

بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی حامل انسان با استفاده از روش همه در یک مرحله و الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن

جعفر روشنی‌یان^۱، حسین دارابی^۲، هادی زارع^۳

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی

دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۰۵/۰۵

پذیرش مقاله: ۱۳۹۲/۰۸/۲۰

چکیده

طراحی بهینه چندموضوعی یکی از روش‌های جدید طراحی با قابلیت حل مسائل پیچیده با فضای طراحی بزرگ از جمله مسائل هوافضایی است. هدف از این پژوهش بهینه‌سازی طراحی مفهومی یک حامل انسان دو مرحله‌ای با بوسترهای جانبی با استفاده از روش طراحی بهینه چندموضوعی است. در این راستا در مرحله اول، برای دستیابی به یک نقطه شروع مناسب به منظور اجرای فرآیند طراحی بهینه، از روش طراحی آماری استفاده شده و سپس با استفاده از شبیه‌سازی دو درجه آزادی و انجام محاسبات جرمی-انرژی فرآیند طراحی آماری، صحنه‌گذاری گردیده است. در مرحله دوم، به منظور بهینه‌سازی طراحی مفهومی اولیه، از رویکرد طراحی بهینه چندموضوعی استفاده شده است. ساختار در نظر گرفته شده برای طراحی بهینه چندموضوعی، ساختار همه در یک مرحله، و الگوریتم بهینه‌ساز به کار رفته، الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن می‌باشد. با انجام فرآیند بهینه‌سازی، وزن استارتی موشک ۷ تن کمتر از وزن آن در فرآیند شبیه‌سازی معمولی خواهد بود. کاهش در جرم استارتی عامل اصلی کاهش هزینه تولید و پرتاب موشک می‌باشد.

کلید واژه

طراحی حامل انسان، طراحی مفهومی آماری، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن.

مقدمه

کیفیت بالا، زمان توسعه کوتاه و هزینه اندک را برآورده سازد. وظیفه طراحان در حین طراحی مفهومی این است که حداکثر تلاش خود را برای به دست آوردن یک طرح بهینه به عمل آورند. مرحله طراحی مفهومی در موفقیت آمیز بودن کل فرآیند طراحی و سیستم نتیجه شده از آن نقش حیاتی دارد. همان‌طور که در شکل (۱)، نشان داده شده است، تقریباً ۷۰ درصد از هزینه‌های فرآیند طراحی و ساخت پروژه، مربوط به طرحی است که در فاز طراحی مفهومی انتخاب می‌شود. به عبارت دیگر، انتخاب گزینه‌های متفاوت در طی مراحل طراحی مقدماتی، طراحی دقیق، ساخت و بهره‌برداری اگر چه مهم هستند، ولی اثر بسیار کمی بر تعیین هزینه فرآیند طراحی و ساخت پروژه خواهند داشت. فعالیت‌های ناقص در مرحله طراحی مفهومی و در مرحله طراحی اولیه باعث می‌شود در طی برنامه توسعه، هزینه بیش از مقدار مجاز شود. بنابراین انتخاب طرح صحیح و بهینه در آغاز طراحی

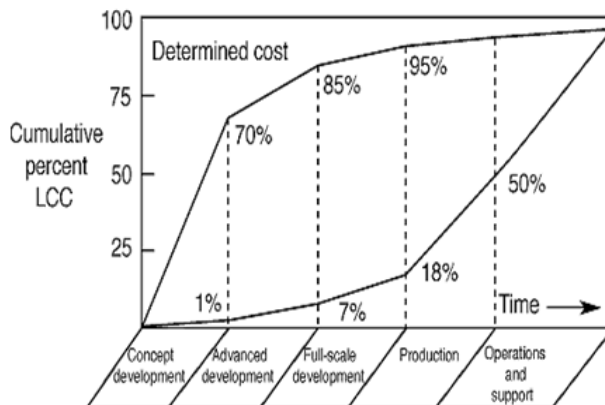
با توجه به نیاز روزافزون حضور در فضا و گستردگی کاربردهای حمل و نقل فضایی و نیز با توجه به هزینه‌های بسیار سنگین اجرای پروژه‌های فضایی، همه دست اندرکاران مباحث فضایی ناچار به استفاده از بهینه‌سازی فرآیندهای طراحی، تولید و پرتاب سامانه‌های فضایی هستند. سرمایه‌گذاری بیشتر در مرحله طراحی مفهومی و دستیابی به طرح بهتر، در نهایت منجر به کاهش هزینه و زمان اجرای پروژه می‌گردد. یک طراحی دقیق ضعیف می‌تواند یک طرح خوب را به هم بریزد، در حالی که بهترین طراحی دقیق هم نمی‌تواند مشکل یک طرح نامناسب که در مرحله طراحی مفهومی انتخاب شده را تصحیح نماید. هدف اصلی طراحی مفهومی، انتخاب طرحی است که بتواند خواسته‌های بهره‌بردار از قبیل

۱. استاد، roshanian@kntu.ac.ir

۲. دانشجوی دکتری، hdarabi@dena.kntu.ac.ir (نویسنده مخاطب)

۳. دانشجوی دکتری، h_zare@ae.sharif.ir

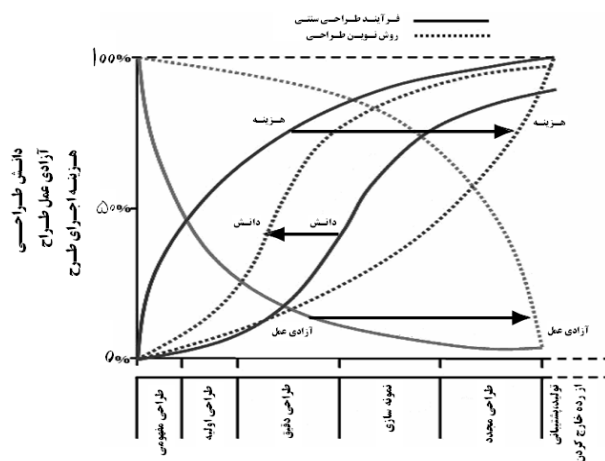
بسیار مهم می‌باشد. به همین دلیل است که طراحان سعی دارند، با بهره‌گیری از شیوه‌های نوین طراحی از جمله طراحی بهینه چندموضوعی به بهترین طرح ممکن در طی فرآیند طراحی مفهومی دست یابند.



شکل ۱. تاثیر مرحله طراحی مفهومی در طی روند طراحی

و هزینه اجرای پروژه [۱]

یک مرحله^۲، قابلیت امکان‌پذیری یک موضوعی^۳ و قابلیت امکان‌پذیری چندموضوعی^۴ طبقه‌بندی کردند و این سه روش را بهینه‌سازی تجمیعی کامل^۵ نامیدند. به عبارتی این روش‌ها را می‌توان به دو دسته با فرمولاسیون تک‌سطحی (یکپارچه) و چندسطحی تقسیم نمود [۱۱].



شکل ۲. نمودار سطوح آزادی عمل و دانش طراح در روش‌های سنتی

و جدید [۴]

بالینگ و سویسکی [۶]، بین روش‌های تک‌سطحی و چندسطحی تفاوت قائل شدند. روش‌های تک سطحی به روش‌هایی گفته می‌شود که در آنها مسئله‌ی بهینه‌سازی سیستمی صرفاً برای تعیین متغیرهای طراحی مورد استفاده قرار می‌گیرد. در روش‌های چند سطحی، هنگامی که بهینه‌سازهای موضوعی برای تعیین متغیرهای موضوعات مختلف به کار می‌روند، بهینه‌ساز سطح سیستمی مقادیر متغیرهای مشترک را به دست می‌آورد.

از جمله روش‌های دو یا چند سطحی که متعاقب این تلاش‌ها ابداع و تدوین شده است، می‌توان به بهینه‌سازی مشارکتی^۶، بهینه‌سازی همزمان زیر فضا^۷، تحلیل یکپارچه سیستم دو سطحی^۸ و تحلیل هدف آبخاری^۹ اشاره داشت که توسط براون، کورو، بالینگ، سویسکی، میشلنا و کیم تدوین شده‌اند [۱۶-۱۲]. با وجود فعالیت‌های انجام شده که به بخشی از آن اشاره شد، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی یکی از زمینه‌های رشد تحقیقات با دامنه وسیعی از کار برده است و بعضی از مفاهیم طراحی بهینه چندموضوعی، هنوز هم در دست توسعه می‌باشند [۱۷].

طراحی بهینه چندموضوعی

یک مسئله عمومی بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی را می‌توان به شکل زیر تعریف کرد، مینیمم کنید تابع هدف رابطه (۱) را:

همان‌طور که در شکل (۲) مشاهده می‌شود، 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 طرحی کارآ و کم‌هزینه که از نظر عملکردی بهترین باشد، طراحان را به استفاده از طراحی بهینه چندموضوعی وادار کرده است. طراحی بهینه چندموضوعی عبارت است از متدولوژی طراحی سیستم‌ها و زیرسیستم‌های پیچیده مهندسی که رفتاری مرتبط و توأم با تاثیر متقابل دارند [۲]. و یا به عبارتی دیگر طراحی بهینه چندموضوعی روشی است، که در طراحی سیستم‌ها و موضوعات پیچیده مهندسی که دارای ارتباط و تاثیر متقابل با یکدیگرند، مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳ و ۴].

با پیشرفت تحقیقات در زمینه طراحی بهینه چندموضوعی و دستیابی به تکنولوژی‌های پیشرفته محاسباتی اعم از سخت‌افزار و نرم‌افزار، تعداد روش‌های حل مسائل نیز افزایش یافته است. در همین راستا برای حل مسایل بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی روش‌های متفاوتی در منابع مختلف ارائه شده است. این روش‌ها در کارهایی که بالینگ و سویسکی [۵ و ۶]، کرامر و دیگران [۷]، الکساندرو و لویس [۸]، توماس و لاورنس [۹] و آروورا و وانگ [۱۰] انجام داده‌اند، طبقه‌بندی شده است. عنصر کلیدی در این طبقه‌بندی‌ها، روشی است که قابل قبول بودن قیود مطرح شده در معادلات هدف را برآورده می‌کند. کرامر و دیگران [۷]، روش‌های بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی را به گروه‌های همه در

الگوریتم شبیه سازی سرد شدن در این است که ابتدا به صورت سراسری و تصادفی در فضای طراحی به جستجو می پردازد و وقتی نزدیک به نقطه بهینه می شود مانند روش های گرادیان پایه، نقطه به نقطه به سمت هدف نزدیک می شود. ویژگی دیگر این الگوریتم با توجه به فرمول (۳) این است که در یک نقطه گیر نمی کند و به این امید که در نقطه بعدی در مقدار کمتری قرار گیرد حتی به نقطه بدتر هم می رود. [۲۱]

$$probability: \exp(-\Delta E / T_0) \quad (3)$$

تعریف مسئله

هدف این مقاله پیاده سازی الگوریتم طراحی مفهومی با استفاده از مدل آماری و سپس طراحی بهینه آن با استفاده از روش طراحی بهینه چندموضوعی، به منظور حمل یک محموله ۵۰۰۰ کیلوگرمی به مدار دایروی با ارتفاعی برابر ۲۰۰ کیلومتر، با شیب مداری ۵۵ درجه و در نظر گرفتن عرض جغرافیایی نقطه پرتاب برابر ۳۵ درجه و رسیدن به سرعت مداری ۷۷۸۴ متر بر ثانیه می باشد. محموله این طرح متشکل است از فیرینگ یا پوشش آیرودینامیکی، مدول نجات سرنشین و نیز کپسول زیستی یا همان محفظه حامل انسان که قابلیت قرارگیری در مدار و سپس بازگشت به جو را داشته باشد.

طراحی آماری ماهواره بر حامل انسان

با رجوع به منابع موجود و استفاده از اطلاعات طرح های مشابه با طرحی که قابلیت انجام ماموریت خواسته شده را داشته باشد، ضرایب آماری مد نظر قابل استخراج می باشد [۲۲]. با استفاده از اطلاعات آماری به دست آمده برای خانواده حامل های سایوز^{۱۱}، واستوک^{۱۳}، پروتون^{۱۴}، واسخود^{۱۵} و کاسموس^{۱۶} روسی و رداستون - مرکوری^{۱۷} و اطلس مرکوری^{۱۸} آمریکایی و سی زد تواف^{۱۹} چینی که ماموریتی تقریباً مشابه ماموریت مد نظر را انجام داده اند و استخراج ضرایب نسبت وزنی یا مفید بار نسبت وزنی بار مراحل μPL_i ، نسبت وزنی کل و مراحل μKi ، نسبت نیروی پیشران به وزن مراحل n_i و ضربه موتورهای مراحل ISP_i ، (که نمایانگر سطح تکنولوژی هر کشور می باشد)، و نیز در نظر داشتن سطح تکنولوژی موجود، می توان پارامترهای آماری مورد نیاز فوق الذکر به دست آورد [۲۳]. در نهایت با اعمال این ضرایب در برنامه طراحی آماری، نتایج ارایه شده در جدول (۱) حاصل گردید.

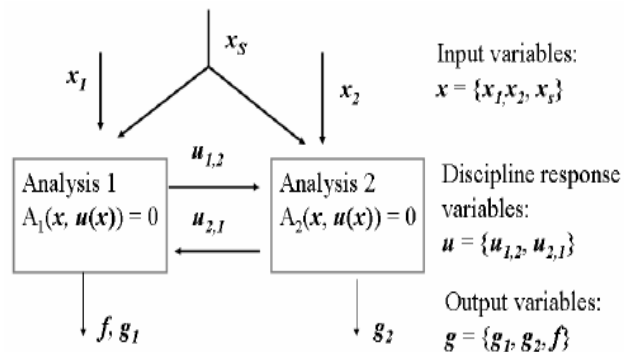
$$f(x, u(x)) \quad (1)$$

با در نظر داشتن قیود تساوی و نامساوی رابطه (۲):

$$g(x, u(x)) \leq 0 \text{ و } h(x, u(x)) = 0 \quad (2)$$

که در آن بردار متغیرهای طراحی $x = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_n\}$ بردار متغیرهای حالت (رفتار) سیستم $u = \{u_1, u_2, u_3, \dots, u_n\}$ می باشند.

در این مقاله از روش همه در یک مرحله به عنوان روش بهینه سازی چندموضوعی استفاده می شود. روش همه در یک مرحله، یک روش تک سطحی بوده و نوع بهینه سازی در این روش به صورت طراحی و تحلیل همزمان^{۱۱} می باشد، یعنی اینکه هم تحلیل کوپلینگ بین زیرسیستم ها و هم بهینه کردن آنها به صورت همزمان انجام می شود [۶ و ۱۶]. و یا به عنوان روش جداسازی بر اساس بهینه ساز [۷] شناخته می شود. در روش همه در یک مرحله، هیچ کوپلینگ صریحی بین تحلیل ها وجود ندارد. در عوض، بهینه ساز با وارد کردن قیود بر روی متغیرهای خروجی و ورودی باعث ایجاد کوپلینگ می شود. شماتیک یک سیستم کوپله از نوع همه در یک مرحله، در شکل (۳)، نشان داده شده است [۱۵].



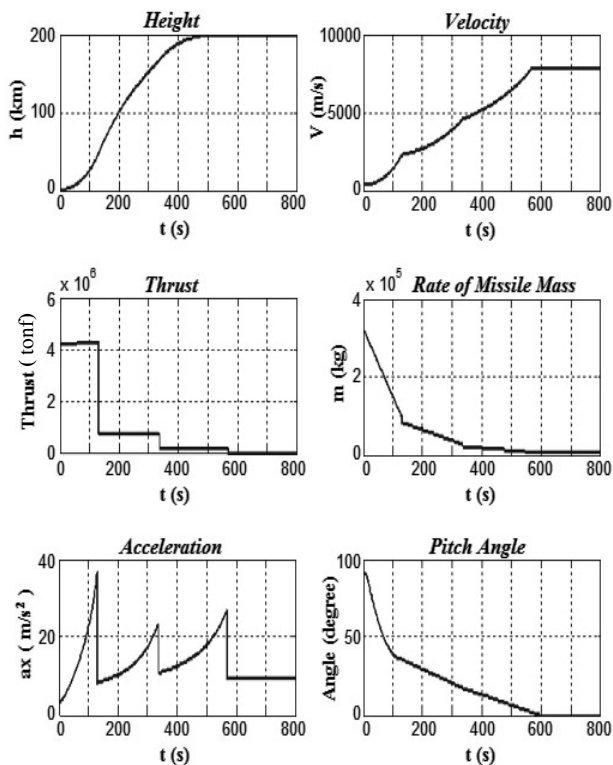
شکل ۳. شماتیک ساختار روش همه در یک مرحله [۱۵]

الگوریتم شبیه سازی سرد شدن

الگوریتم شبیه سازی سرد شدن یکی از الگوریتم های تکاملی است، و اولین مقاله در این خصوص در سال ۱۹۸۳ توسط کریک پاتریک ارایه گردید [۱۸ و ۱۹]. این الگوریتم یک الگوریتم مکاشفه ای است، که از لحاظ ریاضی دقیقاً شبیه فرآیند ذوب کردن فلز و سپس سرد کردن آن است. این روش همیشه همگراست، چون در هر تکرار به سمت کاهش مقدار تابع هدف یا نقطه بهینه حرکت می کند، به عبارت دیگر این روش همیشه به نقطه بهینه می رسد، و معمولاً یک پاسخ با کیفیت خوب (مینیمم مطلق یا مینیمم نسبتاً نزدیک به نقطه بهینه) برای تابع هدف به دست می آورد [۲۰]. مزیت

جدول ۱. نتایج حاصل از طراحی آماری موشک حامل انسان

متغیرهای طراحی	بوسترها	مرحله ۱	مرحله ۲
μ_{pl}	۰/۲۶	۰/۲۷	۰/۲۲
μ_F	۰/۳۱	۰/۳۴	۰/۲۷
M_0 (ton)	۳۲۳/۷۵	۸۴/۱۸	۲۲/۷۳
m_{st} (ton)	۱۶/۱۹	۵/۸۹	۱/۱۴
m_p (ton)	۲۲۳/۳۹	۵۵/۵۶	۱۶/۵۹
m_0 (ton)	۲۳۹/۵۸	۶۱/۴۵	۱۷/۷۳
Th (tonf)	۴۲۷/۳۵	۷۱/۵۵	۲۰/۴۵
t_b (sec)	۱۲۹/۶۴	۲۰۵/۷۶	۲۵۹/۵۶
\dot{m} (kg/sec)	۱۷۲۳/۱۹	۲۷۰/۰۰	۶۳/۹۲
I_{SP} (sec)	۲۴۸/۰۰	۲۶۵/۰۰	۳۲۰/۰۰
n_0	۱/۳۲	۰/۸۵	۰/۹۰



شکل ۴. گراف نتایج حاصل از اجرای شبیه‌سازی دو درجه آزادی با استفاده از اطلاعات ورودی طراحی آماری

از این اطلاعات می‌توان به عنوان نقطه شروع طراحی در فرآیند طراحی بهینه چندموضوعی استفاده نمود.

بهینه‌سازی طراحی مفهومی چندموضوعی حامل انسان

برای اجرای فرآیند بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، ابتدا باید مدل ریاضی از سیستم، در دست باشد. سپس با انتخاب ساختار مناسب برای طراحی بهینه چندموضوعی و همچنین انتخاب و تنظیم روش بهینه‌سازی مناسب، اقدام به حل مسئله نمود.

همان‌طور که در شکل (۵)، نشان داده شده است، موضوعات در نظر گرفته شده در طراحی بهینه چندموضوعی، موثر در طراحی عبارتند از:

- پشرانش
- وزن و هندسه
- آیرودینامیک
- مسیر

در ادامه، موضوعات طراحی تشریح می‌شود.

شبیه‌سازی دو درجه آزادی

به منظور صحت‌گذاری اطلاعات به دست آمده از طراحی آماری، از شبیه‌سازی دو درجه آزادی استفاده شده و توان جرمی - انرژی تیک سامانه طراحی شده مورد بررسی واقع گردید، در خصوص نتایج حاصل از شبیه‌سازی دو درجه آزادی با توجه به شکل (۴) می‌توان گفت، نمودار ارتفاع سامانه نشان از توانایی و قابلیت سامانه در قرار دادن محموله در مدار مورد نظر را دارد. نمودار سرعت سامانه بیانگر رسیدن سامانه به سرعت لازم مداری یعنی حدود ۷۸۰۰ متر بر ثانیه می‌باشد. نمودار نیروی پشران سامانه نشان دهنده این است که نیروی پشران در نظر گرفته شده در سه مرحله و در هر مرحله از اطلاعات آماری برای انجام ماموریت مورد نظر کافی می‌باشد. نمودار نرخ تغییرات جرم سامانه به عنوان گراف چهارم ارائه شده است. نمودار شتاب سامانه که یکی از پارامترهای بسیار مهم در حامل‌های موجود زنده و از جمله انسان است، بیانگر این است که سامانه در طی مراحل و تا رسیدن به مدار از شتاب مناسبی برخوردار است. نمودار آخر نیز نمایانگر تغییرات زاویه مسیر سامانه می‌باشد که در زمان عمود پروازی ۹۰ درجه و طبق برنامه تغییرات زاویه پیچ تعریف شده تا زمان تزریق فضایما در مدار به صفر میل می‌کند.

$$m_{fuel} = m_{prop} \frac{I}{I+q} \quad (9)$$

$$m_{oxid} = m_{prop} \frac{q}{I+q} \quad (10)$$

قسمت عمده جرم خشک ماهواره بر را وزن موتور و متعلقات آن تشکیل می‌دهد. برای محاسبه جرم اجزای موتور از قبیل نازل و محفظه احتراق، پس از محاسبه ابعاد هندسی آنها، با استفاده از فشار آنها و همچنین تنش تسلیم سازه‌ای در نظر گرفته شده، ضخامت محاسبه می‌گردد.

مدل سازی آیرودینامیک

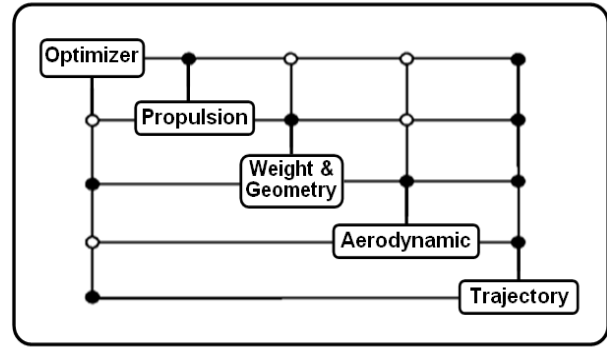
ضرایبی که از تحلیل آیرودینامیکی ماهواره بر در این فاز از طراحی استخراج می‌شود شامل ضریب نیروی محوری و ضریب نیروی نرمال بوده که این ضرایب بر حسب توابعی از زاویه حمله، عدد ماخ و عدد رینولدز (یا ارتفاع)، برای هر نقطه دلخواه از مسیر پرواز محاسبه می‌شوند. با توجه به اینکه در مرحله طراحی مفهومی نیاز به دقت زیاد وجود ندارد و هزینه محاسباتی نیز مطرح است، در محاسبات آیرودینامیکی از روش‌های مهندسی استفاده شده است. برای انجام محاسبات آیرودینامیکی، از نرم افزار محاسبات آیرودینامیکی [۲۵]، استفاده شده است.

مدل سازی مسیر پرواز

برای آنالیز مسیر پرواز، یک مدل دو درجه آزادی توسعه یافته و در نرم افزار ++C پیاده سازی شده است. در واقع وسیله به عنوان یک جرم نقطه‌ای در نظر گرفته شده و از حرکت وضعی آن صرف نظر می‌شود. مدل به کار رفته برای زمین کروی و در حال چرخش در نظر گرفته شده است. ضرایب آیرودینامیکی مورد استفاده در این مازول که قبلاً در مازول هندسه و آیرودینامیک بر حسب اعداد ماخ، اعداد رینولدز و زاویه حمله‌های مختلف جدول بندی شده‌اند با معین شدن عدد ماخ، عدد رینولدز و زاویه حمله به صورت لحظه‌ای دریافت می‌شود. در اینجا از مدل اتمسفر استاندارد استفاده شده است.

بهینه ساز

در این مقاله با توجه به اینکه برای ساختار طراحی بهینه چندموضوعی از روش همه در یک مرحله، استفاده شده است مقادیر متغیرهای طراحی در سطح سیستم توسط بهینه ساز تعیین می‌شود. همان طور که ذکر شد به دلیل اینکه از طرفی فضای طراحی به شدت غیرخطی بوده و تابع هدف ناهموار می‌باشد و



شکل ۵. موضوعات درگیر در بهینه سازی طراحی چندموضوعی حامل انسان در قالب ماتریس ساختار طراحی همه در یک مرحله

سیستم پیشران

در مراجع مختلف، الگوریتم‌های گوناگونی برای محاسبات پیشرانی وجود دارد که از سطوح دقت مختلفی برخوردار هستند. الگوریتم اتخاذ شده در این مقاله از دقت متوسط، برخوردار بوده که با دریافت ورودی‌هایی چون نوع سوخت و اکسید، نسبت اکسید به سوخت، برخی از پارامترهای هندسی موتور، پارامترهای فشاری، نوع سیستم فشار گذاری، سیستم خنک کاری و غیره، پارامترهای اساسی موتور از جمله، نرخ سوزش و ضربه ویژه را محاسبه می‌کند.

روابط اساسی استفاده شده در این مازول عبارتند از [۲۴]:

$$M_e = \left\{ \left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

$$\varepsilon = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \right] \quad (5)$$

$$c^* = \frac{\eta_c \sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}} \quad (6)$$

$$Isp = \lambda \left\{ \frac{c^* \gamma}{g_0} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{c^* \varepsilon}{g_0 P_c} (P_c - P_e) \right\} \quad (7)$$

مدل سازی وزن و هندسه

جرم کل ماهواره بر شامل جرم پیشران و سازه مراحل (موتور، مخازن و سایر اجزا)، جرم محموله، محفظه محموله، و سیستم جدایش می‌باشد.

روابط محاسبه جرم پیشران مورد نیاز عبارتند از:

$$m_{prop} = \dot{m} t_{burn} \quad (8)$$

از طرفی دیگر الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن یک الگوریتم همگرا می‌باشد، بنابراین در حل این مسئله از الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن به عنوان بهینه‌ساز استفاده شده است. در اینجا ابتدا حل مسئله را با یک دسته از متغیرهای طراحی x_0 که از نتایج روش طراحی آماری و شبیه‌سازی دو درجه حاصل شده است، به عنوان نقطه شروع با الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن آغاز نموده و پس از اجرای یک تکرار از فرآیند بهینه‌سازی با استفاده از این الگوریتم، شروط خاتمه فرآیند بهینه‌سازی را چک نموده تا در صورت ارضای آنها بتوان مسئله را خاتمه داد، در صورت عدم ارضای شروط ختم فرآیند بهینه‌سازی، این فرآیند را می‌توان تا ارضای شروط تعریف شده ادامه داد. برای اعمال قیود طراحی در الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن باید آنها را با استفاده از روش پنالتی به تابع هدف اعمال نمود [۲۶ و ۲۷].

متغیرهای طراحی

متغیرها و پارامترهای طراحی در نظر گرفته شده، عبارتند از:

متغیرهای پیشران شامل نیروی پیشران و زمان سوزش بوستر، نیروی پیشران و زمان سوزش مراحل، متغیرها و پارامترهای مسیر شامل ماکزیمم زاویه حمله (پیک اول و پیک دوم)، میزان نرخ زاویه فراز و زمان سویچ کردن آنها (با توجه به نمودار نرخ زاویه فراز)، زمان عمودپروازی، زمان خاموشی موتور (بین مرحله ۱ و ۲)، و زمان پرواز آزاد (خاموشی موتور در پایان مسیر پرواز و قبل از جدایش نهایی).

مقادیر برخی متغیرهای مهم طراحی به همراه بازه مربوطه در جدول (۲) ارائه شده است. مقادیر زاویه حمله در طراحی موشک‌های حامل در مقاطع گذر از ماخ یک، بار ماکزیمم و زمان جدایش باید صفر باشد و در باقی زمان‌ها در مرحله ۱ کوچکتر از ۲ درجه و در مرحله ۲ کوچکتر از ۱۵ درجه در نظر گرفته شده است.

جدول ۲. معرفی متغیرهای مهم طراحی و مقادیر مربوطه

متغیر طراحی	نقطه شروع	مقدار ماکزیمم	مقدار مینیمم
نیروی پیشران مرحله ۱ x_1 (ton.f)	۷۱	۶۰	۸۰
نیروی پیشران مرحله ۲ x_2 (ton.f)	۲۰	۱۰	۳۰
زمان سوزش مرحله ۱ x_3 (sec)	۲۰۵	۳۰۰	۳۶۰
زمان سوزش مرحله ۲ x_4 (sec)	۲۵۹	۲۰۰	۳۰۰
نیروی پیشران بوسترها x_5 (ton.f)	۳۵۵	۳۰۰	۴۰۰
زمان سوزش بوسترها x_6 (sec)	۱۲۹	۹۰	۱۵۰

تابع بهینگی و قیود اعمالی به صورت پنالتی

از آنجایی که یکی از مهم‌ترین پارامترهای موثر در هزینه یک ماموریت، جرم لحظه پرتاب است، این جرم به عنوان معیار بهینگی اصلی رابطه (۱۱)، در نظر گرفته شده است. همان‌طور که ذکر شد، قیود مسئله و حدود متغیرهای طراحی به صورت پنالتی با این تابع، جمع شده‌اند. البته با توجه به دقت مورد نیاز در مورد هر یک از قیود، ضرایب پنالتی به گونه‌ای در نظر گرفته شد که خطاهای حاصله، هم مرتبه باشند. قیودی که به عنوان پنالتی اعمال شدند عبارتند از:

- اختلاف سرعت نهایی واقعی V_{AV} از سرعت طراحی مطلوب $(\pm 2 \pm 7784)$ متر بر ثانیه).

- اختلاف ارتفاع نهایی واقعی H_p از ارتفاع طراحی مطلوب $(\pm 10 \pm 20000)$ متر).

- زاویه مسیر نهایی (0.01 ± 0) درجه

- ماکزیمم شتاب اعمالی $(g/4 - 2/0)$

و در نهایت با استفاده از روش اعمال قیود به شکل پنالتی به تابع هدف در مسئله مد نظر، تابع بهینگی به شکل زیر قابل ارایه خواهد بود:

$$Cost \ function = M \ Glow + \sum_{i=1}^n r_i \cdot g_i \quad (11)$$

فرآیند بهینه‌سازی

در این پروژه، به منظور بهینه‌سازی مسئله، از نرم افزار متلب استفاده شده است. همان‌طور که ذکر شد بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن انجام گردیده است.

همان‌گونه که در بخش قبل توضیح داده شد، قیود و بازه متغیرهای طراحی به شکل پنالتی به تابع هدف اضافه شده و با اعمال آن به الگوریتم، برنامه به منظور دستیابی به مقادیر بهینه متغیرهای طراحی و تابع هدف به اجرا گذاشته شد. به منظور توقف برنامه نیز حالت‌های مختلفی به طور پیش فرض در نرم‌افزار به عنوان معیار توقف در نظر گرفته شده از جمله تعداد تکرار، زمان تکرار، ارضای مقدار خطای در نظر گرفته شده برای مقدار تابع هدف به نسبت مقدار نهایی و ارضای مقدار خطای در نظر گرفته شده برای مقادیر متغیرها به نسبت مقدار نهایی. در این مسئله به منظور حصول اطمینان از دستیابی به نقطه مینیمم قطعی، از الگوریتم توقف مقدار تابع با تعریف تابع $\delta \leq (f(x_i) - f(x_{i-10}))$ استفاده شده است. و این بدان معنی است که مقدار ۱۰ تکرار آخر با هم مقایسه شده است و اگر اختلاف آنها کمتر از مقدار خطای تعریف شده توسط طراح تحت عنوان δ باشد، برنامه مجاز به توقف می‌باشد. دلیل استفاده از این روش پیشگیری از توقف در نقطه‌ای غیر بهینه است تا

اطلاعات مربوط به این بخش از کار، بر اساس داده‌های ارایه شده در مراجع مرتبط موجود می‌باشد که احتمالاً تقریبی بوده و یا دارای خطا می‌باشند [۲۲].

در بین موشک‌های حامل موجود، موردی که دقیقاً مانند طرح مد نظر باشد، وجود ندارد و طراح باید از اطلاعات طرح‌های نزدیک به طرح مد نظر استفاده نماید. علیرغم وجود خطای قابل ملاحظه در نتایج شبیه‌سازی آماری، باز هم می‌توان از آن با کمک شبیه‌سازی دودرجه به عنوان یک نقطه شروع خوب در فرآیند طراحی بهینه چندموضوعی استفاده نمود.

در نتایج حاصل از شبیه‌سازی آماری بین ۲۰ تا ۲۵٪ خطا نسبت به مقدار واقعی قابل پذیرش است که این در صورتی محقق می‌گردد که اطلاعات لازم برای اجرای شبیه‌سازی آماری صحیح باشد. با توجه به اطلاعات موجود دیده می‌شود که ۲۷٪ خطا بین نتیجه شبیه‌سازی آماری و شبیه‌سازی دودرجه آزادی وجود دارد که نشان دهنده ۱۷٪ خطای بیشتر نسبت به حد انتظار است و این به دلیل عدم وجود دقت در اطلاعات ورودی شبیه‌سازی آماری است. البته واضح است که با فرض صحیح بودن شبیه‌سازی دودرجه این مشکل برطرف شده و این خطا در نتایج شبیه‌سازی دودرجه حذف گردیده است و صرفاً خطای شبیه‌سازی دودرجه آزادی باقیمانده است. حال با محاسبه خطای موجود بین نتایج شبیه‌سازی دودرجه آزادی و طراحی بهینه چندموضوعی به مقدار حدود ۳٪ رسیده که نشان دهنده تطابق ۶۰ درصدی با حد انتظار که کاهش ۵٪ خطا بین این دو روش بوده می‌باشد. این نتایج نشان دهنده این است که در اینجا بخشی از خطا با سهم بیشتر به شبیه‌سازی دودرجه و بخش کمتری نیز به روش طراحی بهینه انجام شده اختصاص دارد. به این دلیل می‌توان گفت سهم بیشتر خطا متعلق به شبیه‌سازی دودرجه آزادی است که از همان کد شبیه‌سازی در طراحی بهینه چندموضوعی استفاده شده است. لذا در صورت بالا بردن دقت کدهای مورد استفاده در شبیه‌سازی دودرجه، احتمال بسیار قوی به همان اختلاف ۵٪ بین نتایج این دو روش خواهیم رسید.

با توجه به نمودارهای حاصل از خروجی شبیه‌سازی دودرجه آزادی و نیز نتایج حاصل از بهینه‌سازی، مشخص است که به سرعت و ارتفاع مداری مد نظر دست یافته شده است. از طرفی یکی از پارامترهای مهم در طراحی سامانه‌های حامل انسان، شتاب وارد به محموله یا همان کپسول حامل فضا نورد است که باید کمتر از ۴g باشد، که این قید نیز با توجه به تیرانس در نظر گرفته شده ارضاء شده است. ضمناً بررسی تطابق اطلاعات جدول (۳) و نمودارهای ارایه شده در شکل (۶) با دقت در نمودارهای سرعت مداری و شتاب موشک کاملاً محسوس است.

اطمینان لازم برای رسیدن به نقطه اصلی مورد نظر حاصل گردد زیرا در این روش بهینه‌سازی، همگرا شدن به نقطه بهینه بسیار آهسته است و ممکن است در مسیر رسیدن به نقطه مینیمم بر اساس منطق روش (میل به نقاطی با سطح انرژی بیشتر به امید دستیابی به مقدار کمتر تابع هدف در حرکت‌های بعدی)، در نزدیکی نقطه بهینه ناگهان از آن دور شود.

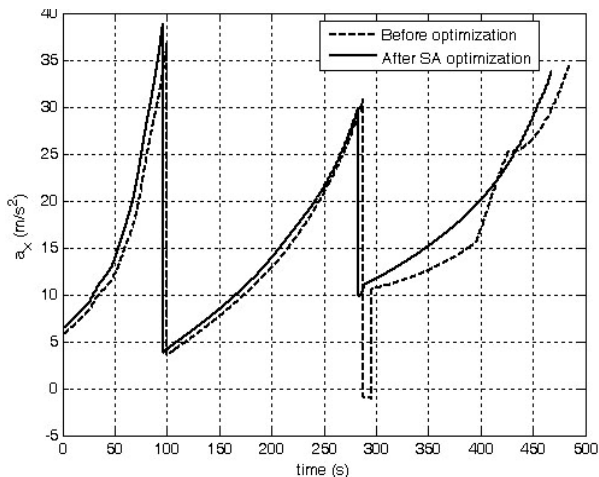
نتایج بهینه‌سازی

نتایج نهایی بهینه‌سازی، در جدول (۳) و شکل (۶) مشاهده می‌شود. این نتایج با استفاده از روش طراحی بهینه چندموضوعی همه در یک مرحله و با به کارگیری الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن حاصل شده است. در جدول (۳) نتایج نهایی بهینه‌سازی با نتایج حاصل از شبیه‌سازی آماری و نیز شبیه‌سازی دودرجه آزادی مقایسه شده‌اند.

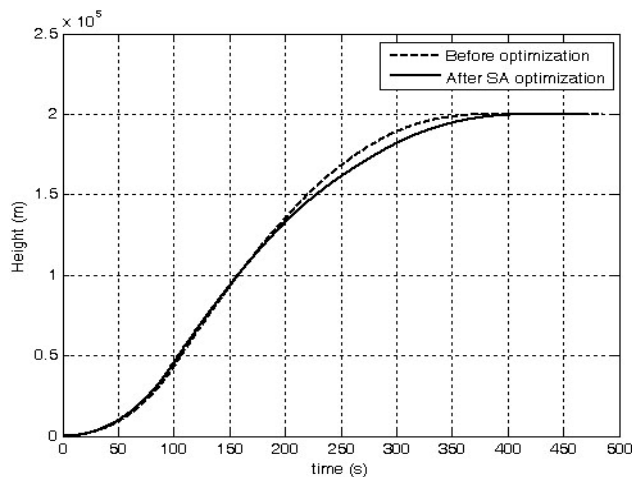
جدول ۳. نتایج حاصل از اجرای برنامه در حالت‌های مختلف

نوع طراحی	مشخصات سیستمی طرح	طراحی آماری	طراحی با شبیه‌سازی دودرجه آزادی	بهینه‌سازی طراحی با AA0+SA
تراست مرحله اول	(ton.f)	۷۱/۵۵	۶۹/۹۷	۶۸/۰۸
تراست مرحله دوم	(ton.f)	۲۰/۴۵	۲۰/۳۷	۲۰/۰۲
تراست ۴ بوستر جانبی	(ton.f)	۳۵۵/۸	۲۹۷/۱۵	۳۰۳/۶۱
زمان سوزش مرحله اول	(sec)	۲۰۵/۷۶	۲۸۷/۹۱	۲۸۲/۷۴
زمان سوزش مرحله دوم	(sec)	۲۵۹/۵۶	۱۸۹/۳۲	۱۸۵/۲
زمان سوزش بوسترها	(sec)	۱۲۹/۶۴	۱۰۰/۲	۹۶/۰۸
جرم خشک مرحله اول	(kg)	۵۸۹۰	۵۵۸۵/۷	۵۴۸۶/۰۹
جرم خشک مرحله دوم	(kg)	۱۱۴۰	۱۰۶۷/۵۵	۱۰۵۶/۲۱
جرم خشک بوسترها	(kg)	۱۶۱۹۰	۱۱۳۶/۰۵	۱۱۰۳۷/۷
جرم سوخت مرحله اول	(kg)	۵۵۵۵۵/۲	۷۷۵۱۶/۴	۷۴۰۷۱/۳۸
جرم سوخت مرحله دوم	(kg)	۱۶۵۹۱/۰۷۵	۱۲۲۹۱/۸	۱۱۸۱۳/۹۱
جرم سوخت بوسترها	(kg)	۲۲۳۳۹۴/۳۵	۱۲۴۱۹۷/۹	۱۲۱۶۵۶/۴۹
جرم کل مرحله اول	(kg)	۶۱۴۴۵/۲	۸۳۱۰۲/۱	۷۹۵۵۷/۴۷
جرم کل مرحله دوم	(kg)	۱۷۷۳۱/۰۷۵	۱۳۳۵۹/۳	۱۲۸۷۰/۱۲
جرم کل بوسترها	(kg)	۲۳۹۵۸۴/۳۵	۱۳۵۵۵۸/۴	۱۳۲۶۹۴/۲
نرخ سوزش مرحله اول	(kg/sec)	۲۷۰	۲۶۹/۲۳۶	۲۶۱/۹۷۷
نرخ سوزش مرحله دوم	(kg/sec)	۶۳/۹۲	۶۴/۹۲۷	۶۳/۷۹
نرخ سوزش بوسترها	(kg/sec)	۱۷۲۳/۱۹	۱۲۳۹/۵	۱۲۶۶/۲
کل جرم مراحل + محموله	(kg)	۳۲۳۷۶۰/۶	۳۳۷۰۱۹/۸	۳۳۰۱۲۱/۷۹

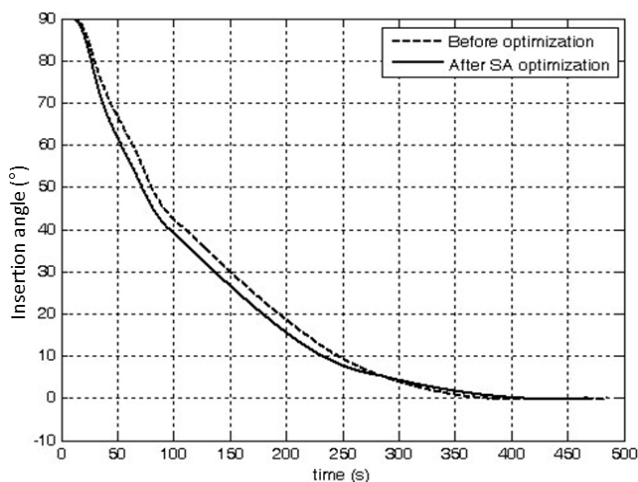
همان‌طور که در جدول (۳) مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از طراحی آماری به‌عنوان نقطه شروع کار در شبیه‌سازی دودرجه آزادی مورد استفاده واقع گردید و مشاهده شد که با ترکیب حاصل از طراحی آماری، انرژی قابل ملاحظه‌ای وجود دارد. از جمله دلایل اختلاف بین این نتایج می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:



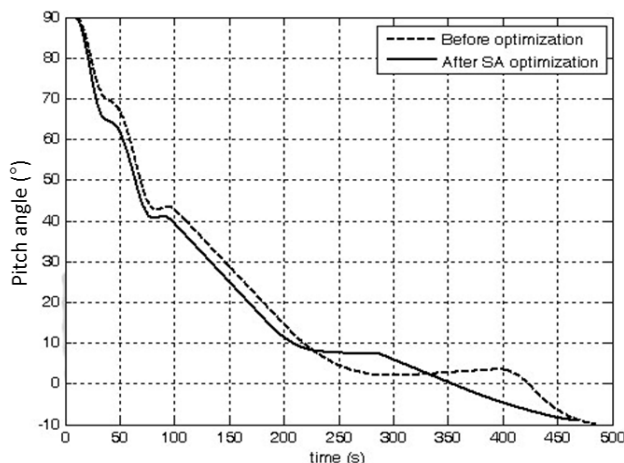
۶-د) نمودار شتاب



۶-الف) نمودار ارتفاع مداری



۶-ه) نمودار زاویه تزریق (زاویه مسیر)

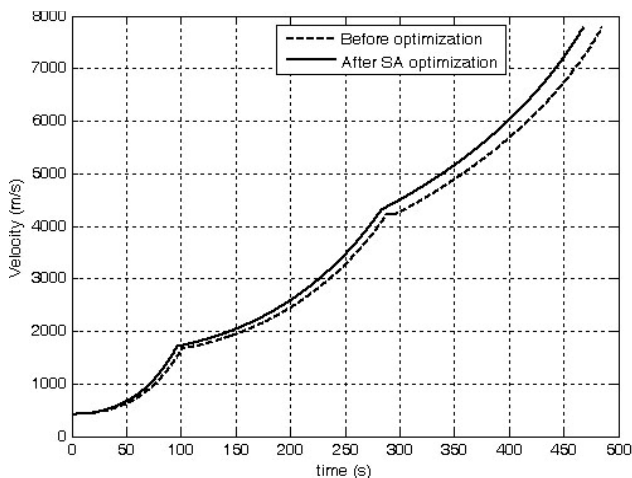


۶-ب) نمودار زاویه پیچ

شکل ۶: نمودارهای ارتفاع، زاویه پیچ، سرعت، شتاب، زاویه حمله، زاویه تزریق قبل و بعد از بهینه‌سازی

نتیجه‌گیری

هدف این پژوهش بهینه‌سازی طراحی مفهومی چندموضوعی یک سامانه حامل انسان دومرحله‌ای با بوسترهای جانبی است که برای اولین بار در کشور انجام گردیده است. در این مقاله از ساختار همه در یک مرحله، به‌عنوان ساختار بهینه‌سازی چندموضوعی واز الگوریتم شبیه‌سازی سرد شدن برای دستیابی به پاسخ بهینه استفاده گردیده است. به منظور اجرای فرآیند طراحی بهینه چندموضوعی به یک نقطه قابل قبول نیاز می‌باشد، به همین دلیل در ابتدا با استفاده از روش طراحی آماری و شبیه‌سازی دو درجه آزادی، نقطه شروع طراحی بهینه تعیین شده و سپس به منظور بهینه‌سازی طراحی مفهومی موشک حامل از رویکرد طراحی بهینه چندموضوعی استفاده شده است. بنابراین فرآیند



۶-ج) نمودار سرعت مداری

M_0	جرم استارتی موشک
n_{0i}	نسبت نیروی پیشران به وزن مراحل
q	نسبت اکسیدکننده به سوخت
P_a	فشار محیط
P_b	فشار انفجار محفظه احتراق
P_c	فشار محفظه احتراق
P_e	فشار خروجی نازل
R	ثابت گاز خروجی
ΔE	تغییر انرژی
T_0	دمای اولیه
t	زمان
T_B	نیروی پیشران بوستر
$t_{burn,B}$	زمان سوزش بوستر
Th_i	نیروی پیشران مرحله i ام
α	زاویه حمله
γ	زاویه مسیر
γ_c	پارامتر آیزنرتروپیک محفظه احتراق
δ	میزان خطای همگرایی
\mathcal{E}	ضریب انبساط نازل
η_c	کارایی محفظه احتراق
λ	کارایی نازل
μ_{Fi}	نسبت وزنی سازه مراحل
μ_{pli}	نسبت وزنی محموله

پی‌نوشت

1. Multidisciplinary Design Optimization (MDO)
2. All At Once (AAO)
3. Individual Discipline Feasible (IDF)
4. Multiple Disciplines Feasible (MDF)
5. Fully Integrated Optimization (FIO)
6. Collaborative Optimization (CO)
7. Concurrent Subspace Optimization (CSSO)
8. Bi-Level Integrated System Synthesis (BLISS)
9. Analytical Target Cascading (ATC)
10. Simultaneous Analysis and Design (SAND)
11. Simulated Annealing (SA)
12. Soyuz
13. Vostok
14. Proton
15. Voskhod
16. Kosmos
17. Redstone-Mercury
18. Atlas D/Mercury
19. CZ-2F
20. Missile DATcom.

جستجو و تکرار بهینه‌سازی در بازه‌ای مناسب و قابل قبول از فضای بزرگ و پیچیده طراحی آغاز و در زمان کمتری به نقطه بهینه دست می‌یابد، که این مورد نیز از موارد نوآوری کار محسوب می‌گردد.

همان‌طور که از اطلاعات جدول (۳) پیداست، با اجرای فرآیند بهینه‌سازی حدود ۷۰۰۰ کیلوگرم از وزن استارتی حامل انسان به نسبت خروجی شبه‌سازی بدون اجرای فرآیند بهینه‌سازی کاسته می‌شود. این کاهش وزن استارتی ناشی از کاهش نیروی پیشران و زمان سوزش مراحل و به تبع آن کاهش میزان سوخت و اکسیدکننده و همچنین کاهش در وزن خشک سازه مراحل یا به عبارتی بهینه‌سازی متغیرهای طراحی می‌باشد. بر اساس تجربه ثابت شده که درصدی از هر میزان کاهش در وزن استارتی به مرحله نهایی اختصاص دارد و این بدان معنی است که با استفاده از نتایج بهینه‌سازی چندموضوعی می‌توان در صورت نیاز محموله‌ای سنگین تر را در مدار قرار داد.

همچنین باید به این نکته توجه داشت که بعد از دریافت نتایج حاصل از فرآیند بهینه‌سازی، طراح باید با توجه به امکانات موجود نسبت به انتخاب موتورهای نزدیک به نقطه طراحی یافته شده اقدام نماید. یا به عبارتی طراح است که می‌تواند ارتباط بین نتایج خروجی بهینه‌سازی و واقعیت موجود را برقرار نماید.

علائم و اختصارات

c^*	سرعت مشخصه خروجی
D_B	قطر بوستر
g	شتاب جاذبه
g_0	شتاب جاذبه در سطح دریا
I_{sp}	ضربه ویژه
L_B	طول بوستر
M	جرم
\dot{m}	نرخ سوزش
$M_{0,B}$	جرم اولیه بوستر
M_{0i}	جرم اولیه مرحله i ام
\dot{m}_B	نرخ سوزش بوستر
M_{Glow}	جرم استارتی
M_e	ماخ خروجی موتور
m_{pl}	جرم محموله
M_{Pro}	جرم پیشران
$M_{Pro,B}$	جرم سوخت بوستر
m_{propi}	جرم سوخت بلوک i ام
m_{sti}	جرم سازه مرحله i ام
m_{sum}	مجموع جرم بلوک‌های موشک
m_0	جرم اولیه بلوک

14. Balling, R. J. and J. Sobieszczanski-Sobieski. 1994. An Algorithm for Solving the System-level Problem in Multilevel Optimization. *AIAA Paper* 94.
15. Ming, L. 2000. A Study on the Multidisciplinary Design Optimization (MDO) using Collaborative optimization method, Shipbuilding and Marine Engineering Department. Pusan National University. South Korea.
16. Balesdent, M. 2012. Multidisciplinary Design Optimization of Launch Vehicles. doctoral thesis.
17. Xiaoqian, C., and et al. 2006. Research on Theory and Application of Multidisciplinary Design Optimization of Flight Vehicles. 47th AIAA /ASME /ASCE /AHS /ASC structures. *Structural Dynamics, and Materials Conference*. Newport. Rhode Island.
18. Besnard, E., and C. L. Nicolas. 1999. Design Optimization With Advanced Simulated Annealing. (AIAA 99-0186). 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.
19. Kirkpatrick, E., and C. D. Gelatt. 1983. Optimization by Simulated Annealing. *Science* 220. 671-680.
20. Dr´eo, J., and A. P´etrowski. 2006. *Meta heuristics for Hard Optimization*. Springer - Verlag Berlin Heidelberg.
21. Zeeshan, Q., and D. Yunfeng. 2009. Meta-heuristic approach for the conceptual design and optimization of multistage interceptor. 18th World IMACS/ MODSIM Congress. Australia.
22. Steven J. I. 1991 *International Reference Guide to Space Launch Systems*, Martin Marietta Astronautics Group, Published and Distributed by AIAA.
۲۳. هاشمی دولابی سید مجتبی، حسین دارابی و جعفر روشنی‌یان. ۱۳۹۱. بررسی مقایسه‌ای روش طراحی آماری با روش بهینه‌سازی چندموضوعی (AAO) در طراحی مفهومی یک ماهواره بر سبک سوخت مایع. فصل‌نامه علمی و پژوهشی علوم و فناوری فضایی ۵ (۱): ۶۱-۷۲.
24. Humble, R. W., G. N. Henry, and Larson. 1995. *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill. Inc.
25. Blake, W.B. 1998. *Missile Datcom: User's manual - 1997 Fortran 90 Revision*, Wright-Patterson Air Force Base. Ohio.
26. Robert M. F. 2004. Penalty and Barrier Methods for Constrained Optimization. Massachusetts Institute of Technology.
27. Benjamin W. Wah., C. Yixin, and T. Wang. 2006. simulated annealing with asymptotic convergence for nonlinear constrained optimization. *J Glob Optim.* Springer Science.
1. William, D. N. 2005. Multidisciplinary Structural Design and Optimization for Performance, Cost and Flexibility. Massachusetts Institute of Technology.
2. Li, Y., X. Ling, and W. Zhengu. 2006. Research on Theory and Application of Multidisciplinary Design Optimization of Flight Vehicles. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, *Structural Dynamics and Materials Confere*. Newport. Rhode Island.
3. American Institute for Aeronautics and Astronautics Inc. (AIAA). 1991. Current State of the Art in Multidisciplinary Design Optimization. Technical report.
4. Zachary C., Krevor. 2007. A Methodology to Link Cost and Reliability for Launch Vehicle Design. School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology.
5. Balling R. J., and J. Sobieszczanski-Sobieski. 1995. An Algorithm for Solving the System-level Problem in Multilevel Optimization. *Structural optimization* 9. 168-177.
6. Balling R. J., and J. Sobieszczanski-Sobieski. 1996. Optimization of Coupled Systems: a Critical Overview of Approaches. *AIAA Journal* 34. 6-17.
7. Cramer, E.J., et al., 1994. Problem formulation for multidisciplinary optimization. *SIAM Journal of Optimization* 4. 754-776.
8. Alexandrov, N.M. and R. M. Lewi. 1999. Comparative Properties of Collaborative Optimization and Other Approaches to MDO. MCB University Press.
9. Thomas, A. Z. and L. G. Lawrence. 1999. Multidisciplinary Design Optimization Techniques. 30th AIAA Fluid Dynamics Conference. Norfolk.
10. Arora, S., and Q. Wang. 2004. Review of Formulations for Structural and Mechanical System Optimization. The University of Iowa. Iowa City. IA 52242. USA. SMO 1239.
11. Nathan, P. T., and R. M. Joaquim. 2010. Benchmarking multidisciplinary design optimization algorithms. *Optimization and Engineering* 11. 159-183.
12. Braun, R. and I. Kroo. 1995. Development and application of the Collaborative Optimization architecture in a multidisciplinary design environment. Multidisciplinary Design Optimization: State of the Art. *SIAM*: 98-116.
13. Braun, R. 1996. Collaborative Optimization: An architecture for large-scale distributed design, PhD thesis Stanford University.