

بهینه‌سازی ارتفاع مداری یک ماهواره بر با بهره‌گیری از کنترل افق محدود غیرخطی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۶/۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۵/۰۵

مهران مهدی آبادی، نعمت‌اله قهرمانی^۲

۱- دانشجوی دکتری، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران

۲- دانشیار برق کنترل، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، تهران، ghahremani@mut.ac.ir

چکیده

در این مقاله، بهینه‌سازی افق محدود ارتفاع مداری یک ماهواره بر، بر اساس کنترل افق محدود غیرخطی ارائه شده است. رویکرد روش پیشنهادی، بهینه‌سازی متغیرهای مسیر پرواز نظیر پارامترهای زاویه حمله و همچنین بهینه‌سازی تراست مراحل برای دستیابی به حداکثر ارتفاع مداری است. در این روش، ابتدا مسیر نامی حامل فضایی با بهره‌گیری از روش‌های مختلف بهینه‌سازی نظیر جستجوی الگو، برنامه‌ریزی مربعی متوالی و الگوریتم ژنتیک به دست آمده و با یکدیگر مقایسه شده است. مسیر حاصله، بر اساس شرایط نامی حامل فضایی و با بهینه‌سازی متغیرهای تابع زاویه حمله حاصل شده است. در این روش، با استفاده از روش بهینه‌سازی افق محدود، تراست بهینه در مراحل مختلف با فرض ثابت بودن ضربه کل هر یک از مراحل به دست آمده و ارتفاع مداری بیشینه شده است. انعطاف پذیری این روش در حل مسائل بهینه‌سازی و امکان در نظر گرفتن قیود مختلف مسیر پرواز، از مزایای این روش پیشنهادی افق محدود است. الگوریتم پیشنهادی در بهینه‌سازی ارتفاع مداری یک حامل فضایی بومی به کار رفته و نتایج شبیه‌سازی بیانگر افزایش ۲۴ کیلومتری ارتفاع مداری آن نسبت به شرایط مسیر نامی آن است.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌سازی افق محدود، مدل غیرخطی پیش‌بین، ارتفاع مداری، ماهواره بر

Orbital Optimization of A Satellite Launch Vehicle With A Nonlinear Receding Horizon Control

Mehran Mahdi Abadi¹, Nematollah Ghahremani²

1- PHD Student, Electrical and Control Engineering Department, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, mahdiabadi@mut.ac.ir

2- Associate Professor, Electrical and Control Engineering Department, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran

ghahremani@mut.ac.ir

Abstract

In this paper, the finite horizon orbital optimization of a satellite launch vehicle based on nonlinear predictive model is presented. The proposed method optimizes the flight path variables such as the angle of attack parameters as well as the optimization of the trust value of each stage to achieve the maximum orbital altitude. In this method, the nominal path of the space carrier is obtained and compared with different optimization methods such as pattern search, sequential square programming and genetic algorithm. The resulting path is obtained based on the nominal conditions of the space carrier and by optimizing the variables of the angle of attack function. In this method, using the finite horizon optimization method, the optimal trust in each stage is accomplished with assuming that the total specific impact of each stage is constant. The flexibility of this method in solving optimization problems and the possibility of considering different flight path constraints are some of the advantages of this proposed limited horizon method. The proposed algorithm is used to optimize the orbital height of a native space carrier, and the simulation results show a 24 km increase in its orbital height relative to its nominal path conditions.

Keywords: Finite Horizon Optimization, Predictive Nonlinear Model, Orbital Height, Launch Vehicle

۱۴۵

سال ۱۰- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و

فناوری هوا فضا



۱. مقدمه

بهینه‌سازی ارتفاع مدارای حامل فضایی، یکی از مهمترین مراحل طراحی سیستمی آن و پیش‌نیاز مراحل طراحی موتور به شمار می‌رود [۱]. در این فرایند، عملیات بهینه‌سازی مسیر پرواز با هدف حداکثر کردن ارتفاع مدارای حامل فضایی صورت می‌گیرد. هدف طراحی مسیر حامل فضایی، بهینه‌سازی شاخص‌های عملکردی مانند جرم کل، ارتفاع یا سرعت تزریق مدارای آن و تضمین دستیابی به تمامی قیود حاکم بر مسئله انجام می‌گیرد [۲]. در دهه‌های اولیه توسعه علوم فضایی، حل مسئله بهینه‌سازی مسیر به علت پیچیدگی و حجم زیاد محاسبات معادله‌های دینامیک پرواز و با در نظر گرفتن تمامی قیود حاکم بر آن به راحتی قابل انجام نبوده است. به همین علت پاسخ تحلیلی مسئله با ساده‌سازی معادلات دینامیک انجام می‌شده است. اما با پیشرفت فناوری و توسعه پردازنده‌های سریع، امکان استفاده از روش‌های حل عددی در مسائل بهینه‌سازی میسر شد. به همین علت، امکان استفاده از الگوریتم‌های پیشرفته مانند الگوریتم‌های تکاملی، روش‌های افق محدود و روش‌های بهینه‌سازی غیرخطی فراهم شده است [۳]. روش‌های بهینه‌سازی عددی را می‌توان به دو دسته کلی روش‌های مستقیم و غیرمستقیم تقسیم‌بندی کرد [۴]. در روش‌های غیرمستقیم، بهینه‌سازی با هدف برآورده شدن شرایط لازم بهینگی بر اساس حساب تغییرات و با بهره‌گیری از ضرایب لاگرانژ انجام می‌شود [۵]. معایب روش‌های غیرمستقیم به مراتب بیشتر از مزیت آن است. دقت بالای این روش‌ها از نکته‌های مهم این روش‌ها است. اما لزوم استخراج روابط تحلیلی برای شرایط لازم بهینگی، همگرایی کم و نیاز به انتخاب مناسب شرایط اولیه متغیرهای

بهینه‌سازی، همچنین متغیرهای کمکی حالت از معایب این روش به شمار می‌رود. در مقابل، مزیت روش‌های مستقیم، تبدیل مسئله بهینه‌سازی غیرخطی به یک مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی است [۶]. مزیت این روش‌ها در همگرایی بالای آنها بوده و عیب آنها، دقت کم این روش‌ها است. روش بهینه‌سازی مستقیم به چندین روش مختلف مانند روش‌های پرتابی، روش‌های هم‌نشانی و روش بهینه‌سازی افق محدود تقسیم‌بندی می‌شود. روش بهینه‌سازی افق محدود، روشی نوین و برگرفته از روش مستقیم است که فرایند بهینه‌سازی در هر گام، در افق‌های محدودی صورت می‌گیرد.

فراگیر بودن روش بهینه‌سازی الگوریتم‌های تکاملی در دستیابی به نقاط اکسترمم، سبب تمایل محققان به بهره‌گیری از آنها در حل مسئله بهینه‌سازی مسیر حامل فضایی شده است [۷-۹]. قابلیت و انعطاف‌پذیری این روش‌ها سبب شده است که در مسائل بهینه‌سازی چندمنظوره نیز از این روش‌ها استفاده شود [۱۰-۱۲]. گرچه لزوماً استفاده از این روش‌ها برای تمامی مسائل بهینه‌سازی کارساز نبوده و در مواردی، از ترکیب روش‌های مختلف برای دستیابی به پاسخ بهینه استفاده شده است [۱۳]. از ترکیب دو روش مستقیم و غیرمستقیم، برای یافتن پاسخ تقریبی برای مسئله بهینه‌سازی مسیر، یک روش ترکیبی ایجاد شده که در مرجع [۱۴] از آن استفاده شده است. در این روش ترکیبی، بر اساس روش هم‌نشانی مستقیم، مسئله بهینه‌سازی مسیر به مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی تبدیل شده و در نهایت با استفاده از روش برنامه‌ریزی مربعی متوالی، حل شده است. نرم‌افزار ^۱GPOPS، نرم‌افزاری است که روش مستقیم با توسعه روش

۱۴۶

سال ۱۰ - شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۰
نشریه علمی دانش و
فناوری هوا فضا



افق محدود غیرخطی
بهینه‌سازی ارتفاع مدارای حامل ماهواره‌ها با بهره‌گیری از کنترل

1- General Purpose Optimal Control Solver

هم‌نشانی شبه‌طیفی برای حل مسائل کنترل بهینه در آن حل شده [۱۵] و شبه‌سازی شده است. مقاوم بودن روش‌های بهینه‌سازی نیز اهمیت زیادی دارد، زیرا عملیاتی شدن حامل فضایی بسیار هزینه‌بر بوده؛ بنابراین بهره‌گیری از روش‌های بهینه‌سازی مقاوم مسیر در حضور عدم قطعیت‌های مختلف مانند عدم قطعیت‌های پارامتری یا سیستمی بسیار مهم است [۱۶]. بهینه‌سازی مبتنی بر روش‌های هوشمند مانند شبکه ذرات [۸، ۹] و شبکه‌های عصبی در شمار روش‌های ابتکاری جدیدی است که به تازگی تمایل زیادی به استفاده از آن‌ها در بهینه‌سازی مسیر دیده می‌شود، ولی تاکنون گزارشی از عملیاتی شدن این روش‌ها منتشر نشده است.

در این مقاله، با بهره‌گیری از مدل پیش‌بین غیرخطی، بهینه‌سازی تراست مراحل یک حامل فضایی با هدف دستیابی به حداکثر ارتفاع مداری طراحی و ارائه شده است. روش پیشنهادی بر اساس بهینه‌سازی پارامترهای مسیر پرواز و امکان حضور قیود مختلف مسیر صورت گرفته است. علاوه بر این، بر اساس شرایط نامی مسیر پرواز، بهینه‌سازی بر اساس متغیرهای تابع زاویه حمله، با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی جستجوی الگو و برنامه‌ریزی مربعی متوالی و الگوریتم ژنتیک صورت گرفته است. در روش پیشنهادی، با استفاده از روش بهینه‌سازی افق محدود، بهینه‌سازی تراست مراحل مختلف حامل فضایی به دست آمده است. این امر با فرض ثابت بودن ضربه کل هر یک از مراحل صورت گرفته و ارتفاع مداری آن پیشینه شده است. از نتایج حاصل از این روش‌ها برای مقایسه با بهینه‌سازی ارتفاع حامل فضایی با رویکرد پیشنهادی افق محدود استفاده شده است. این الگوریتم در بهینه‌سازی مسیر یک حامل فضایی بومی دو مرحله‌ای سفیر

۱ با مدل غیرخطی، شبه‌سازی شده و نتایج آن تجزیه و تحلیل شده است. نتایج حاصله نشان می‌دهد که بهینه‌سازی تراست مراحل، می‌تواند ارتفاع مداری را به میزان ۲۴ کیلومتر نسبت به مسیر نامی افزایش دهد.

۲. بهینه‌سازی غیرخطی مسیر پرواز مبتنی بر ایده افق محدود

بهینه‌سازی افق محدود راهکاری پیشرفته و نوین است که توسعه آن از سه دهه گذشته آغاز شده و برای حل مسائل کنترل بهینه و ارضای قیود مسئله بسیار کارا و مفید است [۱۷]. یکی از قابلیت‌های مهم این روش، عملکرد مناسب آن در نزدیکی مرز قیود مسئله، برای دستیابی به عملکرد بهتر در مقایسه با سایر روش‌های مرسوم بهینه‌سازی است [۱۸]. ایده اصلی این روش، بهره‌گیری از یک مدل مرجع برای پیش‌بینی رفتار آینده فرایند و تولید ورودی‌های بهینه برای بهینه‌سازی تابع معیار عملکردی و با در نظر گرفتن قیود مسیر است [۱۹].

در روش پیشنهادی این مقاله، بهینه‌سازی مسیر پرواز بر اساس بهینه‌سازی افق محدود و با هدف کاهش خطای مسیر نسبت به مسیر نامی صورت می‌گیرد. در شکل ۱ ساختار کلی بهینه‌سازی مسیر مبتنی بر بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی نشان داده شده است. بر اساس این ساختار، ابتدا، مسیر بهینه مرجع حامل فضایی بر اساس روش‌های متداول بهینه‌سازی و قیود نامی مورد نظر به دست می‌آید. سپس، بهینه‌سازی مسیر پرواز مبتنی بر بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی و بر اساس اطلاعات مسیر مرجع، در هر لحظه از زمان و با در نظر گرفتن قیود مسیر انجام می‌شود.

در حالت کلی، معادله‌های دینامیک حرکت موشک حامل فضایی در زمان پیوسته به صورت



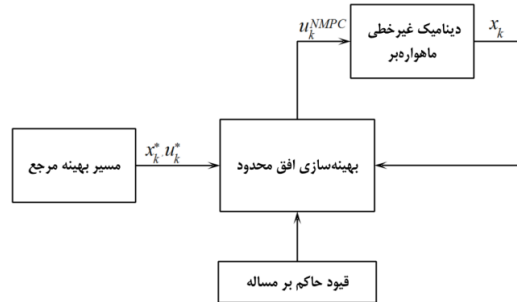
زیر بیان می‌شود:

$$\dot{X} = f(X, U) \quad (1)$$

که X و U به ترتیب بردار متغیرهای حالت و ورودی‌ها بوده و به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$X = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \quad (2)$$

$$U = [u_1, u_2, \dots, u_m]^T$$



شکل ۱- بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی

با توجه به اینکه قانون کنترل فیدبک در بهینه‌سازی افق محدود مبتنی بر زمان گسسته است، بنابراین بایستی از معادله‌های حرکت گسسته زیر استفاده شود:

$$X_{k+1} = X_k + \Delta T f(X_k, U_k) = F(X_k, U_k) \quad (3)$$

که X_k و U_k به ترتیب بردارهای حالت و ورودی در لحظه جاری k ام بوده و ΔT زمان نمونه‌برداری گسسته‌سازی است. در کنترل بهینه، مقادیر زمانی کنترل بر اساس بهینه‌سازی یک تابع معیار و قیود حاکم بر مسئله حاصل می‌شود. اما در بهینه‌سازی افق محدود، علاوه بر پارامترهای کنترل، سایر پارامترها مانند متغیرهای حالت و پارامترهای سیستم می‌توانند به عنوان پارامترهای بهینه‌سازی در نظر گرفته شوند:

$$(4)$$

$P = [X_1, X_2, \dots, X_n, U_1, U_2, \dots, U_m, p_1, \dots, p_l]^T$ که P بردار پارامترهای بهینه‌سازی بوده و X_i, U_j به ترتیب مقادیر متغیرهای کنترل و حالت در زمان‌های گسسته i, j بوده و p_j ها بیانگر متغیرهای بهینه‌سازی سیستم است.

بهینه‌سازی افق محدود بر اساس مسیر مرجع،

رفتار آینده سیستم را پیش‌بینی می‌کند. مسیر مرجع بر اساس دینامیک مسیر نامی و بر اساس بهینه‌سازی پارامترهای تابع زاویه حمله حامل فضایی حاصل شده است. دینامیک مسیر نامی را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$X_{k+1}^* = F(X_k^*, U_k^*) \quad (5)$$

که X_k^* و U_k^* به ترتیب بردارهای حالت و ورودی مرجع در لحظه جاری k ام هستند. در این مقاله، مسیر نامی بر اساس سه روش مختلف جستجوی الگو، الگوریتم ژنتیک و حداقل مربعات متوالی به دست آمده است. در بهینه‌سازی افق محدود، بهینه‌سازی در افق‌های محدودی صورت گرفته و اولین ورودی کنترل به سیستم اعمال می‌شود. سپس، متغیرهای حالت جدید اندازه‌گیری شده و تا رسیدن به مجموعه هدف نهایی، بهینه‌سازی دوباره انجام می‌شود. فرم کلی تابع معیار بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی گسسته به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$J = \sum_{k=1}^N \ell(X_k, U_k) \quad (6)$$

که N افق محدود پیش‌بینی بوده و تابع هزینه مطلوب برای کمینه‌سازی غیرخطی است. در این مقاله، بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی، بر اساس کمینه‌سازی خطای مسیر برخط واقعی نسبت به مسیر نامی با صرف حداقل تلاش کنترلی ممکن در نظر گرفته شده است. بنابراین مسئله بهینه‌سازی مسیر حامل فضایی مبتنی بر بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی به صورت زیر و بر اساس یک تابع معیار مربعی محذب، قابل بازنویسی است.

$$J = \min_{[U_1, U_2, \dots, U_{N_c}]} \left\{ \sum_{k=1}^{N_p} e_k^T Q_k e_k + \sum_{k=1}^{N_c} U_k R_k U_k \right\}$$

$$\text{subject to: } X_{k+1} - F(X_k, U_k) = 0 \quad (7)$$

$$g(X_k, U_k) \leq 0$$

$$h(X_k, U_k) = 0$$

$$e_k = X_k - X_k^*$$



که e_k ، R_k و Q_k به ترتیب، خطای متغیرهای حالت زمان واقعی نسبت به متغیرهای حالت مرجع، ضرایب وزنی ورودی و خطای حالت هستند. پارامترهای N_p و N_c نیز به ترتیب افق‌های پیش‌بینی و کنترل هستند. بر این اساس، مسئله بهینه‌سازی افق محدود، به یک مسئله برنامه‌ریزی غیرخطی تبدیل می‌شود که حل عددی آن بر اساس الگوریتم‌های مرسوم مانند روش‌های پرتابی [۲۰، ۲۱]، هم‌نشانی [۲۲] و شبه‌طیفی [۲۳، ۲۴] امکانپذیر است. در این روش، بهینه‌سازی مسیر لزوماً عملیات ردیابی مسیر نیست؛ زیرا با تغییر قیود مسیر، مسیر بهینه‌ای با هدف ارضای تمامی شرایط مسئله به دست می‌آید. الگوریتم بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی مبتنی بر کنترل پیش‌بین به صورت زیر پیاده‌سازی شده است:

گام اول- استخراج پارامترها و منحنی‌های مسیر نامی بر اساس روش‌های بهینه‌سازی مرسوم و مدت زمان پرواز؛

گام دوم- تنظیم پارامترهای اولیه بهینه‌سازی افق محدود (افق پیش‌بینی و شرایط اولیه بهینه‌سازی پیشنهادی)؛

گام سوم- تعیین قیود مختلف مسیر و تعریف تابع هزینه بهینه‌سازی افق محدود بر اساس رابطه (۷)؛

گام چهارم- حل مسئله بهینه‌سازی مسیر در افق محدود پیش‌بینی با بهره‌گیری از روش حداقل مربعات متوالی در لحظه t_k و با در نظر گرفتن قیود مختلف مسیر و قیود دینامیکی گسسته شده؛

گام پنجم- بهره‌گیری از اولین درایه از پاسخ به دست آمده از بهینه‌سازی افق محدود به عنوان پارامترهای جدید بهینه‌سازی؛

گام ششم- انتگرال‌گیری از معادله‌های

دینامیک پرواز و یافتن متغیرهای پروازی در لحظه t_{k+1} - یک گام به جلو؛

گام هفتم- تنظیم مجدد پارامترهای اولیه بهینه‌سازی افق محدود در لحظه t_{k+1} ؛
گام هشتم- اگر مدت زمان پرواز به اتمام نرسیده، به مرحله ۴ بروید. در غیر این صورت، الگوریتم به اتمام می‌رسد.

۳. حل عددی مسئله بر مبنای بهینه‌سازی افق محدود

هدف از این مسئله بهینه‌سازی، دستیابی به منحنی تراست بهینه برای حداکثر کردن ارتفاع نهایی تزریق مداری است. این مسئله، یک مسئله بهینه‌سازی با شرایط مرزی بوده و حل این مسئله در حالت یک بعدی و با فرض ثابت بودن جاذبه زمین و نیروی پسا در [۲۵] ارائه شده است. در [۲۶]، مسئله با در نظر گرفتن نیروی پسا و نیروی جاذبه وابسته به ارتفاع مورد تحلیل قرار گرفته است. مرجع [۲۷]، روشی برای استخراج سطوح منفرد^۲ کنترل در مسئله بهینه‌سازی مسیر گادارد یک بعدی و دو بعدی ارائه کرده است. به علت پیچیدگی مسئله و وجود قیود مختلف، امکان دستیابی به یک پاسخ تحلیلی وجود نداشته و حل مسئله بایستی با استفاده از روش‌های عددی بهینه‌سازی صورت گیرد. معادله‌های حرکت موشک حامل فضایی در صفحه فراز و با در نظر گرفتن دستگاه مختصات کروی به صورت زیر قابل بیان است [۱۵]:

$$\begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= V \sin \gamma \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{T \cos(\alpha) - D}{m} - g \sin \gamma + \omega^2 r \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{T \sin(\alpha) + L}{mV} - \frac{g \cos \gamma}{V} + \frac{V}{r} \cos \gamma \\ &\quad + 2\omega + \frac{\omega^2 r \cos \gamma}{V} \\ \frac{dm}{dt} &= -\frac{T}{I_{sp} g_0} \end{aligned} \quad (۸)$$

2- Singular Surface



هوا، تابعی نمایی از ارتفاع بوده و به صورت زیر قابل محاسبه است:

$$\rho = \rho_0 e^{\left(\frac{-h}{h_0}\right)} \quad (12)$$

پارامترهای ρ_0 و h_0 نیز به ترتیب چگالی اولیه هوا و ارتفاع در نقطه پرتاب هستند. ضرایب آیرودینامیکی C_D و C_L دارای فرمول بسته نبوده و برای هر موشک بر اساس اطلاعات جمع‌آوری شده از تست‌های آیرودینامیکی، اغلب به صورت توابعی از زاویه حمله و عدد ماخ، تقریب زده می‌شوند:

$$C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\alpha^2}} \alpha^2 \quad (13)$$

$$C_D = C_{D_0} + k_L C_L^2$$

۳-۱. مشخصات موشک حامل فضایی بومی سفیر ۱

مشخصات موشک حامل فضایی دو مرحله‌ای بومی سفیر ۱ در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات موشک حامل فضایی دو مرحله‌ای بومی سفیر ۱

پارامتر	مرحله اول	مرحله دوم	واحد
تراست	۲۷۳۹۴۰	۳۵۶۸۹	نیوتن
جرم کل	۲۱۷۰۰	۳۴۰۰	کیلوگرم
جرم سوخت	۱۸۲۰۰	۳۰۵۰	کیلوگرم
طول	۱۷/۵	۳/۲	متر
قطر	۱/۲۵	۱/۲۵	متر
ضربه ویژه	۲۳۰	۲۷۹	ثانیه
زمان سوزش	۱۶۶	۲۲۹	ثانیه

وظیفه این حامل فضایی، تزریق یک بار محموله ۱۷۰ کیلوگرمی در یک مدار ارتفاع پایین است.

۳-۲. مسیر نامی حامل

پارامترهای مسیر نامی حامل فضایی سفیر ۱ بر اساس هدایت پیش‌تنظیم و با استفاده از سه

زوایای α, γ به ترتیب زاویه مسیر و زاویه حمله موشک نامیده می‌شوند. زاویه حمله (α) در دستگاه بدنی موشک و زاویه مسیر (γ) در دستگاه مختصات محلی محاسبه می‌شوند. پارامترهای r و ω به ترتیب بیانگر موقعیت و سرعت زاویه‌ای زمین هستند. همچنین θ زاویه فراز موشک بوده و به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\theta = \alpha + \gamma$$

$$\alpha = \begin{cases} \frac{\pi}{2} & t < t_v \\ \alpha_{\max} \sin(f)^2 & t_v < t < t_{m_2} \\ 0 & t_{m_2} < t < t_{h_1} \\ \text{free} & t_{h_1} < t < t_f \end{cases} \quad (9)$$

$$f = \frac{\pi(t - t_v)}{k(t_{m_2} - t) + (t - t_v)}$$

$$t_{m_1} = t_v + (t_{m_2} - t_v) / 2$$

$$k = (t_{m_1} - t_v) / (t_{m_2} - t_{m_1})$$

که $X_\alpha = [t_v, \alpha_{\max}, t_{m_2}, \theta_f]^T$ بردار پارامترهای بهینه‌سازی تابع زاویه حمله است. علاوه بر این، مقدار زاویه نهایی زاویه فراز θ_f نیز به عنوان پارامتر بهینه‌سازی در نظر گرفته شده است. قیود نهایی مسیر برای تزریق بار محموله به صورت زیر لحاظ شده است.

$$V_f(t_f) = \sqrt{V^2 + (\omega r \cos \phi)^2 + 2V \omega r \cos \phi \cos \lambda \cos \psi} \quad (10)$$

$$= \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

$$\gamma(t_f) = 0; r(t_f) = R_e + h_f; \theta_f = \alpha_f + \gamma_f$$

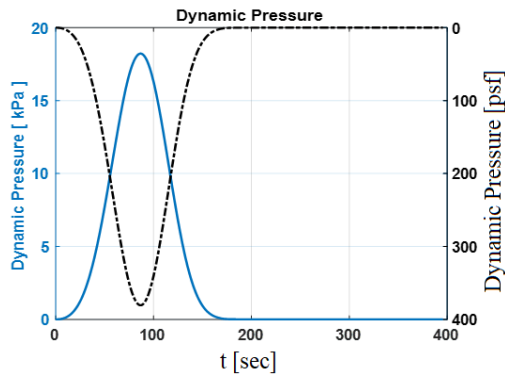
پارامتر V بیانگر سرعت نسبی موشک حامل در دستگاه محلی است. پارامتر ϕ ، عرض جغرافیایی و ψ ، زاویه سمت در دستگاه مختصات محلی است. نیروهای آیرودینامیکی وارده به موشک، تابعی از سرعت نسبی و ارتفاع پروازی آن بوده و به صورت زیر قابل محاسبه هستند:

$$D = 0.5 \rho V^2 S_{ref} C_D \quad (11)$$

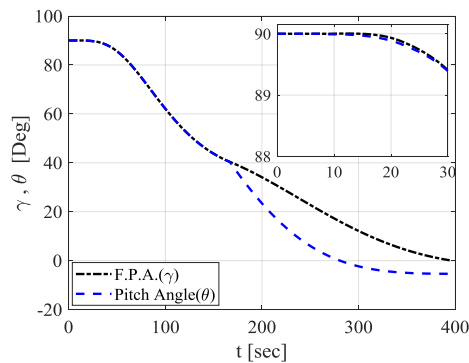
$$L = 0.5 \rho V^2 S_{ref} C_L$$

ضرایب ρ و S_{ref} به ترتیب چگالی اتمسفر و مساحت سطح مرجع موشک است. چگالی اتمسفر

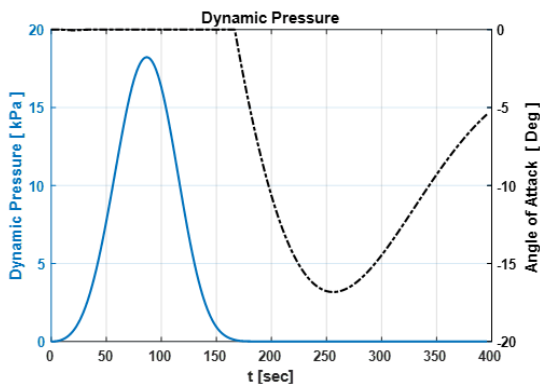




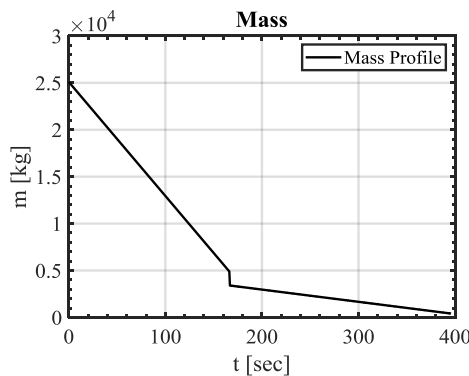
شکل ۲-د- منحنی فشار دینامیکی نامی ماهواره بر سفیر ۱



شکل ۲-و- منحنی زاویه مسیر و پیچ نامی ماهواره بر سفیر ۱

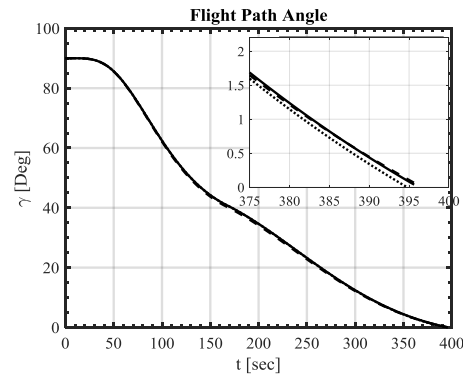


شکل ۲-ن- منحنی زاویه حمله و فشار دینامیکی نامی ماهواره بر سفیر ۱

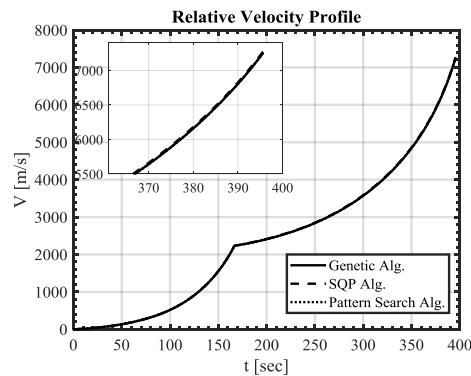


شکل ۲-ه- منحنی تغییرات جرم ماهواره بر سفیر ۱

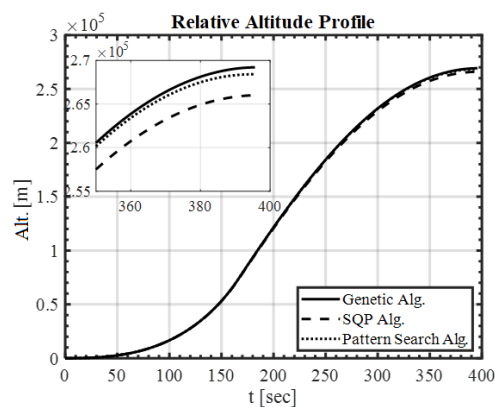
روش مختلف بهینه‌سازی مربعات متوالی^۲، جستجوی الگو و الگوریتم ژنتیک به صورت زیر حاصل شده است. این بهینه‌سازی با هدف دستیابی به حداکثر ارتفاع حامل فضایی بومی و با پارامترهای نامی آن حاصل شده است.



شکل ۲. الف- زاویه مسیر پرواز نامی ماهواره بر سفیر ۱

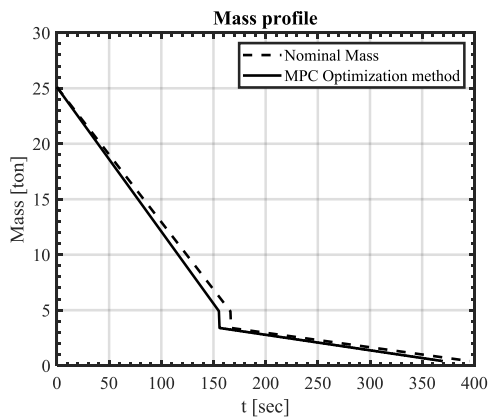


شکل ۲-ب- منحنی مسیر نامی سرعت ماهواره بر سفیر ۱



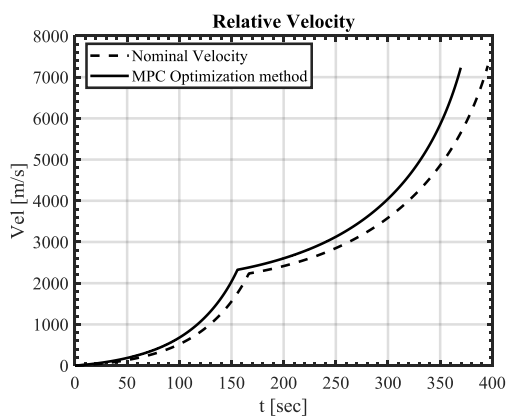
شکل ۲-ج- منحنی مسیر نامی ارتفاع ماهواره بر سفیر ۱

پارامترهای تابع زاویه حمله، حاکی از افزایش ۲۴ کیلومتری ارتفاع مداری نسبت به مسیر نامی پرواز است. این در حالی است که مدت زمان رسیدن به حداکثر ارتفاع مداری نیز به میزان ۷ درصد نسبت به شرایط نامی کاهش داشته است.



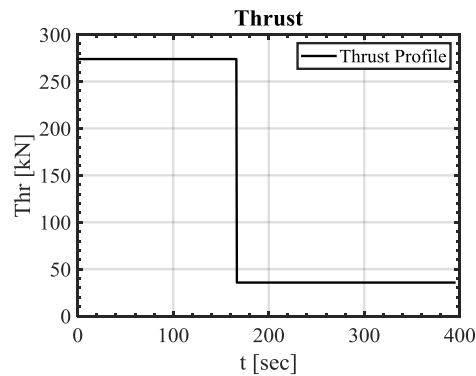
شکل ۴- مقایسه منحنی تغییرات جرم بهینه‌سازی افق محدود و نامی

در شکل ۴، تغییرات جرمی حامل فضایی برای شرایط نامی و بهینه‌سازی افق محدود نشان داده شده است. نرخ کاهش سوخت در بهینه‌سازی افق محدود بیشتر از مقدار مشابه در شرایط نامی آن است.



شکل ۵- مقایسه منحنی سرعت روش پیشنهادی و نامی

با بهینه‌سازی ارتفاع مداری، سرعت نهایی آن کاهش می‌یابد. این تغییرات، بر اساس رابطه (۱۰) نسبت به ارتفاع مداری قابل محاسبه است. بنابراین با بهینه‌سازی ارتفاع مداری، انتظار



شکل ۲-ی- منحنی تراست نامی ماهواره بر سفیر ۱

شبه‌سازی‌های بالا نشان می‌دهد که نتایج حاصله از سه روش مورد اشاره تقریباً یکسان بوده و تفاوت بسیار اندکی با هم دارند. در این مسئله با الهام از مفهوم افق محدود، تابع هزینه‌ای بر اساس خطای مسیر پرواز به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

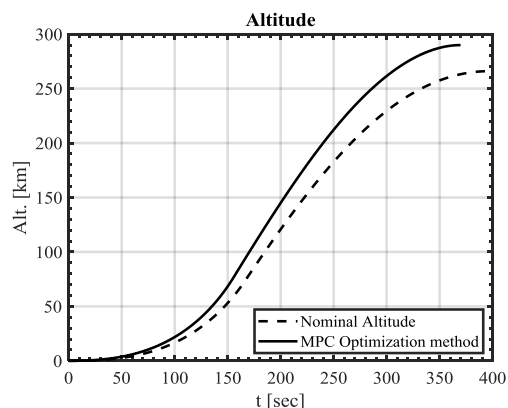
$$J = \max h(N)$$

$$\text{subject to: } X_{k+1} - X_k - f(X_k, U_k)^T \Delta t = 0 \quad (14)$$

$$X_k = [h_k, v_k, \gamma_k, m_k]^T$$

$$U_k = [T_k, t_v, \alpha_{\max}, t_{m_2}, \theta_f]^T$$

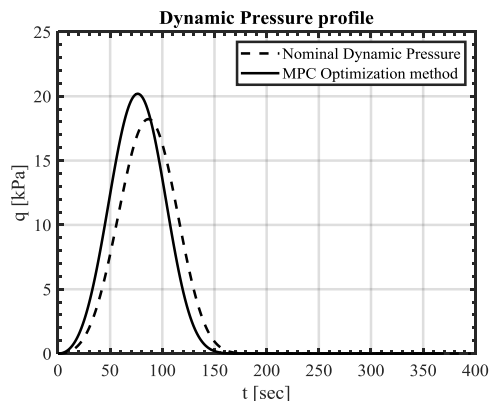
نتایج این شبه‌سازی در شکل‌های ۳ تا ۸ ارائه شده است. نتایج شبه‌سازی نشان می‌دهد که روش ارائه شده، انعطاف‌پذیری مناسبی در بهینه‌سازی سیستمی حامل فضایی در دست‌یابی به بیشینه ارتفاع مداری دارد.



شکل ۳- مقایسه بهینه‌سازی‌های مسیر روش پیشنهادی با روش نامی

بر اساس شکل ۳، روش پیشنهادی افق محدود در بهینه‌سازی تراست مراحل و

از مراحل صورت گرفته است؛ بنابراین با افزایش میزان تراست، زمان سوزش آن کاهش یافته است.



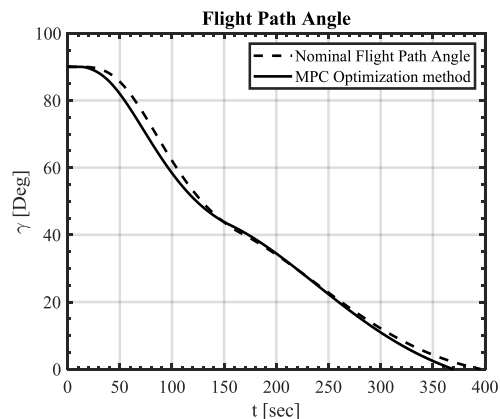
شکل ۸- مقایسه منحنی فشار دینامیکی روش پیشنهادی با نامی

بهینه‌سازی افق محدود انجام شده، سبب افزایش فشار دینامیکی (تقریباً به میزان ۱۰ درصد) و کاهش زمان حداکثر مقدار فشار دینامیکی شده است. این امر در شکل ۸ به وضوح نشان داده شده است.

۴. نتیجه‌گیری

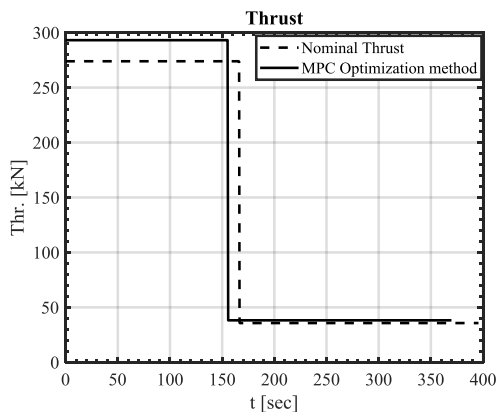
در این مقاله، بهینه‌سازی ارتفاع مداری یک حامل فضایی با بهره‌گیری از بهینه‌سازی افق محدود غیرخطی ارائه شد. روش ارائه شده با بهینه‌سازی تراست مراحل و بهینه‌سازی پارامترهای زاویه حمله، ارتفاع مداری را بهینه می‌کند. مسیر نامی پرواز مبتنی بر روش‌های بهینه‌سازی متداول نظیر جستجوی الگو، الگوریتم ژنتیک و حداقل مربعات متوالی مسیر به دست آمده است. این نتایج برای مقایسه با نتایج بهینه‌سازی سیستمی مورد استفاده قرار گرفت. نتایج حاصله نشان داد که با بهینه‌سازی تراست مراحل، بهینه‌سازی ارتفاع مداری به میزان ۲۴ کیلومتری نسبت به مسیر نامی حامل فضایی افزایش داشته است. شبیه‌سازی‌های مختلف برای حل مسئله بهینه‌سازی مسیر حامل فضایی بومی سفیر ۱ در طول مسیر صورت گرفته و نتایج آن،

کاهش سرعت نهایی آن هم دور از انتظار نیست. این حالت در شکل ۵ نیز مشاهده می‌شود.



شکل ۶- مقایسه منحنی زاویه مسیر روش پیشنهادی و نامی

بهینه‌سازی ارتفاع مداری مبتنی بر افق محدود بر اساس بهینه‌سازی تراست مراحل و با فرض ثابت بودن ضربه کل هر یک از مراحل صورت گرفته است. بهینه‌سازی صورت گرفته به کاهش زمان دستیابی به حداکثر ارتفاع مداری منجر شده است. بنابراین بر اساس شکل ۶، زاویه مسیر بهینه‌سازی شده بر اساس افق محدود، سریع‌تر از شرایط نامی به مقدار نهایی خودش همگرا می‌شود.



شکل ۷- مقایسه منحنی تراست روش پیشنهادی با منحنی نامی

در شکل ۷، بهینه‌سازی تراست مراحل به وضوح قابل مشاهده است. بهینه‌سازی صورت گرفته با فرض ثابت بودن میزان ضربه کل هر یک

- ۵۲۲، ۲۰۱۵
- [9] M. Dileep, S. Kamath, and V. G. Nair, "Ascent phase trajectory optimization of launch vehicle using theta-particle swarm optimization with different thrust scenarios," *International Review of Aerospace Engineering*, vol. ۹, no. ۶, pp. ۲۰۷-۲۰۰, ۲۰۱۶
- [10] L. Brevault, M. Balesdent, and A. Hebbal, "Multi-objective multidisciplinary design optimization approach for partially reusable launch vehicle design," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. ۵۷, no. ۲, pp. ۳۷۳-۳۹۰, ۲۰۲۰
- [11] L. c. Brevault, "Contributions to multidisciplinary design optimization under uncertainty, application to launch vehicle design," ۲۰۱۵
- [12] T. Fujikawa, T. Tsuchiya, and S. Tomioka, "Multidisciplinary Design Optimization of a Two-Stage-to-Orbit Reusable Launch Vehicle with Ethanol-Fueled Rocket-Based Combined Cycle Engines," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. ۶۰, no. ۵, pp. ۲۶۵-۲۷۵, ۲۰۱۷
- [13] N. Raouf and S. H. Pourtakdoust, "Launch vehicle multi-objective reliability-redundancy optimization using a hybrid genetic algorithm-particle swarm optimization," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. ۲۲۹, no. ۱۰, pp. ۱۷۹۷-۱۷۸۵, ۲۰۱۵
- [14] W. Roh and Y. Kim, "Trajectory optimization for a multi-stage launch vehicle using time finite element and direct collocation methods," *Engineering optimization*, vol. ۳۴, no. ۱, pp. ۳۲-۱۵, ۲۰۰۲
- [15] A. Rao et al., "Article ۹ (۲ pages)-

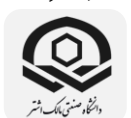
انعطاف‌پذیری زیاد این روش در استخراج مسیر بهینه سیستمی را نشان می‌دهد.

۵. مآخذ

- [1] B. Suresh and K. Sivan, *Integrated Design for Space Transportation System*. Springer, ۲۰۱۵
- [2] B. Conway, *Spacecraft Trajectory Optimization*. Cambridge University Press, ۲۰۱۰
- [3] J. T. Betts, "Survey of numerical methods for trajectory optimization", *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. ۲۱, no. ۲, pp. ۱۹۳-۲۰۷, ۱۹۹۸
- [4] F. A. d. S. Mota, J. N. Hinckel, E. M. Rocco, and H. Schlingloff, "Trajectory Optimization of Launch Vehicles Using Object-oriented Programming," *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. ۱۰, ۲۰۱۸
- [5] S. S. Jeshvaghani and M. Nosratollahi, "Trajectory optimization of satellite launch vehicle with payload maximization (in Persian)," *International Conference on Mechanical Engineering*, vol. ۱۷, ۱۳۸۸
- [6] R. Chai, A. Savvaris, A. Tsourdos, and S. Chai, *Design of Trajectory Optimization Approach for Space Maneuver Vehicle Skip Entry Problems*. Springer, ۲۰۲۰
- [7] A. Chowdhury and V. G. Nair, "On the application of particle swarm optimization in minimum time launch vehicle trajectory optimization problem," *International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development* ۷.۵(۲۰۱۷): ۳۵۹, vol. ۳۶۶, ۲۰۱۷
- [8] M. Dileep, S. Kamath, and V. G. Nair, "Particle swarm optimization applied to ascent phase launch vehicle trajectory optimization problem," *Procedia Computer Science*, vol. ۵۴, pp. ۵۱۶-

۱۵۴

سال ۱۰ - شماره ۲
پاییز و زمستان ۱۴۰۰
نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



بهینه‌سازی ارتفاع مداری یک ماهواره‌ها با بهره‌گیری از کنترل آفک محدود غیرخطی

- [23] F. Liu, T. Chao, S. Wang, and M. Yang, "Trajectory optimization for launch vehicle boost phase based on Gauss Pseudospectral Method," in 2016 35th Chinese Control Conference (CCC), 2016: IEEE, pp. 10914-10910.
- [24] S. Yang, T. Cui, X. Hao, and D. Yu, "Trajectory optimization for a ramjet-powered vehicle in ascent phase via the Gauss pseudospectral method," *Aerospace Science and Technology*, vol. 67, pp. 95-111, 2017.
- [25] A. E. Bryson, *Applied optimal control: optimization, estimation and control*. CRC Press, 1975.
- [26] P. Tsiotras and H. J. Kelley, "Drag-Law Effects in the Goddard Problem," *Automatica*, vol. 27, no. 3, pp. 481-490, 1991, doi: 10.1016/0018-9472(91)90105-B.
- [27] N. Indig, J. Z. Ben-Asher, and E. Sigal, "Singular Control for Two-Dimensional Goddard Problems Under Various Trajectory Bending Laws," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 42, no. 3, pp. 623-629, 2019.
- Corrigendum: Algorithm 902: GPOPS, A MATLAB Software for Solving Multiple-Phase Optimal Control Problems Using the Gauss Pseudospectral Method," *ACM Transactions on Mathematical Software-TOMS*, vol. 38, no. 1, 2012.
- [16] J. Roshanian, A. A. Bataleblu, and M. Ebrahimi, "Robust ascent trajectory design and optimization of a typical launch vehicle," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 232, no. 24, pp. 4614-4618, 2018.
- [17] L. Grüne and J. Pannek, "Nonlinear model predictive control," Springer, 2017, pp. 69-45.
- [18] J. A. Primbs, "The analysis of optimization based controllers," *Automatica*, vol. 37, no. 6, pp. 933-938, 2001.
- [19] L. Grüne, "Economic receding horizon control without terminal constraints," *Automatica*, vol. 49, no. 3, pp. 725-734, 2013.
- [20] S. N. Ha, "A nonlinear shooting method for two-point boundary value problems," *Computers & Mathematics with Applications*, vol. 42, no. 11-10, pp. 1420-1411, 2001.
- [21] R. W. Holsapple, "A modified simple shooting method for solving two-point boundary value problems," *Texas Tech University*, 2003.
- [22] M. A. Patterson and A. V. Rao, "GPOPS-II: A MATLAB software for solving multiple-phase optimal control problems using hp-adaptive Gaussian quadrature collocation methods and sparse nonlinear programming," *ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)*, vol. 41, no. 1, pp. 37-1, 2014, doi: 10.1145/2558904/10.1145

