



Optimizing the Cooling System of an LH2/LOX Rocket Engine Using the Bees Algorithm

Navid Bozorgan

Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Abadan Branch, Islamic Azad University, Abadan, Iran

HIGHLIGHTS

- Using the Bees algorithm (BA) for optimization of the cooling system of liquid rocket engines.
- The objective function is the overall heat transfer coefficient.
- The design parameters are the diameter and thickness of the cooling tubes, the radius of the throat, and the mass flow rate of liquid hydrogen (cooling fluid).

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 23 January 2023

Received in revised form: 3 February 2023

Accepted: 3 March 2023

Available online: 16 March 2023

*Correspondence:

n.bozorgan@gmail.com

How to cite this article:

N. Bozorgan. Optimizing the cooling system of an LH2/LOX rocket engine using the Bees Algorithm. *Journal of Aerospace Mechanics*. 2023; 19(3):109-121.

Keywords:

Single-objective optimization

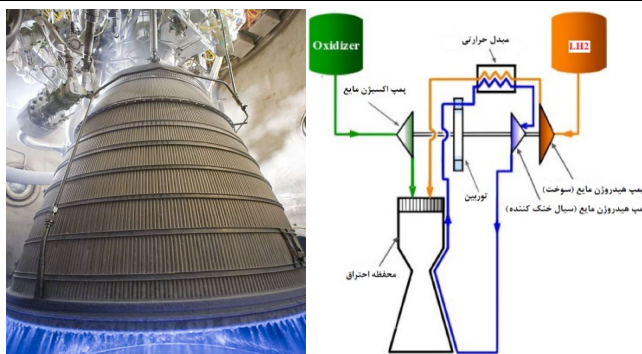
Bees Algorithm

Liquid rocket engine

Cooling system

Overall heat transfer coefficient

GRAPHICAL ABSTRACT



ABSTRACT

Upgrading the thermal efficiency of the cooling system of liquid rocket engines is one of the most significant and intricate problems in designing modern rocket engines in the missile industry. The present study employed the Bees algorithm (BA) to attempt a single-objective optimization of the cooling system of the combustion chamber and nozzle of an LH2/LOX rocket engine considering the overall heat transfer coefficient objective function and four parameters, including the diameter and thickness of the cooling tubes, the radius of the throat, and the mass flow rate of liquid hydrogen (cooling fluid). The optimization was examined by the heat transfer analysis of combustion gases with the chamber walls, the use of the BA optimization algorithm, and the consideration of the sensitivity of the design parameters regarded for the overall heat transfer coefficient objective function. In this respect, these parameters were considered constant in the design ranges, while other parameters were variable. The results show that the overall heat transfer coefficient can increase almost by 17.78% during the optimization process of the cooling system of this rocket engine through the parametric analysis of the four mentioned design parameters.



بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده موتور موشک با سوخت هیدروژن مایع/اکسیژن مایع با استفاده از الگوریتم زنبورعسل

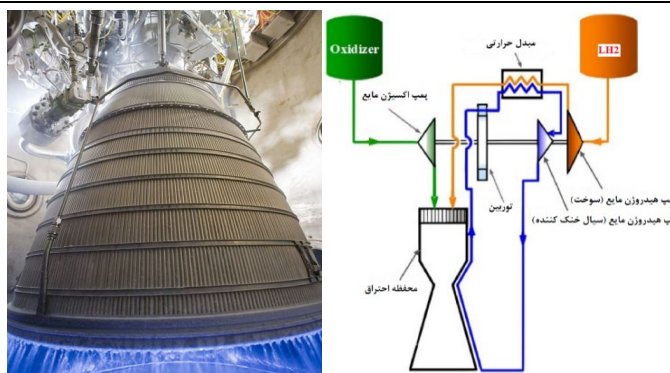
نوید بزرگان

استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد آبادان، دانشگاه آزاد اسلامی، آبادان، ایران

برجسته‌ها

- استفاده از الگوریتم زنبورعسل برای بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده موتور موشک سوخت مایع
- تابع هدف: ضریب انتقال حرارت کلی
- پارامترهای طراحی: قطر و ضخامت لوله‌های خنک‌کننده، شعاع گلوگاه و دبی جرمی هیدروژن مایع (سیال خنک‌کننده)

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۱۱/۰۳

بازنگری: ۱۴۰۱/۱۱/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۱۲

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۱۲/۲۵

*نویسنده مسئول:

n.bozorgan@gmail.com

کلیدواژه‌ها:

بهینه‌سازی تک‌هدفه

الگوریتم زنبورعسل

موتور موشک سوخت مایع

سیستم خنک‌کننده

ضریب انتقال حرارت کلی

چکیده

ارتقای عملکرد حرارتی سیستم خنک‌کننده موتور موشک سوخت مایع یکی از مهم‌ترین و پیچیده‌ترین مشکلات در طراحی موتور موشک‌های نوین در صنایع موشکی می‌باشد. در پژوهش حاضر، بهینه‌سازی تک‌هدفه سیستم خنک‌کننده محفظه احتراق و نازل یک موتور موشک با سوخت هیدروژن مایع/اکسیژن مایع با تابع هدف ضریب انتقال حرارت کلی و چهار پارامتر طراحی قطر و ضخامت لوله‌های خنک‌کننده، شعاع گلوگاه و دبی جرمی هیدروژن مایع (سیال خنک‌کننده) با استفاده از الگوریتم زنبورعسل (BA) انجام می‌گردد. در این فرآیند بهینه‌سازی با تحلیل انتقال حرارت گازهای احتراقی با دیواره‌های محفظه و با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی زنبورعسل، حساسیت پارامترهای طراحی در نظر گرفته‌شده بر تابع هدف ضریب انتقال حرارت کلی با ثابت در نظر گرفتن این پارامترها در محدوده‌های طراحی و متغیر در نظر گرفتن سایر پارامترها مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت کلی در فرآیند بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده این موتور موشک با تحلیل پارامتری بر روی چهار پارامتر طراحی مذکور می‌تواند در حدود ۱۷/۷۸٪ افزایش داشته باشد.

۱- مقدمه

در طراحی موشک‌های سوخت مایع به علت نرخ بالای انتقال حرارت از گازهای داغ به دیواره محفظه احتراق، خنک‌کاری محفظه احتراق و اطمینان از تحمل بار حرارتی مواد بکار رفته در آن از اهمیت بالایی برخوردار است. یکی از پیچیده‌ترین مراحل طراحی یک محفظه و تعیین‌کننده شکل کلی ساختار محفظه، طراحی و تولید ساختاری مناسب برای مسیر خنک‌کاری است. دما، نسبت گرمای ویژه، چگالی، ضریب لزجت، دبی جرمی و شار حرارتی گازهای احتراقی و همچنین فشار محفظه احتراق از مهم‌ترین عوامل تأثیرگذار در طراحی و انتخاب روش خنک‌کاری مناسب یک موتور موشک سوخت مایع می‌باشند [۱]. از متداول‌ترین روش‌های خنک‌کاری در موتورهای موشک سوخت مایع می‌توان به خنک‌کاری بازایی، فیلمی، تشعشعی، خنک‌کاری با استفاده از مواد عایق و خنک‌کاری با استفاده از چاه حرارتی اشاره نمود [۱].

بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده در طراحی نسل جدید این موتورها یک نیاز مهم و اساسی است. در پژوهش‌های اخیر، بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرآیندی به‌منظور دستیابی به بیشترین کارایی در طراحی سیستم‌های انتقال حرارت با تلفیق مدل‌سازی حرارتی با الگوریتم‌های بهینه‌سازی به‌عنوان یک راهکار جدید توسط محققان بیان شده است [۲-۵]. از این روش در مسائلی استفاده می‌شود که مجموعه‌ای از پارامترهای طراحی بهینه برای حل مسئله وجود داشته باشد و محقق بخواهد به بهینه‌ترین حالت ممکن دست یابد. علی‌محمدی و همکاران [۶]، با بهینه‌سازی چندهدفه سیستم خنک‌کننده یک موتور موشک سوخت مایع توانستند شار حرارتی کلی را با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات PSO در حدود ۶ درصد افزایش دهند. در این بهینه‌سازی هدایت حرارتی دیواره محفظه احتراق، ضخامت دیواره، ارتفاع شیار، تعداد و عرض کانال، دبی جرمی و زاویه ژنراتریکس به‌عنوان پارامترهای طراحی در نظر گرفته شده است. سانگ و همکاران [۷] با تحلیل اگزورژی نشان دادند که در بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده محفظه احتراق یک موشک با سوخت متان مایع/اکسیژن مایع، دبی جرمی متان به‌عنوان سیال خنک‌کننده و ابعاد هندسی کانال‌های خنک‌کننده بسیار

تأثیرگذار است. لی و همکاران [۸] با بهینه‌سازی چندهدفه یک موتور پیشران مایع توسط الگوریتم ژنتیک توانستند عملکرد این موتور را ارتقاء دهند. در این بهینه‌سازی فشار محفظه احتراق، نسبت انبساط نازل و نسبت دبی جرمی سوخت به اکسیدکننده به‌عنوان پارامترهای طراحی و تکانه ویژه و نسبت رانش به وزن به‌عنوان توابع هدف در نظر گرفته شده است. سقلین و هی [۹]، موتور پیشران فضایی سوخت مایع را با در نظر گرفتن پارامترهای طراحی فشار محفظه احتراق، فشار خروجی نازل، قطر محفظه، نیروی پیشران و زمان احتراق باهدف کاهش جرم موشک توسط الگوریتم ژنتیک طراحی و بهینه‌سازی نمودند. شفائی و همکاران [۱۰] در یک پیشران فضایی سوخت مایع با در نظر گرفتن متغیرهای هندسی به‌عنوان پارامترهای طراحی و تکانه ویژه به‌عنوان تابع هدف توانستند جرم پیشران، میزان مصرف موتور و ابعاد هندسی موتور را با استفاده از یک الگوریتم ژنتیک ترکیبی کاهش دهند. رامش و فرخی [۱۱] با انتخاب پارامترهای طراحی مناسب در طراحی موتور پیشران مایع توانستند تکانه ویژه را به‌عنوان تابع هدف در حدود ۱/۳٪ افزایش دهند که این مقدار افزایش در تکانه ویژه باعث افزایش ۸ درصدی بار مفید گردید. بزرگان و همکاران [۱۲]، رجنراتور جریان شعاعی یک توربین گاز بیست مگاواتی را با در نظر گرفتن هشت پارامتر طراحی (بخشی از هسته که آب‌بندی شده، تخلخل هسته، نسبت حجم هسته در قسمت هوای متراکم شده به حجم هسته در قسمت خروجی، ضخامت هسته، بی‌بعد نرخ چرخش هسته، قطر داخلی هسته، دبی جرمی هوای خروجی از توربین گاز و دبی جرمی هوای متراکم شده) و تابع هدف کارایی رجنراتور توسط الگوریتم‌های ژنتیک و کرم شب تاب طراحی و بهینه‌سازی کردند. گارسیا و همکاران [۱۳] با بهینه‌سازی چندهدفه یک مبدل حرارتی میکرو کانال توسط الگوریتم ژنتیک و با در نظر گرفتن پارامترهای طراحی ارتفاع لوله، عرض لوله، طول لوله، ارتفاع فین و گام فین توانستند حجم و توان فن را در یک ظرفیت حرارتی مشخص به ترتیب در حدود ۴۵ و ۵۱ درصد کاهش دهند. هان و همکاران [۱۴]، یک مبدل حرارتی میکرو کانال پلیمری را طراحی و بهینه‌سازی کردند. آن‌ها پلیمر را در ساخت مبدل حرارتی با توجه به سبک بودن، هزینه پایین و

مسئله) هستند و هر بار زنبورعسل مصنوعی به دیدار گل می‌رود (به یک راه‌حل رسیده)، سود آن را ارزیابی می‌نماید. زنبورهای عسل این قابلیت را دارند که با استفاده از اطلاعات دیگران جواب‌های بهتر حل مسئله را پیدا کنند. در این الگوریتم، متغیرهای مسئله و برازندگی راه‌حل به ترتیب به‌عنوان موقعیت منبع غذایی و مقدار شهد منبع غذایی در نظر گرفته می‌شوند. در نخستین گام، جمعیت اولیه به تعداد زنبورهای کارگر و ناظر تولید می‌شود. هر زنبور کارگر به سمت یک موقعیت غذایی فرستاده می‌شود و اطلاعات مربوط به مقدار شهد در این موقعیت غذایی را در اختیار زنبورهای ناظر قرار می‌دهد. مناسب‌ترین موقعیت منبع غذایی با ارزیابی مقدار برازندگی منابع غذایی توسط زنبورهای ناظر به دست می‌آید. با اصلاح موقعیت منابع غذایی توسط زنبورهای ناظر، زنبورهای کارگر به موقعیت جدید منبع غذایی در همسایگی منبع غذایی پیشین فرستاده می‌شوند و این روند تا رسیدن به معیار توقف ادامه پیدا می‌کند. در الگوریتم زنبورعسل، منبع غذایی بدون شهد (منظور منبع غذایی است که نتواند در تعداد تکرارهای مشخص شده اصلاح شود) توسط زنبورهای دیده‌بان با یک منبع غذایی جدید جایگزین می‌شود. شکل ۱ روند نمای الگوریتم زنبورعسل را نشان می‌دهد.

۳- تحلیل انتقال حرارت

در پژوهش حاضر، عملکرد حرارتی سیستم خنک‌کننده محفظه احتراق و نازل موتور موشک طراحی شده توسط وریس [۱۹] با تلفیق مدل‌سازی حرارتی محفظه با الگوریتم زنبورعسل بهینه‌سازی می‌شود. در این موتور، اکسیژن مایع به‌عنوان اکسیدکننده و هیدروژن مایع به‌عنوان احیا شونده (سوخت) با نسبت مخلوط ۵/۲۲ می‌باشد. همچنین از هیدروژن مایع به علت ظرفیت حرارتی بیشتر در مقایسه با اکسیژن مایع به‌عنوان سیال خنک‌کننده محفظه نیز استفاده می‌شود. بدین‌صورت که هیدروژن مایع با دبی جرمی ثابت ۲۴/۷۲ کیلوگرم بر ثانیه قبل از اینکه وارد محفظه احتراق شود از طریق لوله‌های خنک‌کننده که این لوله‌ها به همدیگر و به پوسته فلزی مطابق شکل ۲ لحیم می‌شوند و از جنس اینکونل ۷۱۸ (آلیاژ نیکل کروم) هستند، گرمای محفظه را

ویژگی ضد خوردگی مواد پلیمری جایگزین آلومینیوم کردند و عملکرد حرارتی این مبدل حرارتی میکرو کانالی را با توجه به پایین بودن هدایت حرارتی پایین پلیمر با استفاده از الگوریتم ژنتیک ارتقاء دادند. در این بهینه‌سازی، عرض لوله، طول لوله، گام افقی، گام عمودی و زاویه حمله به‌عنوان پارامترهای طراحی لحاظ شده است. وانگ و همکاران [۱۵]، بهینه‌سازی یک مبدل حرارتی کویل مارپیچ پوسته‌ای را با در نظر گرفتن پارامترهای طراحی گام کویل، قطر کویل و قطر لوله با استفاده از الگوریتم ژنتیک انجام دادند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که شار حرارتی و نرخ انتقال حرارت در مبدل حرارتی طراحی شده با ساختار بهینه در مقایسه با مبدل حرارتی اولیه به ترتیب ۱۱۰٪ و ۱۰۱٪ افزایش یافته است. زارع و همکاران [۱۶] نشان دادند که الگوریتم بهینه‌سازی زنبورعسل در بهینه‌سازی مبدل حرارتی صفحه‌ای فین‌دار نواری شکل بر الگوریتم‌های بهینه‌ساز ژنتیک، ازدحام ذرات و رقابت استعماری برتری دارد. در این فرآیند بهینه‌سازی، طول جریان سرد و گرم مبدل حرارتی، تعداد لایه‌های فین، بسامد فین، ارتفاع فین، طول فین و ضخامت فین به‌عنوان پارامترهای طراحی و همچنین کارایی مبدل و تولید آنتروپی به‌عنوان توابع هدف در نظر گرفته شده است. با مروری بر پژوهش‌های گذشته، می‌توان به این نتیجه رسید که مطالعات محدودی در زمینه بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده موتور موشک سوخت مایع با در نظر گرفتن پارامترهای طراحی و استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی انجام شده است و نیاز به تحقیقات بیشتری می‌باشد. در پژوهش حاضر، بهینه‌سازی عملکرد حرارتی یک موتور موشک با سوخت هیدروژن مایع/اکسیژن مایع با تلفیق مدل‌سازی حرارتی و الگوریتم بهینه‌سازی زنبورعسل انجام می‌گردد. چگونگی عملکرد الگوریتم بهینه‌سازی زنبورعسل و معادلات حاکم در بخش‌های زیر مورد بررسی قرار می‌گیرد.

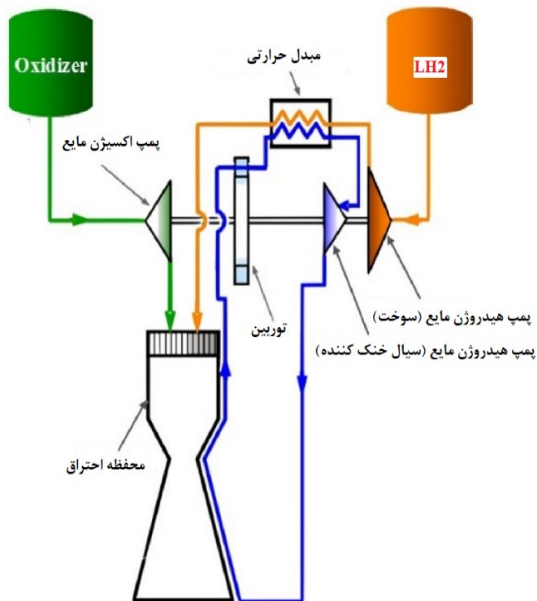
۲- الگوریتم زنبورعسل

الگوریتم زنبورعسل یک الگوریتم جستجو مبتنی بر رفتار هوشمندانه زنبورعسل است که توسط فام و همکاران [۱۷] برای بهینه‌سازی مسائل ارائه شده است. در این الگوریتم زنبورهای عسل در جستجوی یک منبع غذایی گل (راه‌حل

به جای اینکه وارد محفظه احتراق شود وارد یک مبدل حرارتی می‌گردد و سوخت ورودی به محفظه احتراق را پیش گرم کرده و خنک می‌شود و مجدد این چرخه تکرار می‌شود. در این طرح سوخت که به عنوان سیال خنک‌کننده محفظه به کار می‌رود می‌تواند دبی جرمی‌های متفاوتی داشته باشد و مستقل از سوخت ورودی به محفظه احتراق باشد.

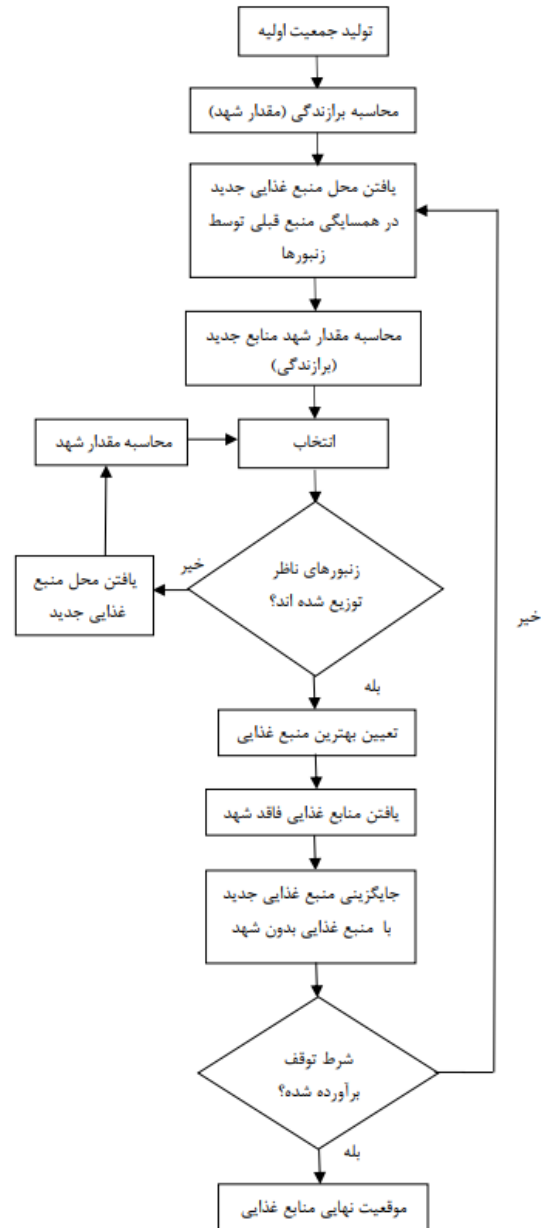


شکل (۲): چیدمان لوله‌های خنک‌کننده بر روی محفظه [۱۹].



شکل (۳): شماتیک عملکرد سیستم خنک‌کننده محفظه.

گرفته و با پیش گرم شدن وارد محفظه احتراق می‌شود و نقش بهتری را در احتراق ایفا می‌کند.



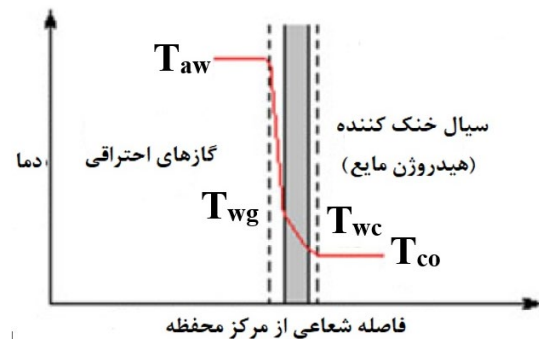
شکل (۱): روند نمای الگوریتم زنبورعسل [۱۸].

در بهینه‌سازی عملکرد حرارتی محفظه در پژوهش حاضر، دبی جرمی سوخت که به عنوان سیال خنک‌کننده نیز کاربرد دارد یکی از پارامترهای طراحی در نظر گرفته می‌شود که مقدار دبی جرمی آن متفاوت از دبی جرمی سوخت ورودی به محفظه احتراق است؛ بنابراین مطابق شکل ۳ طرحی پیشنهاد می‌شود که در آن هیدروژن مایع گرمای محفظه را گرفته و

۳-۱- انتقال حرارت سمت-گاز

بخش عمده انتقال حرارت در محفظه احتراق موتورهای موشک سوخت مایع به صورت انتقال حرارت جابه‌جایی اجباری می‌باشد و انتقال حرارت تشعشی و هدایتی سهم ناچیزی دارند [۲۰]؛ بنابراین ارزیابی دقیق مقدار شار حرارتی جابه‌جایی هنگام مدل‌سازی حرارتی محفظه و طراحی سیستم خنک‌کننده بسیار با اهمیت می‌باشد. شار حرارتی گازهای احتراقی به دیواره‌های محفظه که توسط سیال خنک‌کننده جذب می‌شود را می‌توان مطابق شرایط مرزی نشان داده شده در شکل ۴، طبق رابطه زیر محاسبه نمود [۱۹]:

$$q = h_g(T_{aw} - T_{wg}) = h_c(T_{wc} - T_{co}) \quad (1)$$



شکل (۴): شرایط مرزی [۱۹].

انتقال حرارت در شرایط پایدار در نظر گرفته شده است و با توجه به شکل ۴، T_{aw} دمای گاز احتراقی در دیواره آدیاباتیک، T_{wg} دمای دیواره سمت-سیال، T_{wc} دمای دیواره سمت-سیال خنک‌کننده، T_{co} دمای بالک سیال خنک‌کننده در لوله و همچنین h_g و h_c به ترتیب ضرایب انتقال حرارت جابه‌جایی سمت-گاز و سمت-سیال خنک‌کننده می‌باشند.

در پژوهش حاضر، دمای متوسط دیواره سمت-گاز (T_{wg}) برابر ۸۳۳ کلوین در نظر گرفته شده است و دمای گاز احتراقی در دیواره آدیاباتیک (T_{aw}) به صورت زیر محاسبه می‌شود [۱۹]:

$$T_{aw} = (\bar{T}_c)_{ns} \times f \quad (2)$$

$$(\bar{T}_c)_{ns} = (T_c)_{ns} \times \eta_c^* \quad (3)$$

f فاکتور بازیابی برای یک لایه مرزی آشفته است که در حدود ۰/۹ تا ۰/۹۸ در نظر گرفته می‌شود [۱۹]. در پژوهش حاضر، فاکتور بازیابی ۰/۹۲ لحاظ شده است. $(\bar{T}_c)_{ns}$ دمای کل محفظه احتراق در ورودی به نازل است که مطابق رابطه (۳)

حاصل ضرب دمای کل محفظه احتراق $(T_c)_{ns}$ در مجذور فاکتور اصلاحی (η_c^*) است. فاکتور اصلاحی در حدود ۰/۸۷ تا ۱/۰۳ در نظر گرفته می‌شود [۱۹] که در پژوهش حاضر ۰/۹۷۵ لحاظ شده است. همچنین دمای کل محفظه احتراق $(T_c)_{ns}$ برابر ۳۳۵۶ کلوین می‌باشد.

پیش‌بینی ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی سمت-گاز (h_g) با توجه به اختلاف نتایج تحلیلی و تجربی مسئله پیچیده‌ای می‌باشد که در پژوهش حاضر برای حل این مشکل از رابطه نیمه تجربی بارتز [۲۱] استفاده می‌شود. بارتز [۲۱] ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی سمت-گاز در انتقال حرارت آشفته کاملاً توسعه یافته را با در نظر گرفتن تئوری لایه مرزی، مقادیر آزمایشگاهی و عوامل تأثیرگذاری همچون دما و فشار کل محفظه احتراق، ابعاد محفظه احتراق، دمای دیواره سمت-گاز، جرم مولی و خواص گازهای احتراقی بدین صورت محاسبه نمود:

$$h_g = \left[\frac{0.026 \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \dots}{\left(\frac{(p_c)_{ns}}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma} \right] \quad (4)$$

$$\sigma = \left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{(\bar{T}_c)_{ns}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{-0.68} \dots \quad (5)$$

$$\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{-0.12}$$

D_t و A_t به ترتیب قطر و سطح گلوگاه، A سطح در طول محور محفظه و $(p_c)_{ns}$ فشار کل محفظه احتراق، Pr عدد پرانتل، μ ضریب لزجت، c^* مقدار واقعی مشخصه سرعت موتور موشک، \bar{R} شعاع متوسط انحنای نازل در گلوگاه، σ فاکتور اصلاحی تغییر خواص گاز در لایه مرزی و Ma عدد ماخ می‌باشند. فشار کل محفظه احتراق $(p_c)_{ns}$ برابر ۵/۵۱۶ مگا پاسکال، نسبت گرمای ویژه (γ) و جرم مولی گازهای احتراقی (M) به ترتیب برابر ۱/۲۱۳ و ۱۲ کیلوگرم بر کیلو مول در نظر گرفته شده است. همچنین، عدد پرانتل و ضریب لزجت گازهای احتراقی توسط روابط وانگ و همکاران [۲۲] به دست می‌آیند:

$$Pr = \frac{4\gamma}{9\gamma - 5} \quad (6)$$

لوله است. دمای دیواره سمت-سیال خنک کننده (T_{wc}) به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$T_{wc} = T_{wg} - \frac{qt}{k} \quad (12)$$

t و k به ترتیب ضخامت و ضریب هدایت حرارتی لوله از جنس اینکونل ۷۱۸ هستند. ضریب هدایت حرارتی لوله برابر ۲۰ وات بر متر بر درجه کلون در نظر گرفته شده است. همچنین در رابطه (۱۱)، دبی جرمی بر واحد سطح به صورت زیر به دست می‌آید [۲۵]:

$$G = \frac{\dot{m}_c}{N\pi\left(\frac{d}{2}\right)^2} \quad (13)$$

$$N = \frac{\pi[D_t + 0.8(d + 2t)]}{d + 2t} \quad (14)$$

\dot{m}_c دبی جرمی سیال خنک کننده، N تعداد لوله‌های خنک کننده و D_t قطر گلوگاه می‌باشند.

جدول (۱): شرایط هیدروژن در لوله‌های خنک کننده [۱۹].

مشخصات	مقدار	واحد
دمای بالک	۷۵	K
فشار	۹/۶۵۳	MPa
گرمای ویژه در فشار ثابت	۱۴۸۹۰	J kg ⁻¹ K ⁻¹
ضریب لزجت	۴/۹۹۴۹	N s m ⁻²
ضریب هدایت حرارتی	۰/۰۹۰۶۳۹	W m ⁻¹ K ⁻¹
عدد پرانتل	۰/۸۲۰۵۵	-

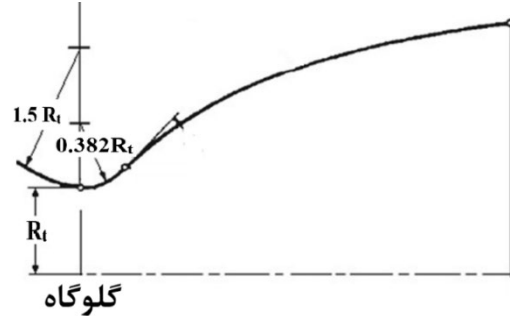
۴- تابع هدف و پارامترهای طراحی

روند نمای بهینه‌سازی تک‌هدفه سیستم خنک کننده محفظه احتراق و نازل یک موتور موشک با سوخت هیدروژن مایع/اکسیژن مایع در شکل ۶ نشان داده شده است. الگوریتم زنبورعسل (BA) به عنوان الگوریتم بهینه‌ساز انتخاب شده است. دمای کل و فشار کل محفظه احتراق، دمای گاز احتراقی در دیواره آدیاباتیک و دمای متوسط دیواره سمت-گاز، به عنوان پارامترهای ورودی، قطر و ضخامت لوله‌های خنک کننده، شعاع گلوگاه و دبی جرمی هیدروژن مایع (سیال خنک کننده) با کرانه‌های نشان داده شده در جدول ۲ به عنوان پارامترهای طراحی و ضریب انتقال حرارت کلی به عنوان تابع هدف در پژوهش حاضر انتخاب شده‌اند. ضریب انتقال حرارت

$$\mu = (1.184 \times 10^{-7}) M^{0.5} (\bar{T}_c)_{ns}^{0.6} \quad (7)$$

در رابطه (۴)، شعاع متوسط انحنای نازل در گلوگاه با توجه به ابعاد نشان داده شده در شکل ۵ به صورت زیر محاسبه می‌گردد [۲۱]:

$$\bar{R} = \frac{1}{2}(R_{us} + R_{ds}) = \frac{1}{2}(1.5R_t + 0.382R_t) \quad (8)$$



شکل (۵): ابعاد انحنای نازل در گلوگاه [۲۳].

همچنین در رابطه (۴)، مقدار واقعی مشخصه سرعت موتور موشک از ضرب مقدار تئوری مشخصه سرعت (C^*) در فاکتور اصلاحی (η_c^*) توسط رابطه هازل و هانگ [۲۴] به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\bar{c}^* = \eta_c^* \times c^* \quad (9)$$

$$c^* = \gamma \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \right]^{-0.5} (\gamma R (T_c)_{ns})^{0.5} \quad (10)$$

در رابطه (۱۰)، مقدار ثابت گازهای احتراقی (R) برابر ۶۹۲/۹ ژول بر کیلوگرم بر درجه کلون می‌باشد.

۳-۲- انتقال حرارت سمت-سیال خنک کننده

هنگامی که حرارت از طریق یک لایه مرزی فیلم بخار منتقل می‌گردد و هیدروژن به عنوان سیال خنک کننده در شرایط فوق بحرانی دما و فشار است، می‌توان ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی هیدروژن در لوله را در جریان آشفته و کاملاً توسعه‌یافته حرارتی طبق رابطه زیر محاسبه نمود [۲۵]:

$$h_c = 0.025 \left(\frac{c_p \mu^{0.2}}{Pr^{0.6}} \right)_{co} \frac{G^{0.8}}{d^{0.2}} \left(\frac{T_{co}}{T_{wc}} \right)^{0.55} \quad (11)$$

شرایط هیدروژن در لوله‌های خنک کننده در جدول ۱ نشان داده شده است. d قطر لوله و T_{co} دمای بالک هیدروژن در

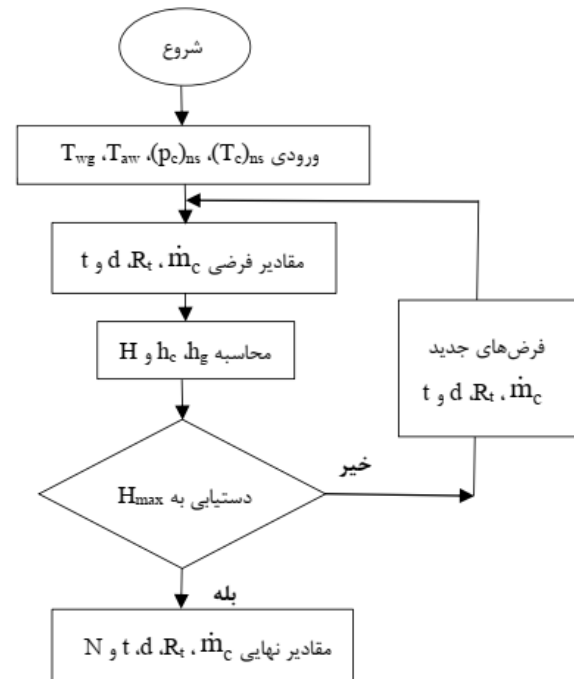
۵- تحلیل پارامتری

مشخصه‌های سیستم خنک‌کننده بهینه‌سازی شده موتور موشک در پژوهش حاضر و طراحی‌شده توسط وریس [۱۹] در جدول ۳ آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مقدار بهینه شعاع گلوگاه در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] کاهش یافته است. ضریب انتقال حرارت سمت-گاز (h_g) با در نظر گرفتن نسبت A_t/A برابر یک در گلوگاه و $\bar{R} = 0.941R_t$ نسبت عکس با شعاع گلوگاه دارد ($h_g \alpha l / R_t$)؛ بنابراین ضریب انتقال حرارت سمت-گاز با کاهش شعاع گلوگاه افزایش می‌یابد و شار حرارتی انتقالی از گازهای احتراقی به محفظه (q) بیشتر می‌شود و در نتیجه آن دمای دیواره سمت-سیال خنک‌کننده (T_{wc}) نیز کاهش پیدا می‌کند. با کاهش دمای دیواره سمت-سیال خنک‌کننده و همچنین کاهش قطر لوله‌های خنک‌کننده در مقایسه با سیستم خنک‌کاری طراحی‌شده توسط وریس [۱۹]، ضریب انتقال حرارت هیدروژن به‌عنوان سیال خنک‌کننده (h_c) مطابق رابطه (۱۱) افزایش می‌یابد. با افزایش ضرایب انتقال حرارت سمت-گاز و سمت-سیال خنک‌کننده در بهینه‌سازی تک‌هدفه پژوهش حاضر، ضریب انتقال حرارت کلی سیستم خنک‌کننده محفظه در مقایسه با سیستم خنک‌کننده طراحی‌شده توسط وریس [۱۹] در حدود ۹/۶۲٪ افزایش نشان می‌دهد. دبی جرمی هیدروژن در نظر گرفته‌شده به‌عنوان سیال خنک‌کننده در این روند بهینه‌سازی تقریباً ثابت مانده است که نشان می‌دهد عملکرد سیستم خنک‌کننده موتور موشک مورد مطالعه بدون افزایش دبی سیال خنک‌کننده ارتقاء یافته است که نتیجه مطلوبی می‌باشد. همچنین افزایش ضخامت لوله‌های خنک‌کننده باعث کاهش دمای دیواره سمت-سیال خنک‌کننده و افزایش ضریب انتقال حرارت هیدروژن می‌گردد. تعداد لوله‌های خنک‌کننده که به عواملی همچون ابعاد محفظه، ابعاد سیستم خنک‌کننده، جنس لوله‌ها و دبی جرمی سیال خنک‌کننده بستگی دارد در بهینه‌سازی پژوهش حاضر با در نظر گرفتن چهار پارامتر طراحی مذکور در مقایسه با سیستم خنک‌کاری طراحی‌شده توسط وریس [۱۹] به اندازه ۴۷ عدد کاهش داشته است. در ادامه تحلیل پارامتری بر روی چهار پارامتر طراحی شعاع گلوگاه، دبی جرمی سیال خنک‌کننده، قطر و ضخامت

کلی با محاسبه ضرایب انتقال حرارت سمت-گاز و سمت-سیال خنک‌کننده به‌صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$H = \left(\frac{1}{h_g} + \frac{1}{h_c} + \frac{t}{k} \right)^{-1} \quad (15)$$

t و k ضخامت و ضریب هدایت حرارتی لوله‌های خنک‌کننده هستند. مقادیر بهینه پارامترهای طراحی و تعداد لوله‌های خنک‌کننده محفظه به‌عنوان پارامترهای خروجی این فرآیند بهینه‌سازی که با تعیین آن‌ها حداکثر ضریب انتقال حرارت کلی در سیستم خنک‌کننده موتور موشک مورد مطالعه حاصل می‌گردد با تلفیق معادلات حاکم انتقال حرارت سمت-گاز و سمت-سیال خنک‌کننده با الگوریتم بهینه‌سازی زنبورعسل محاسبه می‌شوند.

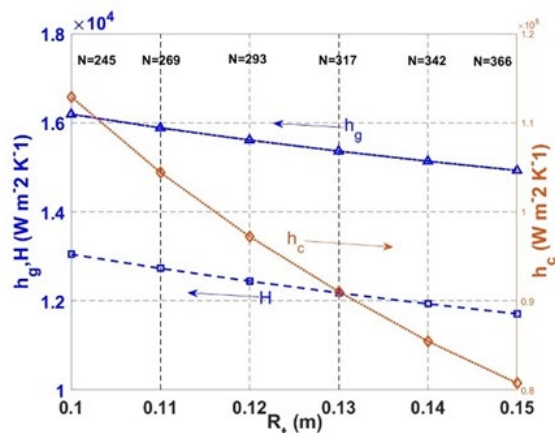


شکل (۶): روند نمای بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده موتور موشک.

جدول (۲): کرانه پارامترهای طراحی.

واحد	محدوده	پارامتر
m	۰/۱-۰/۱۵	R_t
m	۰/۰۰۲-۰/۰۰۵	d
m	۰/۰۰۰۱-۰/۰۰۰۳	t
kg/s	۲۳-۲۵	\dot{m}_c

از $N=245$ تا $N=366$ افزایش داشته است؛ بنابراین یک پیشنهاد مناسب در طراحی بهینه سیستم خنک‌کننده مذکور، ثابت در نظر گرفتن شعاع گلوگاه برابر $0/1$ می‌باشد. مقادیر بهینه سه پارامتر طراحی متغیر در شعاع گلوگاه ثابت در روند بهینه‌سازی به صورت یکسان انتخاب شده است و در جدول ۴ آمده است.



شکل (۷): نتایج تحلیل پارامتری در شعاع گلوگاه ثابت.

جدول (۴): مقادیر بهینه پارامترهای طراحی در شعاع گلوگاه ثابت.

پارامتر طراحی	\dot{m}_c (kg/s)	d (m)	t (m)
مقدار بهینه	۲۳/۲۷	۰/۰۰۲۳۴۹	۰/۰۰۰۱

۵-۲- دبی جرمی سیال خنک‌کننده ثابت

نتایج تحلیل پارامتری در دبی جرمی سیال خنک‌کننده (هیدروژن) ثابت در محدوده ۲۳ تا ۲۵ کیلوگرم بر ثانیه در شکل ۸ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت کلی در محدوده دبی جرمی مذکور به دلیل افزایش ضریب انتقال حرارت سمت-سیال خنک‌کننده با در نظر گرفتن ۲۶۲ لوله خنک‌کننده از ۱۶ تا ۱۶/۸ درصد در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] افزایش داشته است. ثابت در نظر گرفتن دبی جرمی سیال خنک‌کننده در روند بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده مذکور از نظر میزان افزایش ضریب انتقال حرارت کلی مناسب است اما با توجه به اینکه در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] باید ۱۸ لوله به سیستم خنک‌کننده اضافه نمود، ثابت در نظر گرفتن دبی جرمی سیال خنک‌کننده در این بهینه‌سازی پیشنهاد نمی‌گردد. مقادیر بهینه سایر

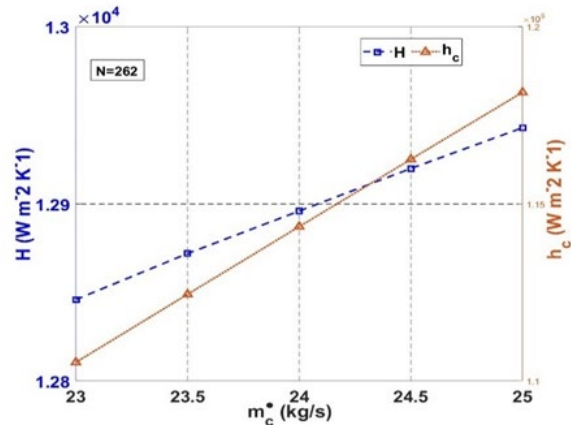
لوله‌های خنک‌کننده با ثابت در نظر گرفتن هر یک از این پارامترها و متغیر در نظر گرفتن سایر پارامترهای دیگر به منظور امکان‌سنجی دستیابی به سیستم خنک‌کننده موتور موشک بهینه‌تر انجام می‌گردد. همچنین باید متذکر شد که در فرآیند بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده مذکور با ثابت در نظر گرفتن هر یک از چهار پارامتر طراحی در مقادیر برابر با سیستم خنک‌کننده طراحی شده وریس [۱۹]، به علت اینکه مقادیر سه پارامتر طراحی دیگر که در فرآیند بهینه‌سازی به دست می‌آیند در مقایسه با سیستم خنک‌کننده اولیه متفاوت می‌باشند در نتیجه ضریب انتقال حرارت کلی که به عنوان تابع هدف در نظر گرفته شده است نیز مقادیر متفاوتی در مقایسه با سیستم خنک‌کننده طراحی شده وریس [۱۹] خواهد داشت. جدول (۳): مشخصه‌های سیستم خنک‌کننده موتور موشک.

پارامتر واحد	الگوریتم BA	وریس [۱۷]
R_t m	۰/۱۰۳۵۷	۰/۱۴۲۵
\dot{m}_c kg/s	۲۴/۷۱۳	۲۴/۷۲
d m	۰/۰۰۲۸۵۷	۰/۰۰۳۳۰۷
t m	۰/۰۰۰۲۳۹۵۵	۰/۰۰۰۲
N	۱۹۷	۲۴۴
T_{wc} K	۴۲۸/۲۱	۵۱۶/۴
H $W m^{-2} K^{-1}$	۱۲۱۴۵	۱۱۰۷۸/۷

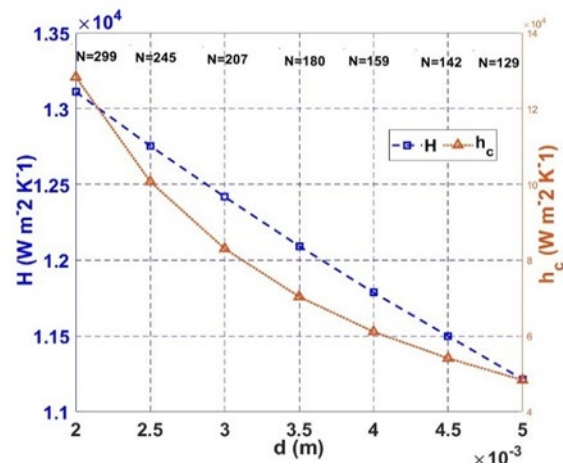
۵-۱- شعاع گلوگاه ثابت

نتایج تحلیل پارامتری در شعاع گلوگاه ثابت در محدوده $0/1$ تا $0/15$ متر در شکل ۷ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت کلی با ثابت در نظر گرفتن شعاع گلوگاه برابر $0/1$ متر در روند بهینه‌سازی در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] در حدود $17/78\%$ افزایش داشته است و سایر پارامترهای طراحی به صورتی به دست آمده که تعداد لوله‌های خنک‌کننده مورد نیاز در انتقال حرارت بین محفظه و سیال خنک‌کننده در مقایسه با سیستم خنک‌کننده طراحی شده وریس [۱۹] فقط یک عدد (245 لوله) اضافه شده است. همچنین ضریب انتقال حرارت کلی با افزایش شعاع گلوگاه از $0/1$ تا $0/15$ متر به علت کاهش ضرایب انتقال حرارت سمت-گاز و سمت-سیال خنک‌کننده در حدود $11/4\%$ کاهش می‌یابد در حالی که تعداد لوله‌های خنک‌کننده

لوله بیشتر تا حدود ۸/۵٪ افزایش در ضخامت ۰/۳ میلی‌متر با کاربرد ۱۳ لوله کمتر در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] کاهش می‌یابد. مقادیر بهینه سایر پارامترهای طراحی در این روند بهینه‌سازی به صورت یکسان انتخاب شده است و در جدول ۷ ارائه شده است.



شکل (۸): تحلیل پارامتری در دبی جرمی سیال خنک‌کننده ثابت.



شکل (۹): تحلیل پارامتری در قطر لوله خنک‌کننده ثابت.
جدول (۵): مقادیر بهینه پارامترهای طراحی در دبی جرمی سیال خنک‌کننده ثابت.

پارامتر طراحی	R_t (m)	d (m)	t (m)
مقدار بهینه	۰/۱۰۵۸	۰/۰۰۲۳۰۵	۰/۰۰۰۱

جدول (۶): مقادیر بهینه پارامترهای طراحی در قطر لوله خنک‌کننده ثابت.

پارامتر طراحی	R_t (m)	\dot{m}_c (kg/s)	t (m)
مقدار بهینه	۰/۱۰۵۸	۲۳/۲۷	۰/۰۰۰۱

پارامترهای طراحی در این روند بهینه‌سازی به صورت یکسان انتخاب شده است و در جدول ۵ مشاهده می‌شود.

۵-۳- قطر لوله خنک‌کننده ثابت

نتایج تحلیل پارامتری در قطر لوله خنک‌کننده ثابت در محدوده ۲ تا ۵ میلی‌متر در شکل ۹ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت کلی با ثابت در نظر گرفتن قطر لوله‌های خنک‌کننده در روند بهینه‌سازی به علت افزایش ضریب انتقال حرارت سمت-سیال خنک‌کننده در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] افزایش داشته است. این افزایش ضریب انتقال حرارت کلی در سیستم خنک‌کننده با لوله‌های با قطر کمتر بیشتر بوده است البته باید متذکر شد که در قطرهای کمتر نیاز به استفاده از لوله‌های خنک‌کننده بیشتری نیز می‌باشد. نتایج تحلیل پارامتری نشان می‌دهد که ثابت در نظر گرفتن قطر لوله برابر ۳ میلی‌متر از محدوده ۲ تا ۵ میلی‌متری در بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده مذکور با توجه به افزایش ضریب انتقال حرارت کلی ۱۲ درصدی و کاهش ۳۷ لوله خنک‌کننده در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] یک انتخاب مناسب می‌باشد. جدول ۶ مقادیر بهینه سایر پارامترهای طراحی در این روند بهینه‌سازی که به صورت یکسان انتخاب شده است را نشان می‌دهد.

۵-۴- ضخامت لوله خنک‌کننده ثابت

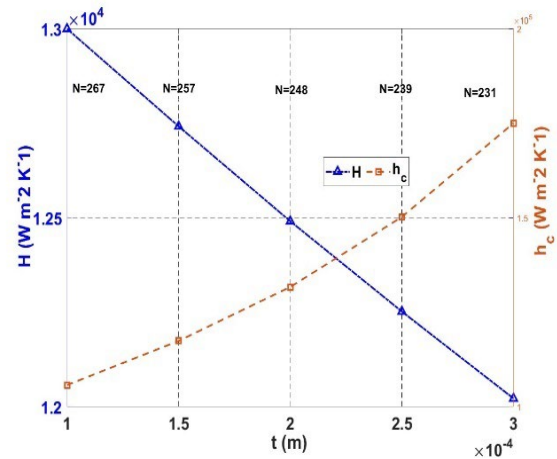
نتایج تحلیل پارامتری در ضخامت لوله خنک‌کننده ثابت در محدوده ۰/۱ تا ۰/۳ میلی‌متر در شکل ۱۰ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت کلی با ثابت در نظر گرفتن ضخامت لوله در روند بهینه‌سازی در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] افزایش داشته است و این افزایش با کاربرد لوله‌های خنک‌کننده با ضخامت‌های کمتر بیشتر بوده است. ضریب انتقال حرارت سمت-سیال خنک‌کننده با افزایش ضخامت لوله و کاهش یافتن دمای دیواره سمت سیال خنک‌کننده افزایش می‌یابد. ضریب انتقال حرارت کلی علی‌رغم افزایش ضریب انتقال حرارت سمت-سیال خنک‌کننده در ضخامت‌های بیشتر طبق رابطه ۱۵ از حدود ۱۷/۳۴٪ افزایش در ضخامت لوله ۰/۱ میلی‌متر با کاربرد ۲۳

ضخامت لوله‌های خنک‌کننده در فرآیند بهینه‌سازی در مقایسه با سیستم خنک‌کاری طراحی‌شده وریس [۱۹] در حدود ۹/۶۲٪ افزایش یافته است. در صورتی که دبی جرمی هیدروژن به‌عنوان سیال خنک‌کننده در این روند بهینه‌سازی تقریباً ثابت مانده است و تعداد لوله‌های خنک‌کننده نیز به‌اندازه ۴۷ عدد کاهش داشته است.

(۲) نتایج تحلیل پارامتری در شعاع گلوگاه ثابت نشان می‌دهد که ضریب انتقال حرارت کلی در شعاع گلوگاه برابر ۰/۱ با در نظر گرفتن سه متغیر طراحی دبی جرمی سیال خنک‌کننده، قطر و ضخامت لوله‌های خنک‌کننده در فرآیند بهینه‌سازی در مقایسه با سیستم خنک‌کاری طراحی‌شده وریس [۱۹] در حدود ۱۷/۷۸٪ افزایش داشته است و تعداد لوله‌های خنک‌کننده موردنیاز در انتقال حرارت بین محفظه و سیال خنک‌کننده نیز فقط یک عدد (۲۴۵ لوله) اضافه شده است.

(۳) نتایج تحلیل پارامتری در دبی جرمی سیال خنک‌کننده (هیدروژن) ثابت و سه متغیرهای طراحی شعاع گلوگاه، قطر و ضخامت لوله‌های خنک‌کننده نشان می‌دهد که با توجه به اینکه در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] باید ۱۸ لوله به سیستم خنک‌کننده محفظه اضافه نمود، ثابت در نظر گرفتن دبی جرمی سیال خنک‌کننده در این فرآیند بهینه‌سازی مناسب نیست.

(۴) نتایج تحلیل پارامتری نشان می‌دهد که ثابت در نظر گرفتن قطر لوله برابر ۳ میلی‌متر و متغیر در نظر گرفتن سه پارامتر طراحی شعاع گلوگاه، دبی جرمی سیال خنک‌کننده و ضخامت لوله‌های خنک‌کننده در بهینه‌سازی سیستم خنک‌کننده مذکور با توجه به افزایش ضریب انتقال حرارت کلی ۱۲ درصدی و کاهش ۳۷ لوله خنک‌کننده در مقایسه با نتایج وریس [۱۹] یک انتخاب مناسب می‌باشد.



شکل (۱۰): تحلیل پارامتری در ضخامت لوله خنک‌کننده ثابت.

جدول (۷): مقادیر بهینه پارامترهای طراحی در ضخامت لوله خنک‌کننده ثابت.

پارامتر طراحی	R_t (m)	\dot{m}_c (kg/s)	d (m)
مقدار بهینه	۰/۱۰۵۸	۲۳/۲۷	۰/۰۰۲۳۰۵

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش از الگوریتم زنبورعسل جهت بهینه‌سازی تک هدفه یک سیستم خنک‌کننده موتور موشک با سوخت هیدروژن مایع/اکسیژن مایع با تعریف ضریب انتقال حرارت کلی به‌عنوان تابع هدف و در نظر گرفتن قطر و ضخامت لوله‌های خنک‌کننده، شعاع گلوگاه و دبی جرمی هیدروژن مایع (سیال خنک‌کننده) به‌عنوان پارامترهای طراحی استفاده شد و قابلیت تحلیل پارامتری در دستیابی به بهینه‌ترین طراحی سیستم خنک‌کننده مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که با انتخاب الگوریتم بهینه‌سازی و پارامترهای طراحی مناسب می‌توان اصلاح طراحی ساختاری سیستم خنک‌کننده موتور موشک سوخت مایع را با بهینه‌سازی پارامترهای هندسی و فرآیندی انجام داد. از مهم‌ترین نتایج به‌دست‌آمده در پژوهش حاضر می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

(۱) ضریب انتقال حرارت کلی سیستم خنک‌کننده موتور موشک با در نظر گرفتن چهار متغیر طراحی شعاع گلوگاه، دبی جرمی سیال خنک‌کننده، قطر و

۷- مراجع

- [11] Ramesh D, Farrokhi R. Proposing a new strategy to determine optimal parameters for open cycle liquid propellant engines. conference of Iran aerospace association. 2006; Tehran, Iran.
- [12] Bozorgan N, Ghafouri A, Assareh E, Safieddin Ardebili SM. Design and optimization of a gas turbine regenerator with fixed pressure drop using GA and firefly algorithms. *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*. 2020; 58(4): 943-952.
- [13] Garcia JCS, Tanaka H, Giannetti N, Sei Y, Saito K, Houfuku M, Takafuji R. Multiobjective geometry optimization of microchannel heat exchanger using real-coded genetic algorithm. *Applied Thermal Engineering*. 2022; 202:117821.
- [14] Han U, Kang H, Lim H, Han J, Lee H. Development and design optimization of novel polymer heat exchanger using the multi-objective genetic algorithm. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2022; 144:117821.
- [15] Wang C, Cui Z, Yu H, Chen K, Wang J. Intelligent optimization design of shell and helically coiled tube heat exchanger based on genetic algorithm. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2020; 159:120140.
- [16] Zarea H, Kashkooli FM, Mehryan AM, Saffarian MR, Beherghani EN. Optimal design of plate-fin heat exchangers by a Bees Algorithm. *Applied Thermal Engineering*. 2014; 69:267-277.
- [17] Pham DT, Ghanbarzadeh A, Koc E, Otri S, Rahim S, Zaidi M. The Bees Algorithm Technical Note. Manufacturing Engineering Centre. 2005; Cardiff University. UK.
- [18] Daneshgar S, Zahedi R. Optimization of power and heat dual generation cycle of gas microturbines through economic, exergy and environmental analysis by bee algorithm. *Energy Reports*. 2022; 8:1388-1396.
- [19] Veris ADL. Fundamental concepts of liquid-propellant rocket engines, Springer Aerospace Technology, 2019.
- [20] Wang ZG. Internal Combustion Processes of Liquid Rocket Engines: Modeling and Numerical Simulations. Wiley Aeronautic & Aerospace Engineering, 2016.
- [21] Bartz DR. Turbulent boundary-layer heat transfer from rapidly accelerating flow of rocket combustion gases and of heated air. NASA CR-62615. Jet Propulsion Laboratory. 1963; California Institute of Technology, Pasadena, California, USA.
- [22] Wang Q, Wu F, Zeng M, Luo L, Sun J. Numerical simulation and optimization on heat transfer and fluid flow in cooling channel of liquid rocket engine
- [1] Yang V, Habiballah M, Popp M, Hulka J. Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis and Design. American Institute of Aeronautics and Astronautics, In C. 2005.
- [2] Yang Z, Ma Y, Zhang N, Smith R. Design optimization of shell and tube heat exchangers sizing with heat transfer enhancement. *Computers & Chemical Engineering*. 2020; 137:106821.
- [3] Xu G, Zhuang L, Dong B, Liu Q, Wen J. Optimization design with an advanced genetic algorithm for a compact air-air heat exchanger applied in aero engine. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2020; 158:119952.
- [4] Bozorgan N, Ghafouri A, Assareh E., Safieddin Ardebili SM. Design and Optimization of Gasketed-Plate Heat Exchanger using Bees Algorithm. *International Journal of Advanced Design and Manufacturing Technology*. 2021; 14(3):55-64.
- [5] Du Y, Hu C, Yang C, Wang H, Dong W. Size optimization of heat exchanger and thermoeconomic assessment for supercritical CO2 recompression Brayton cycle applied in marine. *Energy*. 2022; 239:122306.
- [6] Alimohammadi HR, Naseh H, Ommi F. A Novel Framework for Liquid Propellant Engine's Cooling System Design By Sensitivity Analysis Based on RSM and Multi-objective Optimization Using PSO. *Advances in Space Research*. 2021; 67(5):1682-1700.
- [7] Song J, Cui P, Li Q, Cheng P, Chen L, Liang T. System scheme and thermal performance of a third fluid cooled rocket engine. *Acta Astronautica*. 2022; 191:204-215.
- [8] Lee SB, Lim TK, Roh TS. Design optimization of liquid rocket engine using a genetic algorithm, *Journal of the Korean of Propulsion Engineers*. 2021; 16:25-33.
- [9] Saqlain A, He LS. Optimization and sizing for propulsion system of liquid rocket using genetic algorithm. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2007; 20:40-60.
- [10] Shafaei M, Mohammad Zadeh P, Elkaie A, Fallah H. Design optimization of a thrust chamber using a mass-based model to improve the geometrical and performance parameters of low-thrust space propulsion systems. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2018; 233: 095441001876728.

thrust chamber. *Engineering Computations*. 2006; 23(8):907-921.

[23] Mishra DP. *Fundamentals of rocket propulsion*, Taylor & Francis, 2017.

[24] Huzel DK, Huang DH. *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

[25] Locke JM, Landrum DB. Study of heat transfer correlations for supercritical hydrogen in regenerative cooling channels. *Journal of Propulsion and power*. 2008; 24(1):94-103.