

بهینه‌سازی طراحی مفهومی چندموضوعی ماهواره‌بر

حامل انسان با استفاده از الگوریتم ترکیبی

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

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

(تاریخ دریافت: ۹۲/۰۲/۲۴؛ تاریخ پذیرش: ۹۲/۰۶/۱۷)

چکیده

هدف مقاله حاضر، طراحی مفهومی یک حامل انسان دومرحله‌ای با بوسترهای جانبی می‌باشد. به همین منظور، ابتدا برای دستیابی به یک نقطه طراحی، از فن طراحی آماری استفاده نموده و سپس با استفاده از شبیه‌سازی دو درجه آزادی و انجام محاسبات جرمی-انرژی‌تیک نسبت به صحت‌گذاری فرآیند طراحی آماری، اقدام شده است. در ادامه به منظور بهینه‌سازی طراحی مفهومی اولیه، از رویکرد بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی استفاده شده است. ساختار در نظر گرفته شده برای طراحی بهینه چندموضوعی، همه در یک مرحله و الگوریتم بهینه‌ساز به کار رفته، الگوریتم ژنتیک می‌باشد. به منظور دستیابی به دقت بیشتر، از روش سیمپلکس با به کارگیری نتایج حاصل از الگوریتم ژنتیک به عنوان الگوریتم ترکیبی استفاده شده است. با انجام فرآیند بهینه‌سازی، در نهایت به کاهش جرمی حدود ۴ تن از وزن استارتی موشک نسبت به نتایج شبیه‌سازی معمولی دست یافته و همان‌طور که مشخص است کاهش در جرم استارتی عامل اصلی کاهش هزینه تولید و پرتاب سامانه‌های فضایی خواهد بود.

واژه‌های کلیدی: طراحی حامل انسان، طراحی مفهومی، طراحی آماری، بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، الگوریتم ژنتیک، روش سیمپلکس

Multidisciplinary Conceptual Design Optimization of Manned Launch Vehicle Using Combined Algorithm

J. Roshanian, H. Darabi and H. Zare

Aerospace Engineering Faculty

K.N. Toosi University of Technology

(Received: 14 May, 2013; Accepted: 08 September, 2013)

ABSTRACT

The purpose of this article is the conceptual design of a two-stage crew launch vehicle with side boosters. At first, in order to achieve a suitable design point, the statistical design technique is used, and then statistical design process is validated by using two degree of freedom simulation and doing energetic-mass calculations. Then, multidisciplinary design optimization approach is applied for initial conceptual design optimization. The preferred structure for multidisciplinary design optimization is all-at-once and Genetic Algorithm (GA) is used as the optimizer algorithm. In order to achieve more accuracy, Simplex method is employed using GA's results as a combined algorithm. Having performed the optimization process, a mass decrease of about 4 tons from missile gross weight was attained with respect to normal simulation results, and as already known, the decrease in gross mass undeniably leads to a consequent decrease in the cost of producing and launching missiles.

Keywords: Manned Launch Vehicle Design, Conceptual Design, Statistical Design, Multidisciplinary Design Optimization, Genetic Algorithm, Simplex Method

۱- استاد (نویسنده پاسخگو): roshanian@kntu.ac.ir

۲- دانشجوی دکتری: dara2987@yahoo.com

۳- دانشجوی دکتری: h_zare@ae.sharif.ir

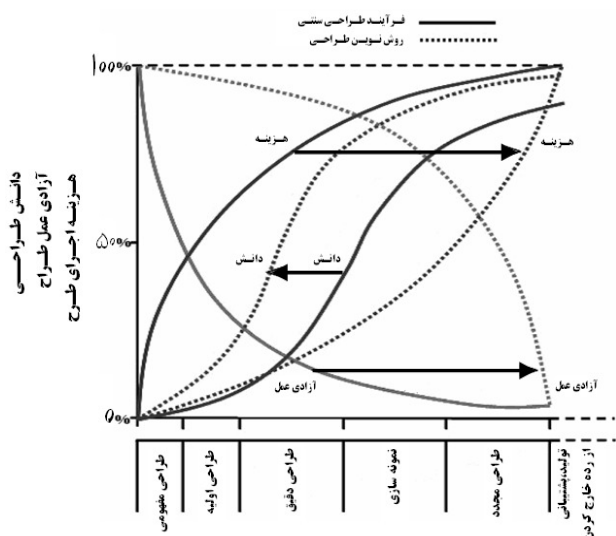
γ_c	پارامتر آیزنتروپیک محفظه احتراق		فهرست علائم
ΔV_{Loss}	افت سرعت	A_j	سطح مقطع گلوگاه نازل
\mathcal{E}	ضریب انبساط نازل	C^*	سرعت مشخصه خروجی
η_c	کارایی محفظه احتراق	D_B	قطر بوستر
λ	کارایی نازل	D_e	قطر خروجی نازل
μ	پارامتر جاذبه	F_{all}	تنش تسلیم
ν	زاویه پیچ	f_s	ضریب اطمینان
$\dot{\nu}$	نرخ پیچ	g_0	شتاب جاذبه در سطح دریا
ϕ	عرض جغرافیایی	H_A, H_P	ارتفاع مداری
ω_E	سرعت زاویه‌ای زمین	i	زاویه میل مداری
All At Once (AAO)	همه در یک مرحله	I_{sp}	ضربه ویژه
Genetic Algorithm (GA)	الگوریتم ژنتیک	L_B	طول بوستر
Simultaneous Analysis and Design (SAND)	طراحی و تحلیل همزمان	MDO	طراحی بهینه چندموضوعی
		MEOP	بیشینه فشار عملکردی مخزن
		o/f	نسبت اکسیدکننده به سوخت
		P_a	فشار محیط
		P_b	فشار انفجار محفظه احتراق
		P_c	فشار محفظه احتراق
		P_e	فشار خروجی نازل
		q	فشار دینامیکی
		R	ثابت گاز خروجی
		r_c	شعاع محفظه احتراق
		R_E	شعاع زمین
		r_s	شعاع کروی
		S	سطح مرجع
		t	زمان
		T_B	پیشرانش بوستر
		t_{bi}	زمان سوزش مرحله i ام
		$t_{bum.B}$	زمان سوزش بوستر
		t_c	ضخامت دیواره
		T_c	دمای شعله
		t_s	ضخامت دیواره کروی مخزن
		Th	پیشرانش مرحله i ام
		V_{Av}	سرعت قابل حصول
		V_C	سرعت مداری
		α	زاویه حمله
		γ	زاویه مسیر

۱- مقدمه

با توجه به هزینه‌های بسیار سنگین اجرای پروژه‌های فضایی، همه دست‌اندرکاران مباحث فضایی ناچار به استفاده از بهینه‌سازی فرآیندهای طراحی، تولید و پرتاب سامانه‌های فضایی هستند. از طرفی سرمایه‌گذاری هر چه بیشتر در مرحله طراحی مفهومی و دستیابی به طرح هر چه بهتر، در نهایت منجر به کاهش هزینه و زمان اجرای پروژه می‌گردد. چرا که انجام درست فرآیند طراحی مفهومی در چرخه عمر محصول و تولید محصول بی‌نقص تأثیر بسزایی دارد [۱].

یکی از راه‌های دستیابی به نتایج قابل قبول در طراحی سامانه‌های فضایی و در مرحله طراحی مفهومی، استفاده هر چه بیشتر از اطلاعات موجود از طرح‌های قبلی یا به عبارتی اطلاعات آماری است. به‌منظور بهره‌وری بالاتر در فرآیند طراحی، انتخاب فناوری دقیق‌تر، برآورد هزینه واقعی‌تر، اجرای طرح در مدت زمان کمتر و نیز برآورد ضریب اطمینان از عملکرد با مقبولیت بیشتر باید از مدل طراحی آماری در فرآیند طراحی مفهومی استفاده نمود. بعد از انجام این مرحله و به‌منظور اجرای فرآیند بهینه‌سازی طراحی مفهومی باید با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی نسبت به بالا بردن دقت در اجرای فرآیند اقدام نمود. فرآیند طراحی پروژه‌های فضایی، متأثر از موضوعات مختلفی از جمله سازه، آیرودینامیک، مسیر و غیره می‌باشد. در روند اجرای این فرآیند، ممکن است از نتایج حاصل از بررسی هر موضوع در موضوعات دیگر استفاده نمود، در حالی که موضوع مدنظر، خود از موضوعات مرتبط دیگر تأثیر می‌پذیرد، بنابراین تصمیم‌گیری در خصوص نتایج حاصل از

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 همکاران [۷]، روش‌های بهبودسازی طراحی چندموضوعی را به گروه‌های همه در یک مرحله، قابلیت یک موضوعی و قابلیت چندموضوعی طبقه‌بندی کردند. به عبارتی این روش‌ها را می‌توان به دو دسته با فرمولاسیون تک‌سطحی (یک پارچه) و چندسطحی تقسیم نمود [۱۱].



شکل (۱): نمودار سطوح آزادی عمل و دانش طراح در روش‌های سنتی و جدید [۱۲].

۲- بهبودسازی طراحی چندموضوعی

در مقاله حاضر به منظور طراحی بهبودی چندموضوعی سامانه مدنظر از روش طراحی بهبودی چندموضوعی موسوم به همه در یک مرحله استفاده شده است. صرف‌نظر از روش بهبودسازی، یک مسئله عمومی بهبودسازی را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$\text{Min} : f(x, u(x))$$

$$\text{Subject to} : g(x, u(x)) \leq 0 \text{ و } h(x, u(x)) = 0$$

که در آن، $x = \{x_1, x_2, x_3, \dots, x_n\}$ بردار متغیرهای طراحی و $u = \{u_1, u_2, u_3, \dots, u_n\}$ بردار متغیرهای حالت (رفتار) سامانه، f تابع هدف و g, h قیود تساوی و نامساوی مسئله می‌باشند. اکنون به منظور حل مسئله بهبودسازی باید این منطق ریاضی را در قالب روش بهبودسازی چندموضوعی مدنظر پیاده‌سازی نموده و نسبت به اجرای فرآیند بهبودسازی اقدام نمود.

روش همه در یک مرحله، یک روش تک‌سطحی بوده و نوع بهبودسازی در این روش به صورت طراحی و تحلیل هم‌زمان می‌باشد، یعنی اینکه هم تحلیل کوپلینگ بین زیرسیستم‌ها و

هر موضوع به طور جدی به نتایج حاصل از بررسی سایر موضوعات بستگی دارد، در حالی که هر موضوع نیز از زیرموضوعاتی با اثرات متقابل تشکیل شده است [۲]. با توجه به این پیچیدگی و همبستگی زیاد بین موضوعات، چنانچه طراح هر موضوع بدون توجه به سایر طراحان، تصمیم‌گیری نماید، به طور مسلم طرح به نتیجه مطلوبی نخواهد رسید، چرا که هر یک از طراحان زیرسیستم‌ها، سعی بر آن دارد تا به بهترین طرح در موضوع خاص خود دست یابد. از طرفی با توجه به ضرورت طراحی سامانه‌های پیشرفته مهندسی و به ویژه سیستم‌های فضایی که به شدت پیچیده هستند، فرآیند طراحی و بهبودسازی چنین سامانه‌های پیچیده‌ای، به مشکل جدی تبدیل شده و در نهایت دانشمندان را به سمت تدوین روش‌های جدید طراحی یا همان روش‌های طراحی بهبودی چندموضوعی سوق داده است. اکنون دیگر طراحی بهبودی چندموضوعی روشی است که در طراحی سامانه‌ها و موضوعات پیچیده مهندسی که به صورت مرتبط به هم رفتار می‌کنند و دارای تأثیر متقابل با یکدیگرند، مورد استفاده قرار می‌گیرد [۳] و خود یکی از زمینه‌های رشد تحقیقات با دامنه وسیعی از کاربردهاست و بعضی از مفاهیم بهبودسازی طراحی چندموضوعی، هنوز هم در دست توسعه می‌باشند [۴].

در شکل ۱ با استفاده از طراحی چندموضوعی، طراحان دانش بیشتری به طرح پیدا کرده و آزادی عمل بیشتری برای ایجاد تغییر در آن دارند، از طرفی نیاز به رسیدن به طرحی کارآ و کم‌هزینه که از نظر عملکردی بهترین نیز باشد، طراحان را به استفاده از نگرش چندموضوعی وادار کرده است.

با تکامل تحقیقات در زمینه طراحی بهبودی چندموضوعی از یک طرف و دستیابی به فناوری‌های پیشرفته محاسباتی اعم از

سخت‌افزار و نرم‌افزار، تعداد روش‌های حل مسائل نیز افزایش یافته است. در همین راستا، روش‌های حل متفاوتی در منابع مختلف برای حل مسائل بهبودسازی طراحی چندموضوعی ارائه شده است. این روش‌ها در کارهایی که بالینگ و سوبیسکی^۱ [۵ و ۶]، کرامر^۲ و همکاران [۷]، الکساندرو و لوییس^۳ [۸]، توماس و لورنس^۴ [۹] و آرورا و وانگ^۵ [۱۰]، انجام داده‌اند،

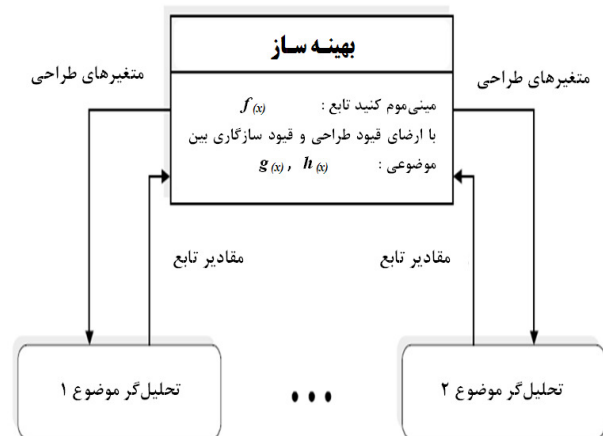
1- Balling and Sobieski
2- Cramer
3- Alexandrov and Lewis
4- Thomas and Lawrence
5- Arora and Wang

جستجوی مستقیم و تکاملی در دو سرفصل قطعی و احتمالی دسته‌بندی شده‌اند که با توجه به ماهیت مسئله و نظر طراح در حل مسائل مدنظر، به کار گرفته می‌شوند. باید به این نکته توجه داشت که یک الگوریتم خاص که قادر به حل همه مسائل بهینه‌سازی باشد، وجود ندارد. پیچیده و بزرگ بودن فضای طراحی، تابع با بعضی نقاط تعریف نشده، ناپیوستگی و هموار نبودن تابع هدف، وجود چندین بهینه محلی، تعداد متغیرهای طراحی، کند بودن محاسبه تابع هدف، غیرخطی‌های شدید و ... عواملی هستند که در کنار بررسی همزمان هزینه و زمان اجرای فرآیند بهینه‌سازی، طراح را به سوی استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی تکاملی پیش می‌برد [۲۹-۲۴]. البته استفاده از این الگوریتم‌ها بسیار پرهزینه و زمانبر می‌باشد، در حالی که دقتی کمتر از الگوریتم‌های گرادیانی دارند، اما نقطه‌قوت آنها جستجوی سراسری فضای طراحی و قابلیت بی‌نظیر دستیابی به نقطه بهینه سراسری است. از طرفی الگوریتم‌های گرادیانی بسیار سریع و دقیق بوده و نقطه ضعف آنها عدم توانایی جستجوی سراسری در فضای بزرگ طراحی است. همچنین الگوریتم‌های جستجوی مستقیم که فقط با مقدار تابع سروکار داشته و قابلیتی بین این دو دسته الگوریتم بهینه‌سازی را دارند. بنابراین، متناسب با مسئله مدنظر و به منظور کاهش هزینه و زمان اجرای محاسبات فرآیند بهینه‌سازی و نیز دستیابی به دقت بالاتر، از روش ترکیبی یعنی به کارگیری روش‌های تکاملی با گرادیانی یا جستجوی مستقیم می‌توان استفاده نمود، در این مقاله به همین منظور از ترکیب دو الگوریتم تکاملی و جستجوی مستقیم استفاده شده است.

۴- تعریف مسئله

هدف مقاله حاضر پیاده‌سازی 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 55° و در نظر گرفتن عرض جغرافیایی نقطه پرتاب برابر 35° و رسیدن به سرعت مدار دایروی (۷۷۸۴ m/s) می‌باشد. 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. قیود طراحی در این پروژه، در حد فاز طراحی مفهومی در نظر گرفته شد که مهم‌ترین آنها عبارتند از:

هم بهینه کردن آنها به صورت همزمان انجام می‌شود [۶ و ۱۳]. این روش نیز به عنوان روش جداسازی بر اساس بهینه‌سازی شناخته می‌شود [۷] و تمامی مسئله طراحی چندموضوعی را به صورت یک مسئله بهینه‌سازی در نظر می‌گیرد. 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 امر با تبدیل معادلات تحلیل سیستم به قیود تساوی، و با در نظر گرفتن متغیرهای طراحی سامانه 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، بهینه‌سازی با وارد کردن قیود بر روی متغیرهای خروجی و ورودی باعث ایجاد کوپلینگ می‌شود [۱۴]. شماتیک یک سامانه کوپله از نوع همه در یک مرحله، در شکل ۲ نشان داده شده است.



شکل (۲): شماتیک ساختار روش همه در یک مرحله [۱۴].

طراحی بهینه چندموضوعی با موفقیت در انواع مسائل ریاضی و مسائل طراحی مهندسی، طراحی مفهومی ماهواره‌برها و وسایل فضایی بدون سرنشین به کار برده شده است [۱۲ و ۲۳-۱۵].

۳- الگوریتم‌های بهینه‌سازی

از ابتدای ورود به بحث بهینه‌سازی تاکنون، الگوریتم‌های مختلفی با توجه به ماهیت مسائل مختلف طراحی از جمله تعداد متغیرهای طراحی، نوع متغیرها، خطی یا غیر خطی بودن توابع هدف و قیود، قیود مساوی یا نامساوی، زمان اجرای کدهای شبیه‌سازی و ... تهیه و تدوین شده و در سه دسته گرادیان پایه،

می‌گردند، و چهار پارامتر جرمی - انرژی‌تیک $\mu_{PLi}, \mu_{Fi}, n_{0i}, I_{SPi}$ که از اطلاعات آماری حاصل می‌شوند فرآیند طراحی آغاز گردیده و با محاسبه پارامترهای طراحی، مقادیر سرعت نهایی قابل دستیابی، جرم سازه و پیشران مراحل، پیشران‌ش موتور و زمان کارکرد مراحل که تعیین کننده طرح کلی موشک هستند به شرح زیر تعیین می‌گردند. جرم اولیه ماهواره بر M_0 به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$M_0 = m_{sum} + m_{pl} \quad (1)$$

که در آن، m_{pl} جرم محموله و m_{sum} مجموع جرم مراحل موشک می‌باشد، جرم اولیه و نهایی هر مرحله از موشک را می‌توان به صورت زیر بیان نمود:

$$M_{0i} = m_{0i} + M_{0i+1} \quad (2)$$

در رابطه فوق m_{Fi} به صورت زیر تعریف می‌گردد که در آن، m_{propi} جرم پیشران هر مرحله می‌باشد. همچنین نسبت جرم نهایی به جرم اولیه به صورت رابطه (۳) بیان می‌شود:

$$m_{Fi} = m_{0i} - m_{propi} \quad (3)$$

با توجه به روابط (۲ و ۳) عبارت زیر حاصل خواهد شد:

$$\mu_{Fi} = \frac{m_{Fi} + M_{0i+1}}{M_{0i}} = \frac{m_{Fi}}{M_{0i}} + \frac{M_{0i+1}}{M_{0i}} \quad (4)$$

عبارت دوم سمت راست معادله (۴)، به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mu_{pli} = \frac{M_{0i+1}}{M_{0i}} \quad (5)$$

نسبت جرم محموله بالا نسبت جرم محموله مراحل می‌باشد. بنابراین نسبت جرم محموله کل به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\mu_{pl} = \frac{m_{pl}}{M_0} \quad (6)$$

همچنین رابطه (۶) را می‌توان به صورت زیر بسط داد:

$$\mu_{pl} = \frac{m_{pl}}{M_0} = \frac{M_{02}}{M_{01}} \frac{M_{03}}{M_{02}} \frac{M_{04}}{M_{03}} \dots \frac{M_{0n}}{M_{0n-1}} \frac{m_{pl}}{M_{0n}} \quad (7)$$

در فرآیند طراحی آماری شرط اثبات صحت فرآیند طراحی آن است که سرعت نهایی از سرعت قابل حصول کمتر باشد، یعنی $V_C < V_{Av}$. روابط زیر بیانگر چگونگی محاسبه این سرعت‌ها می‌باشند:

$$V_C = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (8)$$

$$V_{Av} = -g_0 \sum_{i=1}^N I_{SPi} Ln \mu_{Fi} \quad (9)$$

- از آنجایی که مأموریت این وسیله حامل، حمل انسان است، شتاب در طول مسیر نباید بیش از حدود ۴ g باشد.
- در بیشینه هد دینامیکی و همچنین زمان جدایش بوستر و مراحل، می‌بایست زاویه حمله، صفر در نظر گرفته شود.

۵- روش آماری طراحی ماهواره‌بر

به منظور تعیین پارامترهای جرمی - انرژی‌تیک با رجوع به منابع موجود و استفاده از اطلاعات طرح‌های مشابه با طرحی که قابلیت انجام مأموریت خواسته شده را داشته باشد، ضرایب آماری مد نظر قابل استخراج می‌باشد. با استفاده از اطلاعات آماری به دست آمده برای خانواده حامل‌های سایوز، واستوک، پروتون، واسخود و کاسموس روسی و مرکوری و اطلس آمریکایی و سی - زد، تو - اف چینی [۳۰]، که مأموریتی تقریباً مشابه مأموریت مدنظر را انجام داده‌اند و استخراج ضرایب نسبت وزنی بار مفید یا نسبت وزنی بار مراحل μ_{PLi} ، نسبت وزنی کل و مراحل μ_{Ki} ، نسبت پیشران‌ش به وزن مراحل n_{0i} و ضربه ویژه موتورهای مراحل I_{SPi} ، (که نمایانگر سطح فناوری هر کشور می‌باشد)، با استفاده از روابط زیر و نیز در نظر داشتن سطح فناوری موجود، ابتدا پارامترهای آماری مورد نیاز و سپس ضرایب آماری استخراج گردیده و با اعمال این ضرایب در برنامه‌ی طراحی آماری، نتایج ارائه شده در جدول ۱ حاصل گردید.

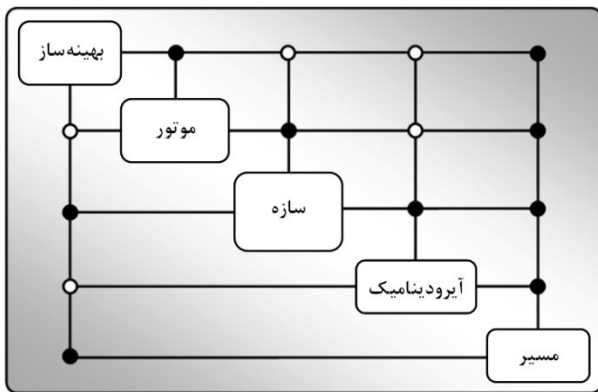
جدول (۱): نتایج حاصل از طراحی آماری.

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	۶۳/۹۲
I_{SP} (sec)	۲۴۸	۲۶۵	۳۲۰
n_0	۱/۳۲	۰/۸۵	۰/۹۰

در روش طراحی آماری با داشتن پنج ورودی شامل $M_{PL}, \phi, H_A, H_p, i$ که از تعریف مأموریت فضایی تعیین

۶- بهینه‌سازی طراحی مفهومی چندموضوعی حامل انسان

برای اجرای فرایند بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی، بایستی در ابتدا، مدل ریاضی از سامانه، در دست باشد. سپس با انتخاب ساختار مناسب برای طراحی بهینه چندموضوعی و همچنین انتخاب و تنظیم روش بهینه‌سازی مناسب، اقدام به حل مسئله شود. همان‌طور که در شکل ۴ نشان داده شده است، موضوعات در نظر گرفته شده در طراحی بهینه چندموضوعی مؤثر در طراحی عبارتند از: پیشرانش (مایع و جامد)، وزن و هندسه، آیرودینامیک و مسیر.



شکل (۴): موضوعات درگیر در بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی حامل انسان در ساختار ماتریس طراحی همه در یک مرحله.

۶-۱- مدل سازی سامانه پیشرانش

در طراحی این سامانه، از هر دو نوع سامانه پیشران مایع و جامد استفاده شده است. بنابراین، مدل پیشران نیز به دو زیرشاخه سامانه پیشران مایع و سامانه پیشران جامد تقسیم شده است که در ادامه، تشریح می‌شوند.

سامانه پیشران مایع: در مراجع مختلف، الگوریتم‌های گوناگونی برای محاسبات پیشران‌شنی 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 سامانه فشارگذاری، سامانه خنک‌کاری و غیره، پارامترهای اساسی موتور از جمله، نرخ سوزش و ضربه‌ی ویژه را، محاسبه می‌کند. روابط اساسی استفاده شده در این بخش عبارتند از [۳۱]:

$$V_{Av} = -g_0 \sum_{i=1}^N I_{SPi} \ln \mu_{Fi} \quad (9)$$

همچنین باید در نظر داشت که در مرحله طراحی مفهومی میزان کل افت سرعت موشک را با یک تخمین خوب، ۲۵ درصد سرعت قابل دستیابی در نظر می‌گیرند، $\Delta V_{Loss} = 25\% V_{Av}$. در این الگوریتم چنانچه شرط فوق برقرار نگردد، با تغییر μ_{Fi} و ثابت نگهداشتن سه پارامتر جرمی- انرژی دیگر، حلقه طراحی آنقدر تکرار شده تا شرط فوق ارضاء گردد. نسبت پیشران به وزن اولیه، زمان سوزش، جرم سوخت و اکسید کننده، جرم سازه خشک و دبی مصرفی در هر مرحله با استفاده از دسته روابط ۱۰ قابل محاسبه است.

$$n_{oi} = \frac{Th_i}{M_{oi}}$$

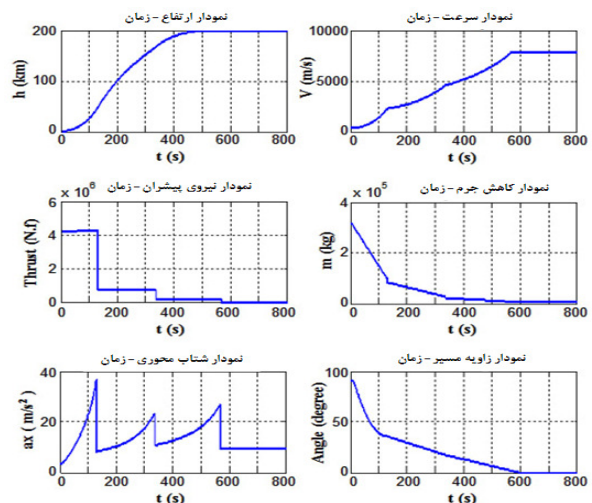
$$t_{bi} = \frac{I_{SPi} (1 - \mu_{Fi})}{n_{oi}}$$

$$m_{pi} = M_{,i} \times (1 - \mu_{Fi}) \quad (10)$$

$$m_{sti} = \mu_{Fi} \times M_{,i} - M_{,i+1}$$

$$\dot{m}_i = \frac{Th_i}{I_{SPi}}$$

با توجه به این نتایج، پیکره‌بندی حامل انسان دارای ساختاری ترکیبی (سری و خورجینی) بوده و از دو مرحله و چهار بوستر (که می‌تواند سوخت مایع یا جامد باشد)، محموله، فیرینگ و مدول نجات سرنشین، تشکیل می‌گردد. با توجه به نتایج حاصل از طراحی آماری جدول ۱ و در نهایت صحنه‌گذاری با شبیه‌سازی دو درجه آزادی شکل ۳، می‌توان از این اطلاعات به‌عنوان نقطه شروعی مناسب در طراحی بهینه استفاده نمود.



شکل (۳): نمودار نتایج حاصل از اجرای شبیه‌سازی دو درجه آزادی با استفاده از اطلاعات ورودی طراحی آماری.

$$m_{fuel} = m_{prop} \frac{1}{1 + o/f}, \quad (24)$$

$$m_{oxid} = m_{prop} \frac{o/f}{1 + o/f}. \quad (25)$$

قسمت عمده جرم خشک ماهواره‌بر را وزن موتور و متعلقات آن تشکیل می‌دهد. برای محاسبه جرم اجزاء موتور از قبیل نازل و محفظه احتراق، از روابط زیر استفاده شده است.

$$P_b = f_s MEOP, \quad (26)$$

$$t_c = \frac{P_b r_c}{F_{all}}, \quad (27)$$

$$t_s = \frac{P_b r_s}{2F_{all}}. \quad (28)$$

سپس با در دست داشتن حجم مواد به‌کار رفته در هر جزء و همچنین چگالی جنس آن، وزن هر جزء محاسبه می‌گردد.

یکی دیگر از بخش‌های مهم در این بخش، طراحی مخازن سوخت و اکسید و فشار گذار است، که برای طراحی مخزن هر یک، در ابتدا حجم واقعی مورد نیاز، محاسبه شده. سپس با استفاده از روابط سازه‌ای، طول مخزن و ضخامت آن و در نهایت وزن مربوطه محاسبه می‌گردد.

۳-۶- مدل‌سازی آیرودینامیک

ضرایبی که از تحلیل آیرودینامیکی ماهواره‌بر در این فاز از طراحی استخراج می‌شود شامل ضریب نیروی محوری و ضریب نیروی معمولی 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. در کار انجام شده در این مقاله بمنظور انجام محاسبات آیرودینامیکی، از نرم‌افزار Missile Datcom [۳۲]، استفاده شده است.

۴-۶- مدل‌سازی مسیر پرواز

برای تحلیل مسیر پرواز، یک مدل دو درجه آزادی توسعه یافته و در نرم افزار ++C پیاده‌سازی شده است. در واقع، وسیله به‌عنوان یک جرم نقطه‌ای در نظر گرفته شده است و از حرکت وضعی آن

$$M_e = \left\{ \left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left[\left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} - 1 \right] \right\}^{1/2}, \quad (11)$$

$$\varepsilon = \frac{1}{M_e} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \right], \quad (12)$$

$$c^* = \frac{\eta_c^* \sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}, \quad (13)$$

$$I_{sp} = \lambda \left\{ \frac{c^* \gamma}{g_0} \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma-1} \right) \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{c^* \varepsilon}{g_0 P_c} (P_e - P_a) \right\}, \quad (14)$$

$$\dot{m} = \frac{T}{I_{sp} g_0}, \quad (15)$$

$$A_t = \frac{\dot{m} c^*}{P_c}, \quad (16)$$

$$D_e = \sqrt{\frac{4}{\pi} A_t \varepsilon}. \quad (17)$$

سامانه پیشران جامد: در این مقاله، سامانه پیشران جامد در بوسترها به‌کار گرفته شده‌اند. در اینجا، بر خلاف روش اتخاذ شده در سامانه پیشران مایع (که در آنجا طراحی متوسط انجام می‌شد)، از روابط رگرسیون خطی بهره گرفته شده است. برای این منظور، با استفاده از رگرسیون داده‌های آماری بوسترهای سوخت جامد و منطق طراحی بوستر، روابط ساده‌ای استخراج شد که در زیر مشاهده می‌شود:

$$\dot{m}_B = -0.00047867 \times T_B^2 + 4.12687 \times T_B, \quad (18)$$

$$M_{Pro.B} = \dot{m}_B \times t_{burn.B}, \quad (19)$$

$$\left(\frac{M_0}{M_{pr}} \right)_B = 1.2516170 \times T_B^{-0.0316377}, \quad (20)$$

$$M_{0.B} = M_{pro.B} \times \left(\frac{M_0}{M_{pr}} \right)_B, \quad (21)$$

$$L_B = \frac{0.53}{D_B^2} \times \left(\frac{M_{pro.B}}{1000} \right)^{0.9146}. \quad (22)$$

۲-۶- مدل‌سازی وزن و هندسه

جرم کل ماهواره‌بر شامل جرم پیشران و سازه مراحل (موتور، مخازن و سایر اجزاء)، جرم محموله، محفظه محموله و سامانه جدایش می‌باشد.

برای محاسبه جرم پیشران مورد نیاز معادله (۲۳) به‌شرح زیر می‌باشد:

$$m_{prop} = \dot{m} t_{burn}, \quad (23)$$

شد، قیود مسئله، به صورت پنالتی به صورت رابطه (۲۹)، با این تابع، جمع شده‌اند [۳۴].

$$f = M_{Glow} + \sum_{i=1}^n r_i \cdot g_i \quad (29)$$

قیودی که به عنوان پنالتی به تابع هدف اعمال شدند عبارتند از: اختلاف سرعت نهایی واقعی از سرعت طراحی مطلوب (7784±2 m/s)، اختلاف ارتفاع نهایی واقعی از ارتفاع طراحی مطلوب (200000±10 m)، زاویه مسیر نهایی (0±0.001 deg) و بیشینه شتاب اعمالی (4 g).

فرایند بهینه‌سازی: در این مقاله، به منظور بهینه‌سازی مسئله، از نرم‌افزار Matlab استفاده شده است. فاز اول بهینه‌سازی، با استفاده از الگوریتم ژنتیک انجام شد. برای تعیین مشخصه‌های این بهینه‌ساز، با تنظیم پارامترهای مختلف آن، مشخص گردید که هر چه تعداد جمعیت و تعداد بیت‌ها زیاد شود دقت پاسخ‌ها بهتر و بیشتر می‌شود و از طرفی هم زیاد در نظر گرفتن این پارامترها باعث بالا رفتن زمان اجرای برنامه می‌گردد. البته با افزایش تعداد جمعیت می‌توان تعداد تکرار را طوری کاهش داد که با زمان کمتر به همان دقت دست یافت. موارد تنظیمی الگوریتم ژنتیک در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول (۲): تنظیمات الگوریتم ژنتیک.

مقدار	حالت
۵۰۰	تعداد نسل
۸۰	اندازه جمعیت
دو نقطه‌ای با فاکتور ۰/۸	تقاطع
یکنواخت با فاکتور ۰/۰۲۶	جهش
مسابقه	انتخاب
رتبه‌بندی	اندازه‌گیری
صحیح	شایسته‌گزینی
$(f_{(x_i)} - f_{(x_{i+10})}) \leq \epsilon$	شرط توقف فرآیند بهینه‌سازی

بعد از تعیین بازه مناسب برای متغیرهای طراحی و چندین بار سعی و خطا به منظور تعیین ضرایب پنالتی مناسب، مسئله بهینه‌سازی به جواب نهایی، همگرا شد. پارامترهای جرمی-انرژی‌تیک و نمودارهای حاصل، در بخش نتایج بهینه‌سازی، ارائه شده است. در به کارگیری این روش بهینه‌سازی، به منظور

صرف نظر گردیده است. مدل به کار رفته برای زمین، کروی و در حال چرخش در نظر گرفته شده است. ضرایب آیرودینامیکی مورد استفاده در این بخش، که قبلاً در بخش هندسه و آیرودینامیک بر حسب اعداد ماخ، اعداد رینولدز و زاویه حمله‌های مختلف جدول‌بندی شده‌اند، با معین شدن عدد ماخ، عدد رینولدز و زاویه حمله، به صورت لحظه‌ای دریافت می‌شود. در اینجا از مدل اتمسفر استاندارد استفاده شده و معادلات حرکت [۳۳] به صورت عددی (رونک- کوتای مرتبه ۴) از شرایط اولیه تا شرایط تزریق به مدار انتگرال‌گیری می‌شوند.

۵-۶- بهینه‌ساز

در این مقاله، با توجه به اینکه برای ساختار طراحی بهینه‌ی چندموضوعی، از روش همه در یک مرحله، استفاده شده است، مقادیر متغیرهای طراحی، در سطح سامانه، توسط بهینه‌ساز تعیین می‌شود. همان‌طور که ذکر شد، در این مقاله به منظور اجرای فرآیند بهینه‌سازی از روش تک‌سطحی بهینه‌سازی تحت عنوان همه در یک مرحله استفاده شده است. با توجه به اینکه فضای طراحی در اینگونه مسائل به شدت غیرخطی بود و برای متغیرهای طراحی، از لحاظ عملیاتی محدوده‌ایی مشخص وجود دارد، بنابراین، می‌توان به منظور بهینه‌سازی مسئله از الگوریتم ژنتیک به عنوان الگوریتم بهینه‌سازی در قالب روش همه در یک مرحله استفاده نمود. با توجه به تعدد متغیرهای طراحی و قیود، برای ارضاء کردن قیود در مسیر بهینه‌سازی، از روش اعمال پنالتی بر روی تابع هدف، بهره گرفته شده است. مشخصه‌های مسئله بهینه‌سازی، در ادامه تشریح می‌شود.

متغیرها و پارامترهای طراحی در نظر گرفته شده در این مسئله عبارتند از:

- متغیرهای پیشران شامل پیشران‌ش و زمان سوزش بوستر، پیشران‌ش و زمان سوزش مراحل،
 - متغیرهای مسیر شامل بیشینه زاویه حمله، میزان نرخ زاویه فراز و زمان سوپچ کردن آنها، 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).

از آنجایی که یکی از مهم‌ترین پارامترهای مؤثر در هزینه یک مأموریت فضایی، جرم لحظه‌ی پرتاب است، این جرم به عنوان معیار بهینگی اصلی، در نظر گرفته شده است. همان‌طور که ذکر

نتایج بهینه‌سازی: نتایج نهایی بهینه‌سازی، در جدول ۳ و شکل ۷ مشاهده می‌شود. این نتایج با استفاده از روش طراحی بهینه چندموضوعی همه در یک مرحله و با به‌کارگیری روش‌های بهینه‌سازی الگوریتم ترکیبی (ژنتیک و سیمپلکس)، حاصل شده است.

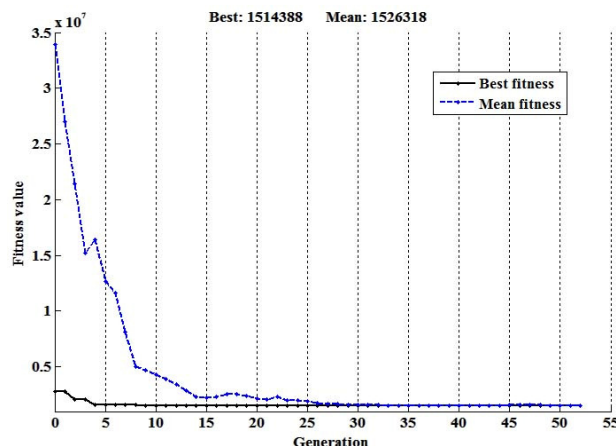
جدول (۳): نتایج حاصل از اجرای برنامه در حالت‌های مختلف.

عنوان	واحد	طراحی آماری	شبه‌سازی دو درجه آزادی	طراحی با الگوریتم ژنتیک	بهینه‌سازی نهایی طراحی با الگوریتم سیمپلکس
تراست مرحله اول	(tonf)	۷۱/۵۵	۶۹/۹۷	۶۸/۰۸	۶۸/۱
تراست مرحله دوم	(tonf)	۲۰/۴۵	۲۰/۳۷	۲۱	۱۸/۹۱
تراست ۴ پوستر جانبی	(tonf)	۳۵۵/۸	۲۹۷/۱۵	۳۰۴/۲	۳۰۴/۸۶
زمان سوزش مرحله اول	(sec)	۲۰۵/۷۶	۲۸۷/۹۱	۲۸۴/۲	۲۸۴/۱۷
زمان سوزش مرحله دوم	(sec)	۲۵۹/۵۶	۱۸۹/۳۲	۱۲۸/۱۲	۱۸۷/۷۵
زمان سوزش بوسترها	(sec)	۱۲۹/۶۴	۱۰۰/۲	۹۸/۰۴	۹۸/۰۴
جرم خشک مرحله اول	(kg)	۵۸۹۰	۵۵۸۵/۷	۵۴۹۴/۶۷	۵۴۹۵/۴
جرم خشک مرحله دوم	(kg)	۱۱۴۰	۱۰۶۷/۵۵	۸۴۴/۳	۱۰۳۸/۱
جرم خشک بوسترها	(kg)	۱۶۱۹۰	۱۱۲۶/۵	۱۱۲۷۵/۳	۱۱۲۷۵/۴
جرم سوخت مرحله اول	(kg)	۵۵۵۵۵/۲	۷۷۵۱۶/۴	۷۴۴۴۲/۴	۷۴۴۵۰/۶
جرم سوخت مرحله دوم	(kg)	۱۶۵۹۱۰/۷۵	۱۲۲۹۱/۸	۸۵۶۱/۷	۱۱۳۱۱/۸
جرم سوخت بوسترها	(kg)	۲۲۳۲۹۴/۳۵	۱۲۴۱۹۷/۹	۱۲۱۶۵۶/۵	۱۲۴۴۶۳
جرم کل مرحله اول	(kg)	۶۱۴۴۵/۲	۸۳۱۰۲/۱	۷۹۹۳۷/۱	۷۹۹۶۱
جرم کل مرحله دوم	(kg)	۱۷۷۳۱۰/۷۵	۱۳۳۵۹/۳	۹۴۰۵/۹۹	۱۲۳۴۹/۹
جرم کل بوسترها	(kg)	۲۳۹۵۸۴/۳۵	۱۳۵۵۸/۴	۱۳۵۶۳۷/۶	۱۳۵۶۳۸
نرخ سوزش مرحله اول	(kg/sec)	۲۷۰	۲۶۹/۲۳۶	۲۶۱/۹۷۵	۲۶۱/۹۹
نرخ سوزش مرحله دوم	(kg/sec)	۶۳/۹۲	۶۴/۹۲۷	۶۶/۸۲	۶۰/۳
نرخ سوزش بوسترها	(kg/sec)	۱۷۲۳/۱۹	۱۲۳۹/۵	۱۲۶۸/۵	۱۲۶۸/۵
کل جرم با محموله	(kg)	۳۲۳۷۶۰/۶	۲۳۷۰۱۹/۸	۲۲۷۲۷۵/۲	۲۳۲۹۳۴/۳

همان‌طور که در جدول ۳ مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از طراحی آماری به‌عنوان نقطه شروع کار در شبه‌سازی دو درجه آزادی مورد استفاده واقع گردید. 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:

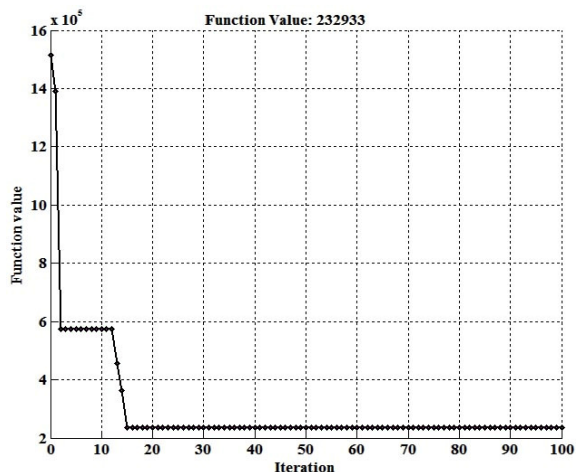
- اطلاعات مربوط به این بخش از کار، بر اساس داده‌های ارائه شده در مراجع مرتبط موجود می‌باشد که احتمالاً تقریبی بوده و یا دارای خطا می‌باشند [۳۰].

توقف فرایند بهینه‌سازی از منطق بررسی عدم تغییر در مقدار تابع هدف در حداقل ۱۰ تکرار آخر استفاده شده است. روند حرکت تابع هدف به سمت کمترین مقدار در شکل ۵ نشان داده شده است.

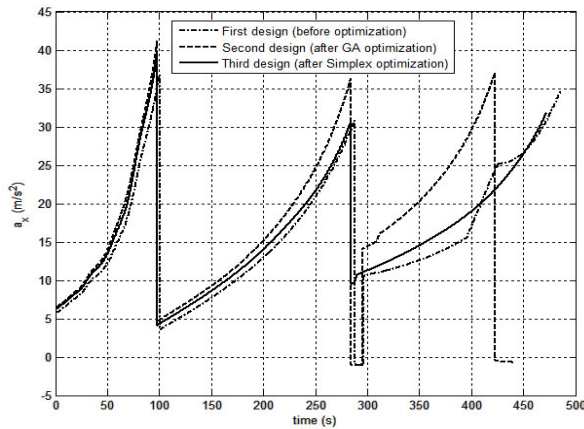


شکل (۵): نمودار بهترین مقدار و میانگین مقادیر تابع هدف در هر نسل در روند بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک.

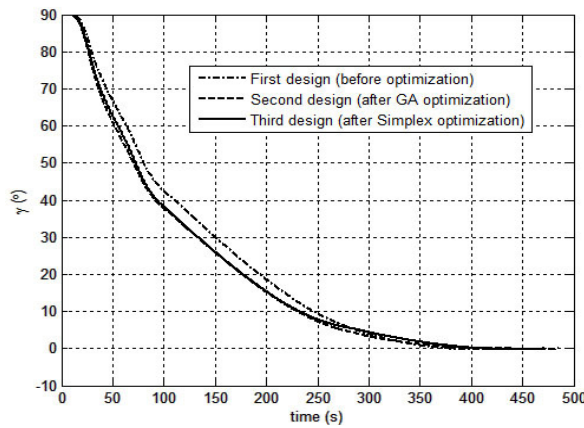
به‌منظور دستیابی به دقت بالاتر با استفاده از خروجی الگوریتم ژنتیک به‌عنوان نقطه ورودی، فرایند بهینه‌سازی را با الگوریتم سیمپلکس نیز مورد بررسی قرار داده و همان‌طور که در نتایج ارائه شده است، به نقطه بهتری دست یافته شده است. روند بهینه‌سازی با استفاده از سیمپلکس، در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل (۶): نمودار مقدار تابع هدف در هر تکرار از روند بهینه‌سازی سیمپلکس.



(د)

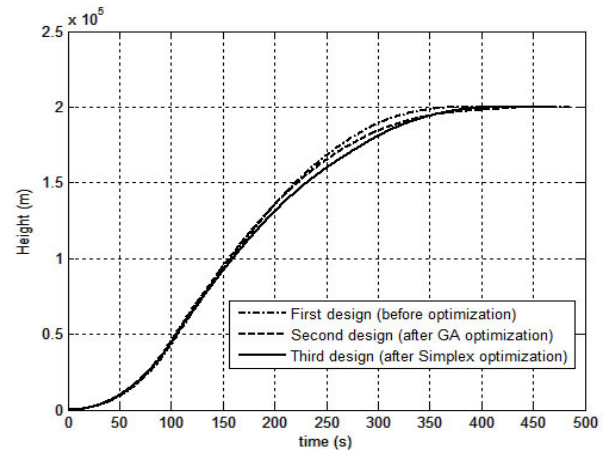


(ه)

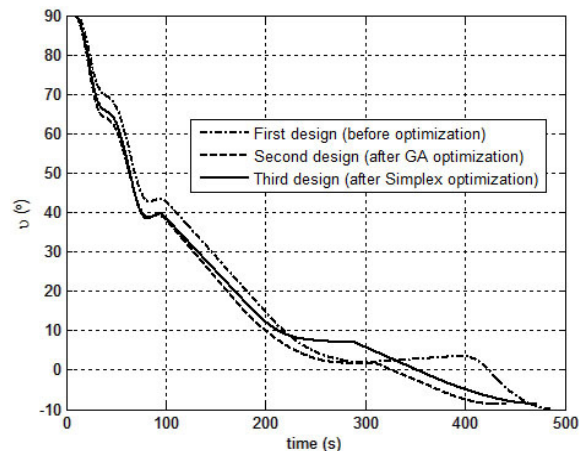
شکل (۷): نمودارهای ارتفاع، زاویه پیچ، سرعت، شتاب، زاویه حمله و زاویه تزریق.

در نتایج حاصل از شبیه‌سازی آماری در صورتی که اطلاعات ورودی از صحت کافی برخوردار باشد، بین ۲۰ تا ۲۵٪ خطا نسبت به مقدار واقعی قابل پذیرش است. همچنین شبیه‌سازی دو درجه آزادی دارای حدود ۱۵٪ خطا می‌باشد و ادعا شده که بهینه‌سازی طراحی در این مرحله خطا را تا ۱۰٪ کاهش می‌دهد. در اینجا نیز با دقت در وزن نهایی سامانه در ستون نتایج طراحی آماری و شبیه‌سازی دو درجه آزادی دیده می‌شود که ۲۷٪ خطا بین نتیجه شبیه‌سازی آماری و شبیه‌سازی دو درجه 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 با فرض صحیح بودن شبیه‌سازی دو درجه می‌توان گفت این مشکل برطرف شده و این خطا در نتایج شبیه‌سازی دو درجه حذف گردیده است و تنها خطای شبیه‌سازی دو درجه آزادی باقیمانده است. حال با محاسبه خطای

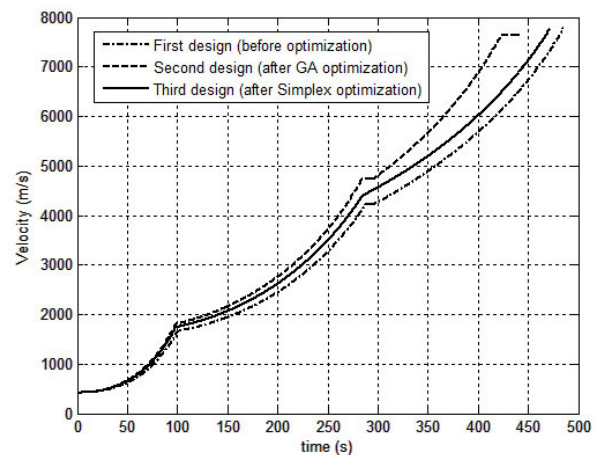
۲- در بین موشک‌های حامل موجود، موردی که عیناً مشابه طرح مدنظر باشد، وجود ندارد و طراح باید از اطلاعات طرح‌های نزدیک به طرح مدنظر استفاده نماید.



(الف)



(ب)



(ج)

مسئله از الگوریتم ژنتیک استفاده شد، چرا که در حل مسائل پیچیده با فضای طراحی بزرگ مشابه مسئله مدنظر باید از الگوریتمی استفاده نمود که قابلیت جستجوی سراسری همه فضای طراحی را به‌طور همزمان داشته باشد و این قابلیت مسیر نیست مگر در به‌کارگیری الگوریتم‌های تکاملی، از طرفی چون در حل مسئله مدنظر از الگوریتم ژنتیک به‌عنوان الگوریتم تکاملی استفاده شده و این الگوریتم به‌دلیل ماهیت ذاتی پاسخ یکتا و با دقت بالا نداشته، بنابراین به‌منظور برطرف نمودن این نقطه ضعف با استفاده از الگوریتم سیمپلکس آخرین اطلاعات خروجی الگوریتم ژنتیک را به‌عنوان نقطه شروع به الگوریتم سیمپلکس وارد نموده و فرآیند بهینه‌سازی با اطمینان از دستیابی به نقطه کمینه سراسری انجام گردید.

همانطور که از اطلاعات جدول ۳ پیداست، با اجرای فرآیند بهینه‌سازی حدود ۴۰۰۰ کیلوگرم از وزن استارتی حامل انسان مد نظر به نسبت خروجی شبیه‌سازی 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 به‌عبارتی 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 محموله‌ای سنگین‌تر را در صورت نیاز در مدار قرار داد. 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.

۸- مراجع

1. William, D. N. "Multidisciplinary Structural Design and Optimization for Performance, Cost, and Flexibility", Massachusetts Institute of Technology, 2005.
2. Li, Y., Ling, X. and Zhengu, W. "Research on Theory and Application of Multidisciplinary Design Optimization of Flight Vehicles", Structural Dynamics and Materials, Newport, Rhode Island, 2000.
3. American Institute for Aeronautics and Astronautics Inc. (AIAA). "Current State of the Art in Multidisciplinary Design Optimization", Technical report, MDO Technical Committee, 1991.

موجود بین نتایج شبیه‌سازی دو درجه آزادی و طراحی بهینه چندموضوعی به مقدار حدود ۲/۸٪ رسیده که نشان دهنده تطابق ۵۶ درصدی با حد انتظار که کاهش ۵٪ خطا بین این دو روش بوده می‌باشد. که با بالا بردن دقت کدهای مورد استفاده در شبیه‌سازی دو درجه می‌توان امید داشت که به کاهش ۵٪ خطا بین نتایج این دو روش دست یافت.

در بررسی نمودارهای حاصل از خروجی شبیه‌سازی دو درجه آزادی و نیز نتایج حاصل از بهینه‌سازی، مشخص است که به سرعت مداری حدود ۷۸۰۰ متر بر ثانیه و ارتفاع مداری ۲۰۰ کیلومتر، یا همان الزام مأموریت دست‌یافته شده است. همچنین قید صفر درجه زاویه تزریق هنگام تزریق ماهواره در مدار ارضاء شده است. از طرفی یکی از پارامترهای مهم در طراحی ماهواره‌برهای حامل انسان، شتاب وارد به محموله یا همان کپسول حامل فضاورد است که باید کمتر از ۴ g باشد.

۷- نتیجه‌گیری

هدف از این پژوهش بهینه‌سازی طراحی مفهومی چندموضوعی یک سامانه حامل انسان دوحله‌ای با بوسترهای جانبی است که در سیر مراحل حل مسئله، نشان داده شد که این مهم محقق شده، باید گفت که اولین کار در این زمینه تنها برای یک موشک حامل سبک دو مرحله‌ای سوخت جامد قبلاً به‌عنوان تز دکتری در دانشگاه خواجه نصیر [۱۶] انجام شده است و بنابراین می‌توان گفت که طراحی یک حامل انسان سوخت مایع با بوسترهای جانبی در قالب این پژوهش برای اولین بار در کشور انجام شده است. در این مقاله از ساختار همه در یک مرحله، به‌عنوان ساختار بهینه‌سازی چندموضوعی و سپس به‌منظور حل بهینه مسئله، از الگوریتم‌های ژنتیک و سیمپلکس برای دستیابی به پاسخ بهینه استفاده شده است.

در حل مسائل، به‌ویژه مسائل پیچیده به‌روش بهینه‌سازی چندموضوعی به‌منظور شروع فرآیند، به یک نقطه شروع قابل قبول نیاز است که در اینجا سعی شده با استفاده از روش طراحی آماری و صحه‌گذاری نتایج حاصل با شبیه‌سازی دو درجه آزادی به این نقطه مورد نظر دست یافته شود. این نکته باعث می‌شود فرآیند 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 پیدا شود، که این مورد نیز از موارد نوآوری کار محسوب می‌گردد.

چنانچه توضیح داده شد، در کار انجام شده به‌منظور بهینه‌سازی

19. Amer, F.R., He, L.S., Qasim, Z. and Kamran, A, "Multidisciplinary Design of Air-Launched Satellite Launch Vehicle Using Particle Swarm Optimization", 18th World IMACS / MODSIM Congress, Cairns, Australia, 2009.
20. Braun, R., Moore, A. and Kroo, I. "Use of the Collaborative Optimization Architecture for Launch Vehicle Design", In 6th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Bellevue, WA, USA, 1996.
21. Brown, N. and Olds, R. "Evaluation of Multidisciplinary Optimization Techniques Applied to a Reusable Launch Vehicle", J. Spacecraft and Rockets, pp.1289-1300, 2006.
22. Mirshams, M. "Low Level of Fidelity Conceptual Design of Small Solid Propellant Launch Vehicles", MDO Laboratory, Dep^t. of Aero. Eng., K. N. Toosi Univ. of Tech., MDO-LAB-TR122, 2005, (In Persian).
23. Mirshams, M. "Small Solid propellant Launch Vehicles Structure Analysis and Weight Estimation", MDO Laboratory, Dept. of Aero. Eng., K.N. Toosi Univ. of Tech., MDO-LAB-TR128, 2005, (In Persian).
24. Kalyanmoy, D. "Multi-Objective Optimization using Evolutionary Algorithms", JOHN WILEY & SONS, 2001.
25. Dr'eo, J.A., P'etrowski, P.S. and Taillard, E. "Meta Heuristics for Hard Optimization", Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2006.
26. Ajith, A., Lakhmi, J. and Robert, G. "Evolutionary Multiobjective Optimization Theoretical Advances and Applications", Springer-Verlag London Limited, 2005.
27. Randy L.H. "Practical Genetic Algorithms, 2nd Edition", John Wiley & Sons, 2004.
28. Naderi, D. and Salehi, R. "Optimization of Power Usage and Required Torque for Delta Robot, Using Genetic Algorithm", Aero. Mech. J., Vol. 6, No. 4, pp. 11-24, 2011 (In Persian).
29. Ghorbany, A. and Malaek, M.B. "Airplane Conceptual Design Based on Genetic Algorithm", Aero. Mech. J., Vol. 1, No. 1, pp. 101-114, 2005.
30. Steven, J.I. "International Reference Guide to Space Launch Systems", Martin Marietta Astronautics Group", Published and Distributed by AIAA, 1991.
31. Humble, R.W., Henry, G.N. and Larson, W.J. "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill Inc., 1995.
32. Blake, W.B. "Missile Datcom: User's Manual - 1997 Fortran90 Revision", Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1998.
33. Roshanian, J. "Trajectory Simulation and Optimization", MDO Laboratory, Dep^t. of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University of Technology, MDO-LAB-TR115, 2005.
34. Robert, M.F. "Penalty and Barrier Methods for Constrained Optimization", Massachusetts Institute of Tech. 2004.
4. Xiaoqian, C. and et al. "Research on Theory and Application of Multidisciplinary Design Optimization of Flight Vehicles", Structural Dynamics and Materials, Newport, Rhode Island, 2006.
5. Balling, R.J. and Sobieszczanski-Sobieski, J. "An Algorithm for Solving the System-Level Problem in Multilevel Optimization", Structural optimization, Vol. 9, No. 3-4, pp. 168-177, 1995.
6. Balling, R.J. and Sobieszczanski-Sobieski, J. "Optimization of Coupled Systems: a Critical Overview of Approaches", AIAA J., Vol. 34, No. 1, pp. 6-17, 1996.
7. Cramer, E.J. and et al. "Problem Formulation for Multidisciplinary Optimization", J. Optimization, No. 4, pp. 754-776, 1994.
8. Alexandrov, N.M. and Lewis, R.M. "Comparative Properties of Collaborative Optimization and other Approaches to MDO", MCB University Press, 1999.
9. Thomas, A.Z. and Lawrence, L.G. "Multidisciplinary Design Optimization Techniques", 30th AIAA Fluid Dynamics Conf., Norfolk, VA June 28 - July 1, 1999.
10. Arora, S. and Wang, Q. "Review of Formulations for Structural and Mechanical System Optimization", The University of Iowa, Iowa city, IA 52242, USA, SMO 1239, 2004.
11. Nathan, P.T. and Joaquim, A.M. "Benchmarking Multidisciplinary Design Optimization Algorithms", Optimization and Eng. Vol. 11, pp. 159-183, 2010.
12. Zachary, C.K. "A Methodology to Link Cost and Reliability for Launch Vehicle Design", School of Aero. Eng. Georgia Institute of Tech., 2007.
13. Mathieu, B. "Multi Disciplinary Design Optimization of Launch Vehicles", [Phd Thesis], 2012.
14. Lo, M. "A Study on the Multidisciplinary Design Optimization (MDO) using Collaborative Optimization Method", Shipbuilding and Marine Eng. Dep^t, Pusan National Univ. South Korea, 2000.
15. Nichols, B. "Evaluation of Multidisciplinary Optimization (MDO) Techniques Applied to a Reusable Launch Vehicle", AE 8900 Special Project Report, 2004.
16. Jodei, J. "Multidisciplinary Design Optimization of Small Solid Propellant Launch Vehicle", [Phd Thesis], K. N. Toosi University, Aero. Dep^t, 2008, (In Persian).
17. Roshanian, J., Jodei, J., Mirshams, M., Ebrahimi, R. and Mirzaii, M. "Multi-level of Fidelity Multi-Disciplinary Design Optimization of Small, Solid-Propellant Launch Vehicles", Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., vol.53. No.180, pp.73-83, 2010.
18. Geethaikrishnan, C. "Multidisciplinary Design Optimization Strategy in Multi-Stage Launch Vehicle Conceptual Design", Dep^t of Aero. Eng. Indian Institute of Tech., Bombay, 2003.