

Comparison Between Traditional Method (Statistical Method) and Multidisciplinary Optimization Method (AAO) in Designing of a Lightweight Liquid Propellant LV

S. M. Hashemi Doulabi^{1*}, H. Darabi² and J. Roshnian³

1, 2, 3. Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology

*Estern Vafadar St., Tehranpars, Tehran, IRAN

mhashemi@dena.kntu.ac.ir

One of the most important problems that nowadays are common in aerospace societies in Iran and also around the world is how to optimize the designing of the flight objects. Since the flight objects like LVs, which are the subject of this paper, are composed of several subsystems that have influences to each others, the multidisciplinary design optimization methods (MDO) are commonly used for doing design optimization of them. In usage of the multidisciplinary design optimization methods for different objects, to select the proper optimization algorithm is one of the very important problems. In this research the conceptual design of a lightweight liquid propellant LV is done with the all at once (AAO) method. The object of optimization is to minimize gross launch weight and four disciplines of structure, aerodynamics, trajectory, and propulsion are considered. Performance of gradient based algorithm of SQP and heuristic algorithm of GA and traditional method (statistical method) by solving an example are compared and is shown that if the output of statistical method is used as start point of optimization using gradient based algorithm of SQP, the global answer will be derived.

Keywords: Launch vehicle design, Multidisciplinary design optimization, Genetic algorithm

1. PhD Candidate (Coessponding Author)
2. PhD Candidate
3. Professor

بررسی مقایسه‌ای روش طراحی آماری با روش بهینه‌سازی چند موضوعی (MDO) در طراحی مفهومی یک ماهواره بر سبک سوخت مایع

سید مجتبی هاشمی دولابی^{۱*}، حسین دارابی^۲ و جعفر روشنی‌یان^۳

۱، ۲ و ۳- دانشکده مهندسی هوافضا- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

*تهرانپارس، خیابان وفادار

mhashemi@dena.kntu.ac.ir

یکی از مهم‌ترین مسائلی که در حال حاضر در سطح محافل هوافضایی مطرح است و در کشور ما نیز از موضوعات به‌روز است، بحث بهینه‌سازی طراحی اجسام پرنده است. از آنجا که اجسام پرنده و به‌طور مثال ماهواره‌هایی که مورد بحث این پژوهش هستند، از چندین زیرسیستم با تأثیر متقابل بر یکدیگر تشکیل شده‌اند، برای انجام بهینه‌سازی طراحی آنها از ساختارهای مختلف بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی (MDO) استفاده می‌شود. در استفاده از روش‌های چند موضوعی برای بهینه‌سازی موضوعات کاری مختلف یکی از مسائل مهم که بسیار تأثیرگذار است، انتخاب الگوریتم بهینه‌سازی مناسب است. در این پژوهش، الگوریتم طراحی ماهواره بر سبک سوخت مایع در فاز طراحی مفهومی به روش همه در یک مرتبه (AAO) با در نظر گرفتن چهار موضوع سازه، آیرودینامیک، مسیر پرواز و پیش‌رانش با هدف کمینه‌سازی جرم لحظه برخاست مدل‌سازی شده و عملکرد الگوریتم‌های بهینه‌سازی گرادینانی (SQP) و تکاملی (GA) بر روی آن از نظر سرعت رسیدن به جواب با حل یک مسئله طراحی مورد بررسی قرار گرفته است و نتایج با روش طراحی سنتی (روش طراحی آماری) مورد مقایسه واقع شده است و نشان داده شده است که چنانچه از جواب طراحی آماری به‌عنوان نقطه شروع در بهینه‌سازی با الگوریتم گرادینانی استفاده شود، می‌توان به بهینه‌سازی رسید.

واژه‌های کلیدی: طراحی ماهواره‌بر، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، الگوریتم ژنتیک

فهرست علائم

H_A	ارتفاع اوج مدار		
H_p	ارتفاع حضیض مدار		
i	زاویه میل مدار	$A_{\tan k}$	سطح مقطع مخازن
I_{SPi}	ضربه ویژه موتور مرحله i ام	D_{eng}	قطر تقریبی موتور
L_{eng}	طول تقریبی موتور	F_{all}	مقاومت مجاز مواد مورد استفاده در ساخت مخزن
m_{0i}	جرم اولیه بلوک مرحله i ام	$f_{inert i}$	نسبت جرم سازه خشک به جرم کل بلوک مرحله i ام
M_{0i}	جرم اولیه مرحله i ام	$f_{\tan k}$	فشار سیستم (دمش) مخازن
M_0	جرم اولیه ماهواره‌بر		
m_{eng}	جرم تقریبی موتور		
m_G	جرم بخش هدایت و کنترل		
m_{Fi}	جرم نهایی بلوک مرحله i ام		

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. دانشجوی دکتری

۳. استاد

زیرموضوعاتی با اثرات متقابل تشکیل شده است. با توجه به این پیچیدگی و همبستگی زیاد بین موضوعات، چنانچه طراح هر موضوع، بدون توجه به سایر طراحان تصمیم‌گیری کند، مسلماً طرح به نتیجه مطلوبی نخواهد رسید، چون هر یک از طراحان زیرسیستم‌ها، سعی بر آن دارد تا به بهترین طرح در موضوع خاص خود دست یابد [۱]. با استفاده از طراحی چندموضوعی، طراحان دانش بیشتری به طرح پیدا کرده و آزادی عمل بیشتری برای تغییر و تنظیم آن دارند، از طرفی نیاز به رسیدن به طرحی کارآ و کم‌هزینه که از نظر عملکردی بهترین باشد، طراحان را به استفاده از قابلیت روش‌های بهینه‌سازی عددی و نگرش چندموضوعی وادار کرده است [۲].

این رویکرد جدید به سرعت با استقبال طراحان روبه‌رو شده و امروزه، علاوه بر صنایع هوافضا، در صنایع خودروسازی و الکترونیک نیز جایگاه ویژه‌ای پیدا کرده است. در دهه‌های اخیر، روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، به‌عنوان یک رشته مهندسی که بر توسعه روش‌های بهینه‌سازی و طراحی‌های نوین متمرکز است، برای سیستم‌های پیچیده به‌وجود آمده است. بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، حوزه وسیعی است که تمامی روش‌های بهینه‌سازی طراحی، تحلیل حساسیت، مفاهیم تقریبی، پردازش اطلاعات و راهبردها و روش‌های مدیریت راه، که در ساختار منسجم طراحی به موضوعات چندگانه و ارتباطات بین موضوعات می‌پردازد، در برگرفته است.

طراحی بهینه چندموضوعی

بهینه‌سازی سیستم‌های پیچیده مهندسی، همیشه جزء لاینفک طراحی بوده است. به دلیل ابعاد و پیچیدگی مسائل در طراحی سیستم‌های فضایی، که به نوبه خود از پیچیده‌ترین سیستم‌های مهندسی به‌شمار می‌آیند، یک سیستم کامل به زیرسیستم‌های مرتبط شکسته می‌شود. در گذشته و به‌طور سنتی این زیرسیستم‌ها با ابزارهای طراحی بومی توسعه داده می‌شدند و کدهای کامپیوتری این اجازه را به طراح می‌داد، تا نسبت به اجرای بهینه‌سازی در زیرسیستم‌ها به‌طور مستقل (تابع هدف و قیود مستقل و صرفاً مربوط همان موضوع اقدام کنند. متأسفانه این روش باعث ایجاد سیستم‌هایی می‌شد که اگرچه ممکن بود در آن تک تک زیرسیستم‌ها بهینه باشند، ولی بهینه‌سازی هدفی کلی در سطح سیستم قابل اجرا نبود [۳]. از طرفی با توجه به ضرورت طراحی سیستم‌های مدرن مهندسی و به‌خصوص سیستم‌های فضایی که به شدت پیچیده بودند، فرایند طراحی و بهینه‌سازی چنین سیستم‌های پیچیده‌ای، به مشکل جدی تبدیل شد و نهایتاً دانشمندان را به سمت تدوین روش‌های جدید طراحی یا همان روش‌های طراحی بهینه چندموضوعی سوق داد. اکنون بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یکی از

M_{Fi}	جرم نهایی مرحله آم
m_{fuel}	جرم سوخت
m_{ox}	جرم اکسیدکننده
m_{pi}	جرم پیشران مرحله آم
M_{pl}	جرم محموله (ماهواره)
m_{sti}	جرم پیشران سازه
m_T	جرم بخش‌های انتقالی
m_{tank}	جرم مخازن
\dot{m}_i	دبی جرمی
n_{0i}	نسبت پیشران به وزن اولیه هر مرحله آم
O/F	نسبت سوخت به اکسیدکننده
r	شعاع مدار دایره‌ای مورد نظر
R_E	شعاع زمین
t_{bi}	زمان سوزش مرحله آم
Th_i	تراست مرحله آم
t_{tank}	ضخامت جداره مخازن
V_{AV}	سرعت قابل حصول
V_C	اولین سرعت مداری (مدار دایره ایی)
V_{fuel}	حجم سوخت
V_F	سرعت نهایی
V_{Earth}	سرعت خطی ناشی از چرخش زمین
V_{ox}	حجم اکسیدکننده
V_{re}	سرعت مورد نیاز
V_{tank}	حجم مخازن
ΔV_i	فزایش سرعت قابل حصول مرحله آم
ϕ	عرض جغرافیای محل پرتاب
μ	ثابت جاذبه
μ_{Fi}	نسبت جرم نهایی به جرم اولیه مرحله آم
μ_{pi}	نسبت جرم محموله به جرم اولیه مرحله آم
μ_{pl}	نسبت جرم محموله (ماهواره) به جرم اولیه ماهواره بر
ρ_{mat}	جرم حجمی مواد مورد استفاده در ساخت مخزن
ρ_{fuel}	جرم حجمی سوخت
ρ_{ox}	جرم حجمی اکسیدکننده
ω_E	سرعت زاویه‌ای چرخش زمین

مقدمه

فرآیند طراحی پروژه‌های فضایی، متأثر از موضوعات مختلفی از جمله سازه، آیرودینامیک، مسیر و غیره است. در روند اجرای این فرآیند، ممکن است از نتایج حاصل از بررسی هر موضوع در موضوعات دیگر استفاده کرد، درحالی‌که موضوع مدنظر، خود از موضوعات مرتبط دیگر تأثیر می‌پذیرد، بنابراین تصمیم‌گیری درخصوص نتایج حاصل از هر موضوع به‌طور جدی به نتایج حاصل از بررسی سایر موضوعات بستگی دارد، در حالی‌که هر موضوع نیز از

روش همه در یک مرحله

با توجه به اینکه ساختار مورد استفاده در این پژوهش روش همه در یک مرحله است لذا در این بخش به معرفی آن پرداخته خواهد شد. این روش، یک روش تک سطحی بوده و نوع بهینه‌سازی در این روش به صورت طراحی و تحلیل همزمان (SAND-SAND) است، یعنی اینکه هم تحلیل کوپلینگ بین زیرسیستم‌ها و هم بهینه‌کردن آنها به صورت همزمان انجام می‌شود [۱۱]. این روش به عنوان روش جداسازی براساس بهینه‌ساز [۱۲] نیز شناخته می‌شود. این روش تمامی مسئله طراحی چندموضوعی را، به صورت مسئله بهینه‌سازی در نظر می‌گیرد که باید به طور همزمان حل شوند. در این روش هر بلوک تحلیلی به صورت موازی اجرا می‌شود. ایده اصلی روش همه در یک مرحله، بر این اساس است که تکرارها نباید برای تعیین طراحی قابل قبول، هنگامی که تکرار طراحی جاری با مقدار بهینه بسیار فاصله دارد، به هدر روند. این مسئله با تبدیل معادلات تحلیل سیستم به قیود تساوی، و با در نظر گرفتن متغیرهای طراحی سیستم و خروجی موضوعات (متغیرهای رفتار) به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی، صورت می‌پذیرد. در روش همه در یک مرحله، هیچ کوپلینگ صریحی بین تحلیل‌ها وجود ندارد. در عوض، بهینه‌ساز با وارد کردن قیود بر روی متغیرهای خروجی و ورودی باعث ایجاد کوپلینگ می‌شود. شکل (۳) شماتیک یک سیستم کوپله از نوع روش همه در یک مرحله را نشان می‌دهد، نحوه فرمول‌بندی این روش نیز به شرح زیر است [۱۳]:

Find :

$$x_1, x_2, y_{12}, y_{21}^*$$

Minimize :

$$f(f_1(x_1, y_{21}^*), f_2(x_2, y_{12}^*))$$

Satisfy :

$$g_1(x_1, y_{21}^*) \leq 0$$

$$g_2(x_2, y_{12}^*) \leq 0$$

$$y_{12}(x_1, y_{21}^*) = y_{12}^*$$

$$y_{21}(x_2, y_{12}^*) = y_{21}^*$$

(۲)

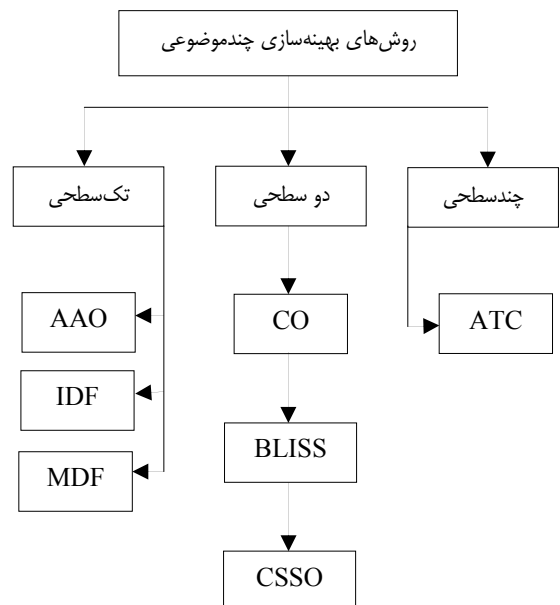
مراحل اجرای کار

در ادامه با استفاده از روش بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی همه در یک مرحله، که در بین روش‌های طراحی چند موضوعی به روش سنتی مشهور است، فرآیند طراحی مفهومی یک ماهواره بر سوخت مایع را با استفاده از اطلاعات حاصل از خروجی نرم‌افزار شبیه‌سازی دو درجه و نیز اطلاعات آماری به شرح زیر انجام خواهیم داد.

داده شده و در سال ۱۹۹۸ معرفی شد.

- چهارچوب بهینه‌سازی سیستم یکپارچه دو سطحی (BLISS)^{۱۹} نیز در مرکز لنگلی توسط سایبسیکی (مرجع ۲۱) و همکارانش توسعه داده شده در سال ۱۹۹۸ معرفی شد.
- تنها چهارچوب بهینه‌سازی چندسطحی تدوین شده (ATC)^{۲۰} است، که در سال ۲۰۰۱ توسط کیم (مرجع ۲۲) در دانشگاه مشیگان توسعه داده شد و در صنایع خودرو سازی کاربرد دارد. باید دقت داشت که با هر یک از این روش‌ها مانند روش‌های بهینه‌سازی می‌توان یکسری از مسائل را حل کرد، لذا باید نسبت به همه روش‌های بهینه‌سازی چندموضوعی شناخت لازم را کسب کرد تا بتوان متناسب با مسئله مدنظر از آنها استفاده کرد. همچنین لازم به ذکر است که هر یک از این روش‌ها پس از معرفی موضوع تحقیقات گوناگون در رابطه با بررسی مزایا و معایب، حوزه‌های کاربرد، ارائه راهکارها در رابطه با بهبود عملکرد و غیره بوده‌اند که بررسی این موارد خارج از موضوع این مقاله است.

یکی از معیارهای دیگر دسته‌بندی روش‌های طراحی بهینه چندموضوعی، معیار SAND^{۲۱} و NAND^{۲۲} است، که به ترتیب عبارتند از طراحی و تحلیل به صورت همزمان، و طراحی و تحلیل به صورت دپارتمانی، (تو در تو). انواع روش‌های بهینه‌سازی چندموضوعی در شکل (۲) ارائه شده است.



شکل ۲- انواع روش‌های بهینه‌سازی

19. Bi_level Integrated System Synthesis
20. Analytical Target Cascading
21. Simultanus Analysis and Design
22. Nested Analysis and Design

۱- وابستگی شدید به جامعه آماری: هر چه جامعه آماری غنی‌تر و مشابهت آن با مأموریت مورد نظر بیشتر باشد، دقت جواب بهتر خواهد بود، در صورتی که معمولاً اینگونه نیست.

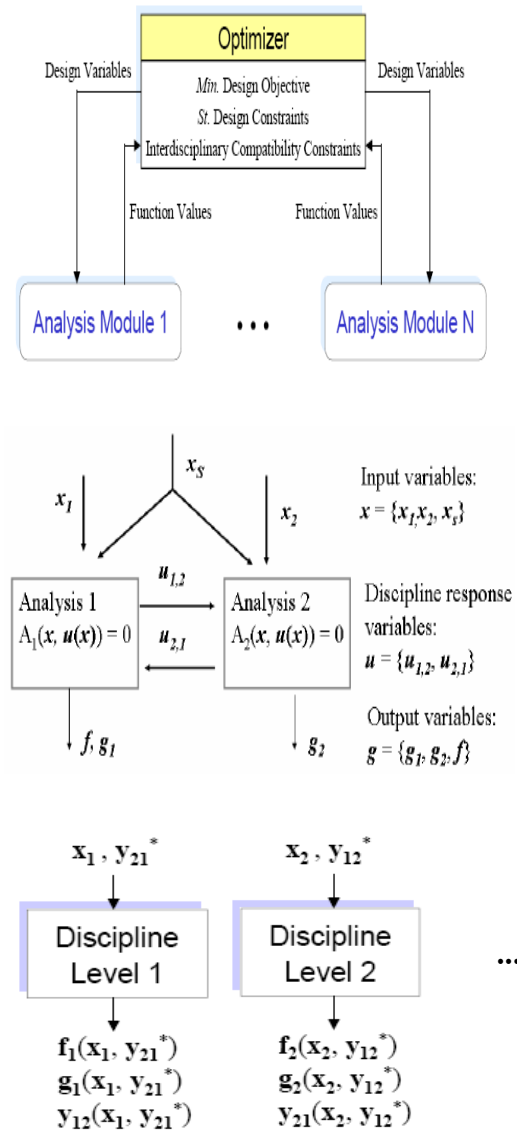
۲- وابستگی شدید به انتخاب پارامترهای طراحی: روش فوق شدیداً وابسته به انتخاب پارامترهای طراحی توسط فرد طراح است و اصولاً منجر به یک طرح بهینه نمی‌شود. با این وجود این روش با دقتی در حدود ۲۰٪ [۱]، روشی بسیار کارآمد برای رسیدن به یک تخمین اولیه برای استفاده در طراحی بهینه‌ی ماهواره‌بر است. از طرف دیگر روش‌هایی که در حال حاضر برای انجام طراحی بهینه‌ی ماهواره‌برها به‌عنوان سیستم‌های بزرگ و پیچیده در دو دهه گذشته مدنظر بوده است، مبتنی بر ساختارهای طراحی بهینه چندموضوعی هستند. این ساختارها اگرچه کارایی مؤثر خود را به‌طور کلی به اثبات رسانده‌اند، ولی تحقیقات بر روی مباحثی نظیر: کدام ساختار برای طراحی ماهواره‌بر مناسب‌تر است؟، روش‌های کاهش زمان رسیدن به جواب و در نتیجه کاهش هزینه محاسبات کدام است؟ و... همچنان ادامه دارد.

در رابطه با کارهای انجام شده در زمینه طراحی مفهومی بهینه‌ی یک ماهواره‌بر می‌توان به موارد زیر اشاره کرد. مقایسه‌ای کامل از نظر عملکرد ساختارهای مختلف بهینه‌سازی چندموضوعی، شامل (BLISS)، (Co) و (MCO)، با (AAO)، در طراحی ماهواره چندبار مصرف در مرجع [۳] انجام شده است. مروری کامل بر روی طراحی مفهومی ماهواره‌بر در مرجع [۱۵] ارائه شده است. طراحی مفهومی یک ماهواره‌بر دو مرحله‌ای به‌منظور به‌دست‌آوردن حداقل وزن خشک با بهینه‌سازی مسیر حرکت در مرجع [۱۶] آورده شده است. بهینه‌سازی طراحی ماهواره‌بر سوخت مایع با بهینه‌سازی مسیر و پروفیل نازل موتور با هدف حداقل جرم لحظه برخاست در مرجع [۱۷] مورد بحث واقع شده است.

در این پژوهش، ابتدا طراحی ماهواره‌بر دو مرحله‌ای سوخت مایع با مأموریت قراردادن محموله ۲۰۰۰ کیلوگرم در مدار دایروی ۲۰۰ کیلومتر با زاویه ۵۵ درجه به روش طراحی آماری انجام شده است. سپس با استفاده از شبیه‌سازی دو درجه صحنه‌گذاری شده و در نهایت با روش همه در یک مرحله، طراحی مدنظر بهینه شده و عملکرد الگوریتم‌های گرادیانی و تکاملی در این بهینه‌سازی طراحی مورد بررسی قرار گرفته است.

طراحی به روش آماری

در این الگوریتم با داشتن پنج ورودی $M_{PL}, \varphi, H_A, H_p, i$ که از تعریف مسئله (مأموریت فضایی) تعیین می‌شوند، و چهار پارامتر جرمی- انرژی‌تیکی $\mu_{PLi}, \mu_{Fi}, n_{0i}, I_{SPi}$ که از اطلاعات آماری حاصل



شکل ۳- شماتیک ساختار و فرمول‌بندی روش همه در یک مرحله [۱۳]

روش طراحی سنتی، که برای طراحی مفهومی ماهواره‌برهای سوخت مایع چندمرحله‌ای استفاده می‌شود، بر مبنای به‌کارگیری اطلاعات آماری از محصولات توسعه‌داده شده قبلی استوار است. در این روش با ایجاد جامعه‌ای آماری از ماهواره‌برهایی که مأموریت و تعداد مراحل آن حدوداً مشابه با مأموریت و تعداد مراحل ماهواره‌بر موردنظر است، محدوده تغییرات برای پارامترهای اصلی طراحی به‌دست می‌آید؛ سپس با انتخاب مقادیری در این بازه تعیین‌شده برای پارامترهای اصلی به‌صورت سعی و خطا، مقادیر جرمی جسم پرنده، نظیر جرم مراحل، جرم پیشران و جرم سازه خشک، و نیز مقادیر پارامترهای سیستم پیشران نظیر پیشران، ایمپالس، دبی پیشران و زمان کارکرد و نیز ابعاد ماهواره‌بر محاسبه می‌شوند. مشکلات این روش عبارتند از:

$$m_{Fi} = m_{0i} - m_{pi}$$

که در آن، m_{prop} جرم پیشران هر بلوک است. همچنین نسبت جرم نهایی به جرم اولیه به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mu_{Fi} = \frac{M_{Fi}}{M_{0i}} \quad (7)$$

با جایگذاری رابطه (۶) در رابطه (۷) عبارت زیر حاصل خواهد شد:

$$\mu_{Fi} = \frac{m_{Fi} + M_{0i+1}}{M_{0i}} = \frac{m_{Fi}}{M_{0i}} + \frac{M_{0i+1}}{M_{0i}} \quad (8)$$

عبارت دوم سمت راست معادله (۸)، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mu_{pli} = \frac{M_{0i+1}}{M_{0i}} \quad (9)$$

μ_{pli} در رابطه بالا نسبت جرم محموله مراحل است. بنابراین نسبت جرم محموله کل به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mu_{pl} = \frac{m_{pl}}{M_0}$$

همچنین رابطه (۹) را می‌توان به صورت زیر بسط داد:

$$\mu_{pl} = \frac{m_{pl}}{M_0} = \frac{M_{02}}{M_{01}} \frac{M_{03}}{M_{02}} \frac{M_{04}}{M_{03}} \dots \frac{M_{0n}}{M_{0n-1}} \frac{m_{pl}}{M_{0n}} \quad (10)$$

شرط صحت طراحی آن است که سرعت نهایی از سرعت قابل حصول (مورد نیاز) کمتر باشد، یعنی $V_F < V_{re}$. روابط زیر بیانگر چگونگی محاسبه این سرعت‌ها هستند:

$$V_C = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (11)$$

$$V_{Earth} = R_E \omega_E \cos \phi \quad (12)$$

$$V_F = \sqrt{|V_C|^2 + |V_{Earth}|^2 - 2|V_C||V_{Earth}|\cos i} \quad (13)$$

$$V_{Av} = -g_0 \sum_{i=1}^N I_{SPi} \text{Ln} \mu_{Fi} \quad (14)$$

$$\Delta V_{Loss} = 25\% V_{Av} \quad (15)$$

$$V_{re} = V_{Av} - \Delta V_{Loss} \quad (16)$$

در این الگوریتم چنانچه شرط فوق برقرار نشود، با تغییر μ_{Fi} و ثابت نگهداشتن سه پارامتر جرمی-انرژی دیگر، حلقه طراحی آنقدر تکرار شده تا شرط فوق ارضاء شود.

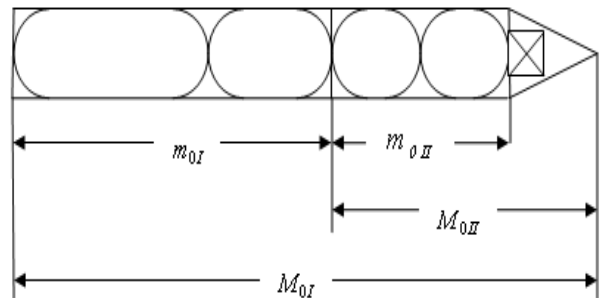
سپس با استفاده از نسبت پیشران به وزن اولیه هر مرحله که طبق رابطه زیر بیان می‌شود، می‌توان پیشران مراحل را محاسبه کرد:

$$n_{0i} = \frac{Th_i}{M_{0i}} \quad (17)$$

زمان سوزش هر مرحله نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

می‌شوند فرآیند طراحی آغاز شده و با محاسبه پارامترهای طراحی مقادیر سرعت نهایی قابل دستیابی، جرم سازه و پیشران مراحل، پیشران موتور و زمان کارکرد مراحل که تعیین‌کننده طرح کلی موشک هستند معین می‌شود.

از اولین و اساسی‌ترین مباحث در طراحی جسم پرنده، درک تفاوت بین مفهوم مرحله و بلوک موشک است. بلوک موشک، به آن بخش از موشک گفته می‌شود که پس از اتمام مأموریت از موشک جدا می‌شود و موجب افزایش سرعت آن می‌شود. اما مرحله موشک، به مجموع بلوک‌های موشک و محموله آن، گفته می‌شود که با کاهش جرم موجب افزایش سرعت موشک می‌گردد. در شکل (۴) تفاوت مرحله و بلوک موشک برای یک ماهواره‌بر دو مرحله‌ای نشان داده شده است.



شکل ۴- نمایش شماتیک مرحله و بلوک موشکی

در این شکل، m_{0II} ، m_{0I} به ترتیب جرم بلوک اول و دوم موشک و M_{0II} ، M_{0I} به ترتیب جرم مراحل اول و دوم موشک را نشان می‌دهند.

جرم اولیه ماهواره‌بر (M_0) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$M_0 = m_{sum} + m_{pl} \quad (3)$$

که در رابطه بالا m_{pl} جرم محموله و m_{sum} مجموع جرم بلوک‌های موشک است و به صورت زیر بیان می‌شود:

$$m_{sum} = \sum_{i=1}^N m_{0i} \quad (4)$$

در رابطه (۴)، m_{0i} ها جرم بلوک‌های موشک و N تعداد مراحل ماهواره‌بر است. بنابراین جرم اولیه هر مرحله از موشک را به صورت زیر می‌توان بیان کرد:

$$M_{0i} = m_{0i} + M_{0i+1} \quad (5)$$

جرم نهایی هر مرحله از موشک نیز به کمک رابطه زیر بیان می‌شود:

$$M_{Fi} = m_{Fi} + M_{0i+1} \quad (6)$$

در رابطه فوق m_{Fi} به صورت زیر تعریف می‌شود:

محاسبه جرم پیشران:

$$m_p = \frac{m_{pl} \left(\exp \left(\frac{\Delta V}{I_{sp} g_o} \right) - 1 \right) (1 - f_{inert})}{1 - f_{inert} \exp \left(\frac{\Delta V}{I_{sp} g_o} \right)} \quad (24)$$

که در آن f_{inert} نسبت جرم سازه خشک به جرم کل بلوک هر مرحله است.

نحوه محاسبه جرم و حجم مؤلفه‌های سوخت و اکسیدکننده عبارتند از:

$$m_{fuel} = \frac{m_p}{1 + O/F}$$

$$m_{ox} = m_p \frac{O/F}{1 + O/F} \quad (25)$$

$$V_{fuel} = \frac{m_{fuel}}{\rho_{fuel}}$$

$$V_{ox} = \frac{m_{ox}}{\rho_{ox}}$$

برای محاسبه فشار سیستم (دمش) مخازن داریم:

$$f_{tank} = [10^{-0.1068} \log(V_{tank} - 0.2588)] \times 10^6 \quad (26)$$

و نیز با فرض استوانه‌ای بودن مخازن جرم مخازن به صورت رابطه (۲۷) محاسبه می‌شود:

$$V_{tank} = \pi r_{tank}^2 L_{tank}$$

$$A_{tank} = 2\pi r_{tank} L_{tank}$$

$$t_{tank} = \frac{p_{tank} r}{F_{all}} \quad (27)$$

$$m_{tank} = A_{tank} t_{tamp} \rho_{mat}$$

که در آن F_{all} و ρ_{mat} به ترتیب مقدار مقاومت مجاز و جرم حجمی مواد مورد استفاده در ساخت مخزن است. جرم سازه خشک بلوک مراحل:

$$m_{st} = m_{tank-fuel} + m_{tank-ox} + m_{eng} + m_G + m_T \quad (28)$$

که در آن m_{eng} ، m_G و m_T به ترتیب جرم موتور، جرم بخش هدایت و کنترل و جرم بخش‌های انتقالی هستند.

مدل پیشران

روابط اصلی پیشران همان روابط (۱۷) تا (۲۱) هستند. سایر روابط لازم عبارتند از:

جرم تقریبی موتور:

$$t_{bi} = \frac{I_{SPi} (1 - \mu_{Fi})}{n_{0i}} \quad (18)$$

و در نهایت جرم پیشران، سازه و دبی جرمی هر مرحله به ترتیب از روابط زیر محاسبه می‌شوند.

$$m_{pi} = M_{0i} \times (1 - \mu_{Fi}) \quad (19)$$

$$m_{sti} = \mu_{Fi} \times M_{0i} - M_{0i+1} \quad (20)$$

$$\dot{m}_i = \frac{Th_i}{I_{SPi}} \quad (21)$$

طراحی بهینه به روش همه در یک مرحله

طراحی بهینه با هدف به دست آوردن حداقل جرم زمان پرتاب M_{0i} انجام می‌شود. در این کار از الگوریتم‌های بهینه‌ساز (SQP) و (GA) نرم‌افزار متلب استفاده شده است. فرمت فرمول‌سازی استاندارد بهینه‌سازی به‌طور کلی به صورت زیر خواهد بود:

$$\min: f_{(x)} = f(x) \quad (22)$$

$$s.t.: g_{i(x)}$$

همان‌طور که ذکر شد، در این مسئله تابع هدف $f(x)$ برابر جرم لحظه برخاست M_{0i} است. قیود مسئله عبارتند از: (۱) رسیدن سرعت نهایی به سرعت مداری مورد نیاز (۲) کمتر بودن حداکثر شتاب حرکت از مقدار ۵ جی، (۳) قرار گرفتن نسبت طول بر ماکزیمم قطر در محدوده مجاز ۶ تا ۱۰ (۴) قرار گرفتن نسبت پیشران به وزن در محدوده مجاز ۱/۲ تا ۱/۷ برای مرحله اول و ۰/۷ تا ۰/۹ برای مرحله دوم.

متغیرهای طراحی در این فرآیند عبارتند از: I_{sp} (ضریب ویژه مراحل)، f_{inert} (نسبت جرم سازه خشک به جرم کل بلوک هر مرحله)، ΔV (افزایش سرعت قابل حصول هر مرحله)، d (قطر مراحل)، no (نسبت تراست به وزن مراحل)، Th (تراست مراحل)، t (زمان کارکرد مراحل).

در این فرآیند بهینه‌سازی موضوعات جرم، پیشران و مسیر حرکت و آیرودینامیک مورد استفاده قرار گرفته‌اند که فرمول‌بندی مرتبط به شرح زیر است.

مدل جرمی

رابطه کلی جرم در اینجا نیز همان رابطه (۳) است، که به صورت زیر بسط داده شده است:

$$M_0 = M_{0i} = (m_{p1} + m_{st1}) + (m_{p2} + m_{st2}) + m_{pl} \quad (23)$$

روش‌های بهینه‌سازی استفاده‌شده

بر اساس آنچه ذکر شد، مسئله بهینه‌سازی به صورت زیر مدل شد:

$$\begin{aligned} \min f(x) &= (m_{prop1} + m_{st1}) + (m_{prop2} + m_{st2}) + m_{pay} \\ \text{S.T.} \quad & 6 < L/d < 10 \\ & \Delta V_1 + \Delta V_2 \geq V_{re} \\ & a_{max} \leq 5g \\ & D_{eng1} \leq d_1 \\ & D_{eng2} \leq d_2 \end{aligned} \quad (33)$$

برای حل چنین مسئله‌ای دقت جواب، سرعت همگراشدن، و نیز اطمینان از سراسری بودن جواب و عدم گیرافتادن در بهینه محلی بسیار مهم است و در نتیجه آن انتخاب نوع الگوریتم بهینه‌سازی حائز اهمیت است. الگوریتم‌های بهینه‌سازی به‌طور کلی به دو دسته روش‌های گرادیانی‌ها و روش‌های تکاملی دسته‌بندی می‌شوند. روش‌های گرادیانی مزیت سرعت و دقت بالا دارند، ولی عیب آنها این است که در مسائل دارای چندین نقطه اکسترمم، نزدیک‌ترین جواب را به نقطه شروع انتخاب‌شده به دست می‌دهند. به عبارت دیگر جواب این روش‌ها بهینه‌ای محلی است که لزوماً بر بهینه سراسری منطبق نیست. اما روش‌های تکاملی که به روش‌های جستجوی سراسری نیز مشهور هستند، جوابی در محدوده بهینه سراسری به دست می‌دهند ولی با دقت پایین. عیب دیگر این روش‌ها سرعت بسیار پایین و شدیداً زمان‌بر بودن آنهاست، به طوری که زمان همگرایی آنها در مقایسه با روش‌های دسته اول در حد چند ده برابر است.

روش‌هایی که در مقالات و کتب بهینه‌سازی برای تأمین دقت، افزایش سرعت و اطمینان از سراسری بودن مطرح هستند عبارتند از [۱۴]:

۱. استفاده از ترکیب یک الگوریتم جستجوی سراسری با یک الگوریتم بهینه‌ساز گرادیانی. در این شیوه، ابتدا با استفاده از یک الگوریتم جستجوی سراسری محدوده جواب بهینه سراسری را به دست می‌آوریم، سپس با استفاده از این جواب به عنوان نقطه شروع الگوریتم گرادیانی، دقت جواب را افزایش می‌دهیم. در این شیوه اطمینان از سراسری بودن و دقیق بودن جواب حاصل می‌شود، ولی مشکل سرعت به دلیل استفاده از الگوریتم تکاملی همچنان باقی می‌ماند.
۲. تکرار انجام محاسبات با استفاده از یک الگوریتم گرادیانی در چندین نقطه شروع مختلف در فضای محدوده جواب. همان‌طور که ذکر شد در روش‌های گرادیانی دقت جواب و سرعت همگرایی بسیار خوب و چنانچه به نحوی از سراسری بودن جواب اطمینان حاصل شود، هدف حاصل شده است. برای این منظور چنانچه به طریقی نقطه شروع در

$$m_{eng} = \frac{Th}{g_o (25.2 \text{Log}(Th) - 80.7)} \quad (29)$$

طول تقریبی موتور:

$$L_{eng} = 0.00003042 Th + 327.7 \quad (30)$$

قطر تقریبی موتور:

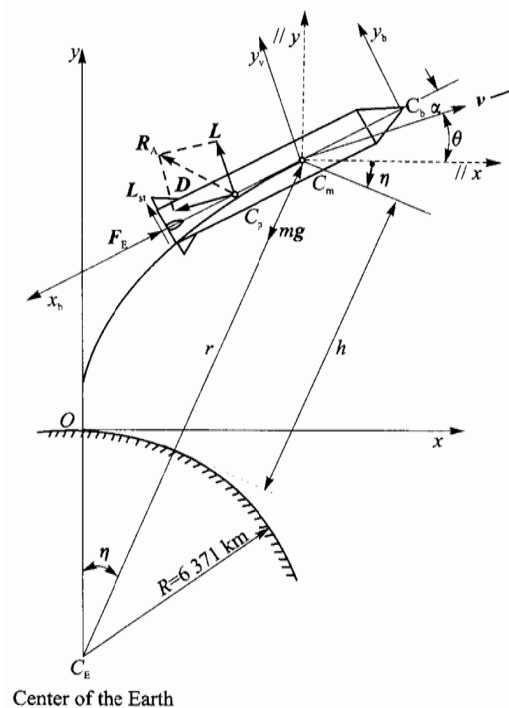
$$D_{eng} = 0.00002359 Th + 181.3 \quad (31)$$

مدل مسیر حرکت

برای تحلیل مسیر حرکت یک شبیه‌سازی ۲ درجه آزادی برای ساختار ماهواره بر ۲ مرحله‌ای سری با استفاده از روابط زیر و بر اساس شکل (۵) تهیه شده است.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin v \\ \dot{v} &= \frac{T \sin \alpha + L}{mV} - g \cos v + \frac{V}{R_e + h} \cos v \\ \dot{h} &= v \sin v \\ \dot{i} &= \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right) v \cos v \\ \alpha &= \eta + \varphi - v \\ \eta &= \frac{L}{R_e} \end{aligned} \quad (32)$$

این شبیه‌سازی شامل یک مدل ساده آیرودینامیک است و از خروجی‌های مهم آن ارتفاع، سرعت و شتاب در حین حرکت است.



شکل ۵- نیروهای وارد بر ماهواره بر در حین پرواز [۴]

جدول ۲- نتایج بهینه‌سازی با روش‌های مختلف (ادامه)

متغیر	واحد	روش آماری	SQP	GA	GA+SQP
I_{SPI}	S	۲۶۴	۲۶۴	۲۶۳.۹۶	۲۶۴
I_{SPII}	S	۳۵۲	۳۵۲	۳۵۱.۹۶	۳۵۲
\dot{m}_I	Kg/s	۵۵۲.۸۳	۴۹۲.۹۹۲	۵۱۸.۶۳۹	۴۹۲.۹۹۲
\dot{m}_{II}	Kg/s	۴۵.۴۵۵	۵۳.۸۹۵	۴۹.۵۹۹	۵۳.۸۹۵
t_{bI}	S	۱۴۷.۱۵	۱۴۵.۸۱۴	۱۵۱.۹۱۵	۱۴۵.۸۱۴
t_{bII}	S	۳۷۲.۱۱	۳۷۹.۰۳۴	۳۷۴.۷۴۳	۳۷۹.۰۳۴
d_I	M	۳	۳.۱۱	۳	۳.۰۲
d_{II}	M	۲	۲.۱۱	۱.۹۵	۱.۹۸
ΔV_I	m/s	۲۳۲۰	۲۱۰۰	۲۲۰۱.۰۶	۲۱۰۰
ΔV_{II}	m/s	۵۳۲۱	۵۴۰۰	۵۳۰۱.۴۹	۵۴۰۰
$(Th/w)_I$	--	۱.۳	۱.۳	۱.۳	۱.۳
$(Th/w)_{II}$	--	۰.۸	۰.۸	۰.۸	۰.۸
L	M	۲۸.۸۶	۲۸.۳۵۸	۳۰.۹۳۱	۳۰.۲۲
زمان اجرا	S	-	۰.۸۱۷	۴۶۰.۴۳۴	۴۶۹.۶۸۱

محدوده جواب سراسری انتخاب شود مسئله حل شده است، ولی معمولاً چنین مسئله‌ای ممکن نیست. لذا روشی که پیشنهاد می‌شود تکرار محاسبات با چندین نقطه در مکان‌های مختلف محدوده متغیرها و انتخاب کم‌ترین مقدار حاصل به‌عنوان جواب است. این شیوه می‌تواند موجب فرار از گرفتارشدن در بهینه محلی شود و مشکل سرعت و دقت را نیز ندارد، ولی دارای این محدودیت است که چنانچه بخواهیم در رابطه با سراسری بودن به اطمینان برسیم؛ اولاً باید محدوده متغیرها را به‌طور دقیق بدانیم و ثانیاً باید این تکرارها را با تعداد زیاد انجام دهیم. همان‌طور که مشاهده می‌شود اگرچه دو شیوه فوق در حالت عمومی شیوه‌های مؤثری هستند، ولی اگر بتوان برای مسئله مورد نظر به‌طور خاص منطقه بهینه سراسری را تشخیص داد، می‌توان با استفاده از یک الگوریتم گرادیانی با دقت زیاد و در زمان اندک به جواب سراسری رسید که بسیار موثرتر است. در این کار به دنبال چنین رویکردی هستیم.

این مسئله با الگوریتم‌های گرادیانی (SQP) و تکاملی (GA) و نیز از طریق هیبرید (ترکیب) این دو روش با هم در نرم‌افزار متلب حل شد و نتایج در جدول (۲) ارائه شده است. برای الگوریتم گرادیانی مقادیر به‌دست آمده از روش آماری به‌عنوان نقطه شروع در نظر گرفته شد. الگوریتم تکاملی نیز با تنظیمات جدول (۱) اجرا شد.

جدول ۱- پارامترهای تنظیم الگوریتم GA

Mode/variable	Value
Number of Generation	200
Population size	80
Selection	Roulete
Crossover	Towpoint , $p_c=0.8$
Mutation	Uniform, $P_m=0.026$
Scalino	Rank
Elitism	True

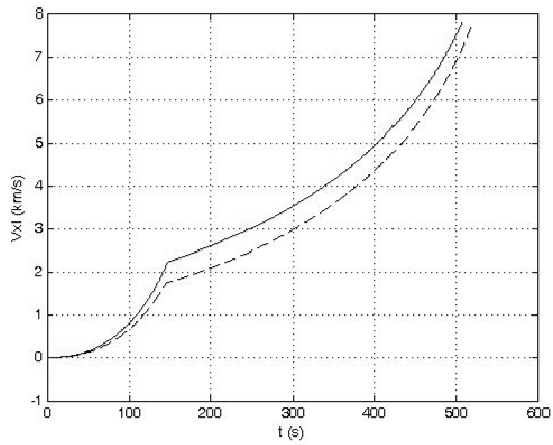
جدول ۲- نتایج بهینه‌سازی با روش‌های مختلف

متغیر	واحد	روش آماری	SQP	GA	GA+SQP
M_{OI}	Kg	۱۰۸۱۱۰	۱۰۰۷۹۰	۱۰۶۰۵۰	۱۰۰۷۹۰
M_{OII}	Kg	۲۰۰۰۰	۲۳۸۴۲	۲۱۹۰۵	۲۳۸۴۲
m_{propI}	Kg	۸۱۳۴۹	۷۱۸۸۵	۷۷۷۸۹	۷۱۸۸۵
m_{propII}	Kg	۱۶۹۱۴	۲۰۴۲۸	۱۸۵۸۷	۲۰۴۲۸
Th_I	Kgf	۱۴۹۵۰	۱۳۰۱۵۰	۱۳۶۹۰	۱۳۰۱۵۰
Th_{II}	Kgf	۱۶۰۰۰	۱۸۹۷۱	۱۷۴۵۷	۱۸۹۷۱

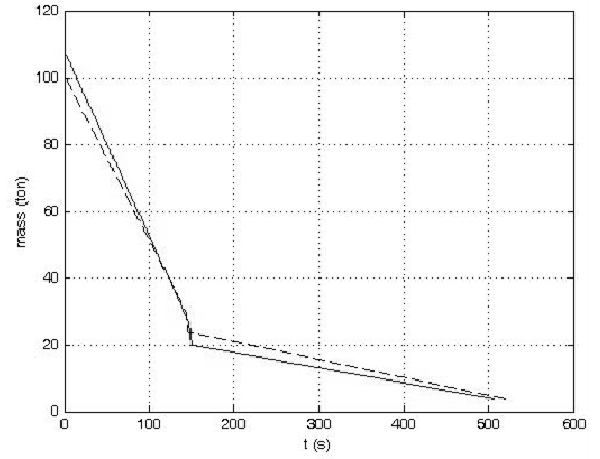
اگر در مقادیر به‌دست آمده برای جرم کل به عنوان تابع هدف دقت شود دیده می‌شود که هر دو روش گرادیانی و تکاملی نسبت به طراحی آماری بهبود دارند. مشاهده می‌شود اگرچه مقدار این دو نزدیک به هم است ولی همان‌طور که انتظار داشتیم نباید بر هم منطبق باشند. برای بررسی محلی‌نبودن جواب به‌دست‌آمده از الگوریتم گرادیانی و نیز افزایش دقت الگوریتم تکاملی، ترکیب الگوریتم تکاملی با گرادیانی نیز مورد استفاده قرار گرفت. مشاهده می‌شود که نتایج در این حالت دقیقاً با نتایج گرادیانی با نقطه شروع به‌دست آمده از طراحی آماری منطبق شده است.

به‌منظور بررسی رفتار ماهواره‌بر و اینکه با این کاهش جرم آیا قادر به انجام مأموریت است یا خیر، نتایج خروجی شبیه‌سازی نیز در نمودارهای شکل‌های (۶) تا (۱۲) ارائه شده‌اند. شایان ذکر است که خطوط توپر مربوط به روش آماری و خطوط خط‌چین مربوط به روش بهینه‌سازی با الگوریتم گرادیانی است.

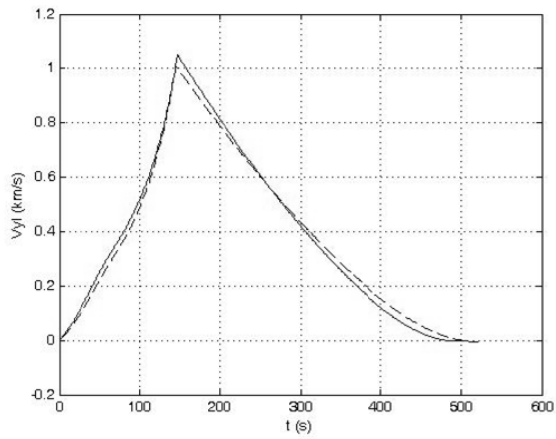
اگر در مقادیر جدول (۲) توجه شود دیده می‌شود که بهینه‌سازی انجام‌شده از طریق کاهش زمان کارکرد مرحله ۱ و افزایش زمان کارکرد مرحله ۲، جرم کل بیش از ۷ تن کاهش یافته است. اما نمودارهای ارتفاع و سرعت نشان می‌دهند که مأموریت تحقق‌پذیر است. نمودار شتاب نیز نشان‌دهنده آن است که شرط حد مجاز شتاب نیز رعایت شده است.



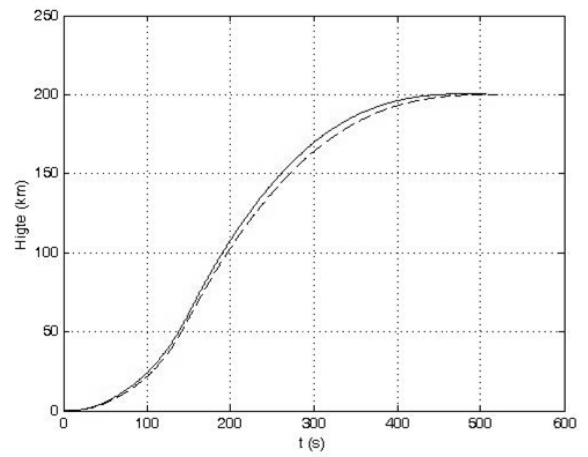
شکل ۹- نمودار تغییرات سرعت ماهواره بر در راستای X در حین پرواز



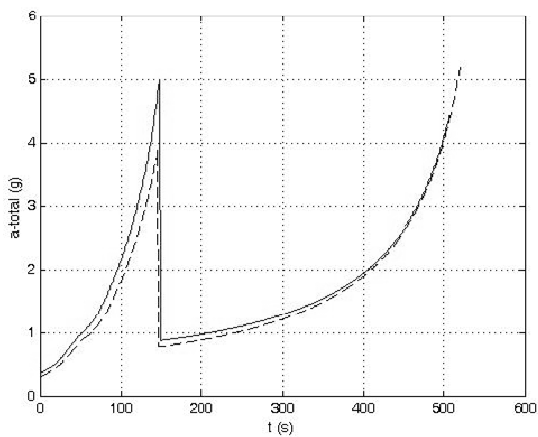
شکل ۶- نمودار تغییرات جرم ماهواره بر در حین پرواز



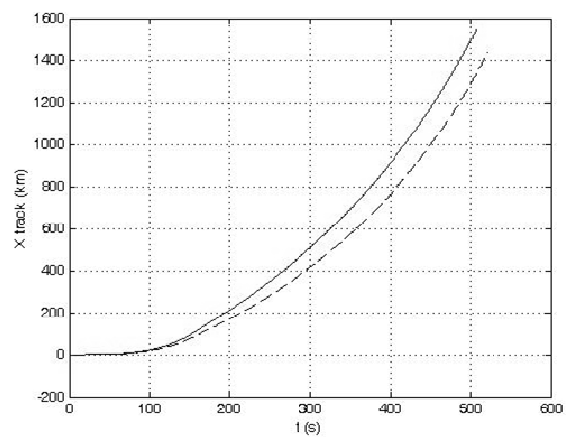
شکل ۱۰- نمودار تغییرات سرعت ماهواره بر در راستای Y در حین پرواز



شکل ۷- نمودار تغییرات ارتفاع ماهواره بر در حین پرواز



شکل ۱۱- شتاب کل وارد بر ماهواره بر در حین پرواز

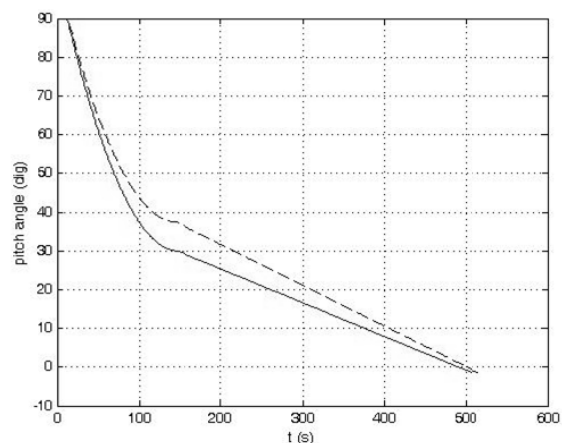


شکل ۸- نمودار جابه‌جایی طولی ماهواره بر در حین پرواز

۳- با استفاده از روش بهینه‌سازی مورد استفاده تنها با تغییر و بهینه‌کردن زمان سوزش مراحل و در نتیجه آن جرم پیشران می‌توان جرم کل ماهواره‌بر را تا حدود ۷٪ کاهش داد. البته باید توجه داشت که تغییرات جرم موجب تغییرات پیشران مراحل و در نتیجه در شرایط عدم تغییر مقادیر ایمپالس موتور موجب تغییر دبی پیشران مصرفی و در نتیجه تغییراتی در تنظیمات موتور مراحل خواهد شد.

مراجع

- [1] Tedford, N. P. and Martins, J. R. R. A., "Benchmarking Multidisciplinary Design Optimization Algorithms," *Optimization and Engineering*, Vol. 11, No.1, DOI: 10.1007/s11081-009-9082-6, 2010, Springer, pp. 159-183.
- [2] Hanbing, S., Liangxian, G. and Chunlin, G., "A Potential Method in the Design of Reusable Launch Vehicle," *Aerospace Engineering Department, NWPU*, 2002.
- [3] Brown, N., *Evaluation of Multidisciplinary Optimization (MDO) Techniques Applied to a Reusable Launch Vehicle*, AE 8900 Special Project Report, School of Aerospace Engineering, Space Systems Design Laboratory, Georgia Institute of Technology, Atlanta, April 29, 2004.
- [4] Karimi, H. and Hashemi Doulabi, S. M., *Ballistic Missiles and Launch Vehicles Design*, Jahat Press, 2006, pp. 60-162, (In Persian).
- [5] Balling, R. J. and Sobieszczanski-Sobieski, J., "An Algorithm for Solving the System-level Problem in Multilevel Optimization," *AIAA*, Paper, No. 94-4333, 1994.
- [6] AIAA Technical Committee On Multidisciplinary Design Optimization (MDO), *White Paper on Current State of the Art*, 1991, Available: [on line], Url: http://Endo.Sandia.Gov/Aiaa_Mdotc/Sponsored/Aiaa_Paper.html.
- [7] Cramer, E. J., et al., "Problem Formulation for Multidisciplinary Optimization," *SIAM Journal on Optimization*, Vol. 4, 1994, pp. 754-776.
- [8] Alexandrov, N. M., Lewis, R. M., "Comparative Properties of Collaborative Optimization and Other Approaches to MDO," Technical Report, in *Engineering Design Optimization*, MCB University Press, 1999.
- [9] Zang, T. A. and Green, L. L., "Multidisciplinary Design Optimization Techniques: Implications and Opportunities for Fluid Dynamics Research," *30th AIAA Fluid Dynamics Conference Norfolk, VA*, AIAA Paper, No.99-3798, 1999.
- [10] Balling, R. J., Sobieszczanski-Sobieski, J., "Optimization of Coupled Systems: a Critical Overview of Approaches," Technical Report, *NASA Langley Research Center Hampton, VA 23681-0001, Operated by Universities Space Research Association*, 1994.
- [11] Arora, S. and Wang, Q., "Review of Formulations for Structural and Mechanical System Optimization," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 30, No. 4, 2005, pp. 251-272.



شکل ۱۲- نمودار تغییرات زاویه پیچ ماهواره‌بر در حین پرواز

جمع‌بندی

با توجه به نتایج ارائه‌شده در جدول (۲) می‌توان موارد زیر را نتیجه‌گیری کرد:

- ۱- نتایج روش تکاملی به روش گرادینانی بسیار نزدیک است و با ترکیب کردن روش تکاملی با روش گرادینانی جواب‌ها به روش گرادینانی منطبق می‌شوند (به غیر از پارامترهای مربوط به ابعاد یعنی قطرهای و طول کل که عملاً با توجه به نزدیک بودن مقادیر قطرهای مراحل به ترتیب به اعداد ۳ و ۲، باید عملاً از این اعداد استفاده شود که به معنی یکی بودن این متغیر در هر دو روش است) که مفهوم آن این است که جواب‌های به‌دست‌آمده از روش گرادینانی جواب‌های محلی نیستند.
- ۲- اینکه روش (SQP) که یک روش گرادینانی است، در بهینه‌ محلی گیر نکرده است به دلیل استفاده از مقادیر جواب، روش آماری حدس اولیه بهینه‌سازی است. به عبارت دیگر می‌توان نتیجه‌گیری کرد که روش آماری جوابی نزدیک به جواب بهینه می‌دهد یا به عبارت دیگر محدوده بهینه سراسری را به‌دست می‌دهد، لذا چنانچه از مقادیر آن برای نقطه شروع در روش گرادینانی استفاده شود، می‌توان انتظار داشت که به جواب سراسری رسیده و در نتیجه، دیگر نیازی به استفاده از الگوریتم‌های جستجوی سراسری نظیر روش تکاملی که زمان اجرای آن حدود ۵۰۰ برابر زمان اجرای روش گرادینانی است، نیست. شایان ذکر است که هر چند که با به‌کارگیری مدل‌های با دقت متوسط و پایین (در حد طراحی مفهومی) در این پژوهش اندازه زمان اجراء با روش تکاملی نیز نسبتاً کم است، ولی این تفاوت هنگام استفاده از مدل‌های با دقت بالا بسیار قابل ملاحظه خواهد بود، لذا این نتیجه مهم‌ترین نتیجه این پژوهش است.

- [18] Hollander, M. A., *Space Propulsion Analysis and Design*, McGraw-Hill, 1995.
- [19] Braun, R. D., Kroo, I. M., Development and Application of the Collaborative Optimization Architecture a Multidisciplinary Design Environment. In: Alexandrov N, Hussaini MY (eds) *Multidisciplinary design Optimization: State of the Art*. SIAM, Philadelphia, 1997, pp 98–116.
- [20] Wujek, B. A., Renaud, J. E. and Batill, S., “A Concurrent Engineering Approach for Multidisciplinary Design in a Distributed Computing Environment,” In Book: [Multidisciplinary Design Optimization], Edited by N, Alexandrov and M. Y., Hussaini, *Proceeding of the ICAD/NASA Langley Workshop on Multidisciplinary Optimization*, SIAM, 1997, pp 189–208.
- [21] Sobieszcanski-Sobieski, J. and Kodiyalam, S., “BLISS/S: A New Method for Two-Level Structural Optimization, Struct,” *Multidisc. Structural and Multidisciplinary Optimization*, Vol. 21, No. 1, Springerlinke, 2001, pp. 1-13.
- [22] Kim, H. M., Target Cascading in Optimal System Design, [PhD. Dissertation], Department of Mechanical Engineering, University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, USA, 2001.
- [12] Sobieszcanski-Sobieski, J., and Haftka, R. T., “Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments,” *AIAA Paper*, No. 96-0711, Jan. 1996.
- [13] Wakayama, S., and Kroo, I., “Subsonic Wing Planform Design Using Multidisciplinary Optimization,” *Journal. of Aircraft*, Vol. 32, No. 4, 1995, pp.746-753.
- [14] Riche, R. L., “*Global Optimization of Mechanical Systems*,” CNRS UMR 5146 and ENSM-SE, 2010, pp. 155-163.
- [15] Rowell, L. F. and Korte, J. J., “Launch Vehicle Design and Optimization Methods and Priority for the Advanced,” Engg. Environment NASA/TM-2003-212654, 2003.
- [16] Sippel, M., Klevanski, J., Burkhardt, H., Langholz, P. and Rittweger, A., “Progress in the Design of a Reusable Launch Vehicle Stage,” *AIAA Paper*, No. 2002-5220, 2002.
- [17] Akhtar, S. and Linshu, H., “Simulation-Based Optimization Strategy for Liquid Fueled Multi-Stage Space Launch Vehicle,” *Proceedings of the Sixth International Conference on Parallel and Distributed Computing, Applications and Technologies (PDCAT’05)*, IEEE Computer Society, 2005.