheta = \vartheta^* - (k_1 - k_2 t) \quad (18)$$

ثابت‌های  $K_1$  و  $K_2$  باید به گونه‌ای انتخاب شوند که بردار سرعت نهایی برابر با بردار سرعت در حالت  $\vartheta$  ثابت باقی بماند. بنابراین ابتدا لازم





شکل ۳. ماهواره بر هواپرتاب

مشخصات مراحل مختلف نیز در جدول ۲ نشان داده شده است.

جدول ۲. مشخصات عملکردی طبقات ماهواره بر هواپرتاب

پارامتر	جدایش مرحله اول	جدایش مرحله دوم
ارتفاع (کیلومتر)	۴۳,۱	۲۴۸,۵
سرعت (کیلومتر بر ساعت)	۲۵۹۷	۵۴۵۱
گاما (درجه)	۳۵	۳۲,۸
زمان (ثانیه)	۷۶,۶	۱۶۸,۱

موشک ماهواره بر در ارتفاع ۱۲ کیلومتری، با سرعت اولیه ۲۰۰ متر بر ثانیه از هواپیمای حامل رها می‌شود. با سوزش مرحله اول، در ثانیه ۷۶/۶ به ارتفاع ۴۳/۱ می‌رسد. پس از جدای موتور طبقه اول، ۱۵ ثانیه به صورت موتور خاموش به حرکت خود ادامه می‌دهد. حدود ثانیه ۱۰۲، موتور طبقه دوم روشن شده و پس از اتمام زمان سوزش، طبقه دوم جدا می‌گردد. در واقع، پس از گذشت ۱۶۸ ثانیه از عملکرد ماهواره بر، هدایت IGM طبقه نهایی فعال می‌شود.

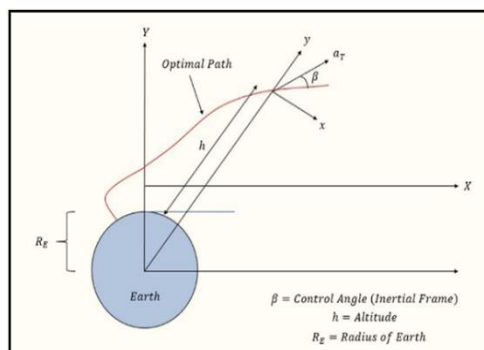
در ادامه، نتایج شبیه سازی الگوریتم هدایت طراحی شده آورده شده است.

شرایط مرزی جدید به عنوان شرایط اولیه از سیستم ناوبری گرفته شده و محاسبات جدید براساس آن انجام می‌شود.

در واقع، این مسئله شامل یافتن مسیر بهینه وسیله پرتاب کننده از نقطه اولیه تا نقطه نهایی (مسئله مرزی دو نقطه‌ای) یا تزریق ماهواره به مدار مشخص آن است شکل (۳).

#### ۴. نتایج

مشخصات کلی موشک ماهواره بر هواپرتاب در جدول (۱) ارائه شده است و جدول (۲) مشخصات سینماتیک صعود ماهواره بر شبیه سازی شده (شکل ۳) را نشان می‌دهد.



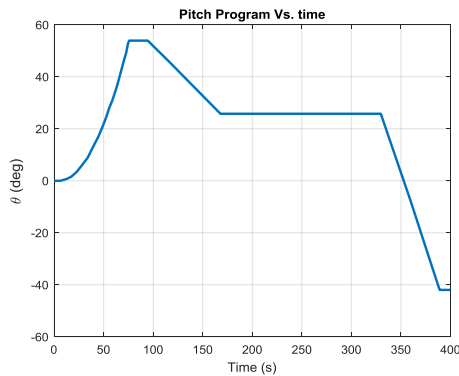
شکل ۲. چارچوب مرجع [۸]

جدول ۱. مشخصات موشک ماهواره بر هواپرتاب

نوع	مقدار
طول (متر)	۱۷,۶
قطر (متر)	۱,۲۷
وزن پرتاب (کیلوگرم)	۲۳۱۳۰
تعداد طبقه	۳
مساحت بال (مترمربع)	۱۳,۵۳
بار محموله (کیلوگرم)	۴۴۳
ارتفاع مدار (متر)	۷۰۰

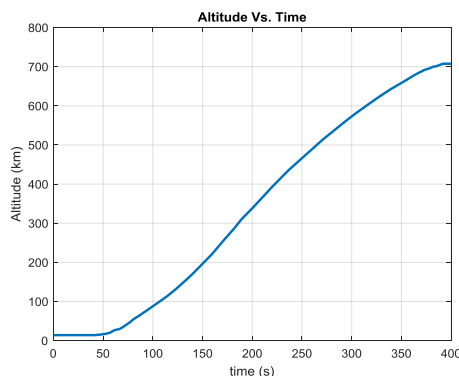


تا زمان ۱۶۸ ثانیه بالا برده و سپس موتور دوم نیز خاموش می‌شود.



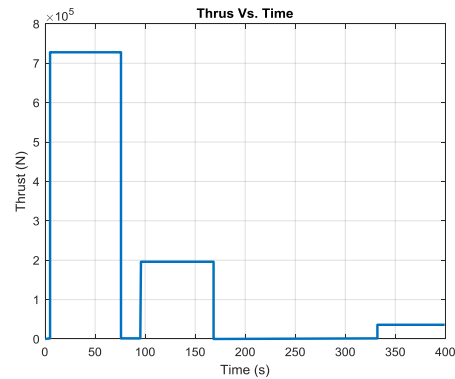
شکل ۶. تغییرات زاویه پیچ بر حسب زمان

در شکل (۶) تغییرات زاویه پیچ ترسیم شده است. همانطور که از شکل مشخص است حامل مرحله اول را به صورت تابع سهمی طی کرده و مراحل دوم و سوم را به صورت یک خط پیموده است. مرحله اول به صورت از پیش تنظیم شده بوده و تابعی درجه دو می‌باشد که توانسته حامل را تا زاویه ۴۴ درجه بچرخاند. مرحله دوم نیز تابعی درجه یک بوده که به صورت یک خط راست نشان داده شده است. مرحله سوم نیز که در واقع همان الگوریتم هدایت IGM است، به صورت خط راست نشان داده شده است.



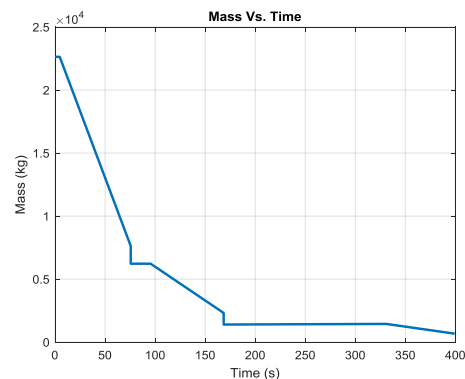
شکل ۷. تغییرات ارتفاع بر حسب زمان

همانطور که از شکل (۷) مشخص است، حامل توانسته محموله را تا ارتفاع ۷۰۰ کیلومتری



شکل ۸. تغییرات تراست به زمان

در شکل (۴) نمودار تراست-زمان شبیه‌سازی شده است. همانطور که مشخص است حامل در زمان ۷۶ و ۱۶۸ تغییر تراست به دلیل جدایش طبقات داده است. پس از آن به دلیل حرکت موتور خاموش، تراست صفر شده و در زمان ۳۳۱ ثانیه موتور سوم روشن شده است.



شکل ۵. تغییرات جرم نسبت به زمان

در شکل (۵) تغییرات جرمی ماهواره بر ترسیم شده است. جرم ماهواره بر در ابتدا ۲۲۶۳۰ کیلوگرم بوده است که پس از جدایش طبقات به ۶۹۴ کیلوگرم (جرم خشک طبقه سوم + جرم محموله) می‌رسد.

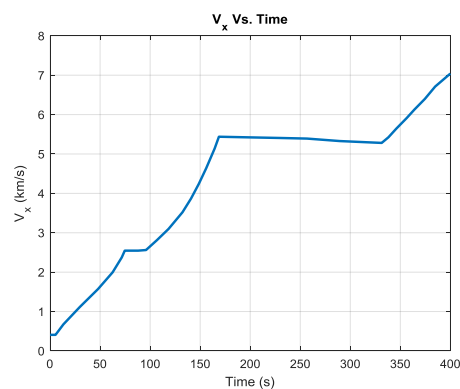
همانطور از شکل (۵) مشخص است، حامل بعد از گذشت ۷۶ ثانیه طبقه اول جدا شده و حدود ۱۵ ثانیه به صورت موتور خاموش ادامه می‌دهد. سپس موتور دوم روشن شده و حامل را



جدول ۳. محاسبه مسیر صعود حامل به مدار هدف

ارتفاع (کیلومتر)	رخداد	سرعت (کیلومتر برساعت)	زمان (ثانیه)
۱۱,۹	رهایش	۴۴۱	$t_0 = 0$
۱۱,۷۹	روشن شدن موتور مرحله اول	۴۳۱	$t_1 = 5$
۴۳	خاموش شدن موتور مرحله اول	۲۵۹۷	$t_2 = 76$
۶۴,۵	روشن شدن موتور مرحله دوم	۲۵۶۳	$t_3 = 91$
۱۲۵,۵	جدا شدن محافظ محموله	۳۱۷۹	$t_4 = 121$
۲۴۵,۴	خاموش شدن موتور مرحله دوم	۵۴۴۴	$t_5 = 168$
۶۲۷	روشن شدن موتور مرحله سوم	۵۲۹۶	$t_6 = 331$
۷۰۵	خاموش شدن موتور مرحله سوم و تزریق محموله به مدار	۷۱۰۰	$t_7 = 400$

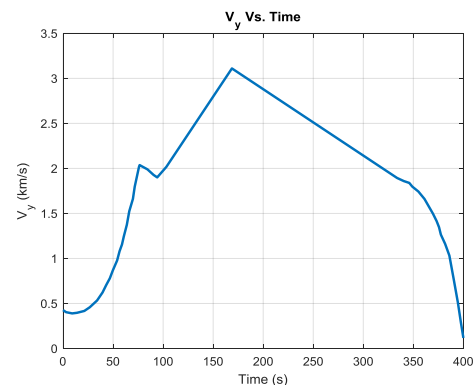
رسانده و در مدار تزریق نماید. با توجه به شکل (۸) و (۹) که سرعت مداری و نرمال را نشان می‌دهد، دو نقطه عطف مشاهده می‌شود که ناشی از تغییر سرعت حاصل از خاموشی موتور است. همچنین حامل توانسته است محموله را به سرعت مداری برساند. همچنین سرعت نرمال یا عمودی حامل در نهایت به سمت صفر میل کرده است که نشان‌دهنده تزریق صحیح محموله می‌باشد.



شکل ۸. روند تغییرات مولفه X سرعت بر حسب زمان

## ۶. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، کاربرد قانون هدایت IGM بر روی یک ماهواره بر هواپرتاب نوعی شبیه‌سازی و اثبات شد. از آنجایی که قانون هدایت IGM، یک هدایت حلقه بسته است، این قابلیت را دارد تا به صورت آنلاین بر روی ماهواره بر اقدام به هدایت مسیر نماید. بدین ترتیب، با دریافت لحظه‌ای مقادیر ناوبری، می‌تواند تاحدودی خطاهای طبقات پیشین را جبران نماید. به این ترتیب الگوریتم هدایت IGM در تعامل با روش پیش تنظیم که به صورت ترکیبی مورد استفاده قرار می‌گیرد، می‌تواند تشکیل‌دهنده یک سیستم هدایت بهینه عملکرد قابل قبول باشد.



شکل ۹. روند تغییرات مولفه Y سرعت بر حسب زمان

ماهواره بر مفروض یک حامل با سوخت ترکیبی سه مرحله‌ای است که هدف اصلی این است که از بهینه‌ترین مسیر ممکن از جو غلیظ عبور کند. مسیر صعود به مدار با استفاده از کد جرم نقطه‌ای تدوین شده در جدول (۳) آورده شده است.

8. Pitch
9. Yaw
10. Load indicator

## ۷. مآخذ

- [1] M. Aelaei, F.Ommi, 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), Modarres Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 9, pp. 207-216, 2017 (in persian)
- [2] P. Bartolotta, W. Alan, S. Mark, T. Randall, Voland, and Larry H., Horizontal Launch:A Versatile Concept for Assured Space Access, 2011.
- [3] D. F. Lawden, optimal rocket trajectories, Jet propulsion 27, 1263, December 1957.
- [4] R. Battin, Space Guidance Evolution, A Personal Narrative, Journal of Guidance, Control and Navigation, March-April 1982.
- [5] D. C. Chandler, I.E. Smith, Development of the Iterative Guidance Mode with Its Application to Various Vehicles and Missions" Journal of Spasecraft and Rockets 4: 898-903, 1967.
- [6] H. J. Horn and D.C. Chandler and V. L. Buckelew Iterative Guidance Mode to Generalized Missions. Journal of Spacecraft and Rocket 6 page 4-8, 1969.
- [7] Z. Qian and Zhi and Bei H. X. A Guidance Scheme for Air-Launched Solid Launch Vehicle. 21st AIAA International Space Planes and Hypersonic Technologies Conference. Xiamen. March 2017.
- [8] S. Turabi, J. Roshniyan and H. Arabshahi, "Online design of optimal integrated guidance and control algorithm for a Launch Vehicle," JSST, volume 8, number 2, pp. 67-78, (in persian)
- [9] A. Mohammadi, M. Taeifi and c. Roshnian, "Integration of presetting methods and IGM in the guidance of Launch Vehicles," in the 8th annual conference of the Iran Aerospace Society, Isfahan, 2017.pp. 67-78, (in persian)
- [10] M. M. Saatian, V. N. Baranov, Design and application of multi-stage terminal guidance system in satellite rocket, The 5th national conference and the second international conference of Iran Aerospace Association, Tehran, 2003 (in persian)

## ۸. پی نوشت

1. Ascent Guidance
2. Integrated Guidance and Control
3. Lawden
4. Battin
5. Terminal
6. Iterative Guidance Mode (IGM)
7. Power Explicit Guidance (PEG)

