基于响应面法的再生冷却通道尺寸传热优化*

向纪鑫,孙冰,徐华

(北京航空航天大学 宇航学院,北京 100191)

摘 要:为了降低液体火箭发动机推力室壁温和冷却剂压力损失,对再生冷却通道尺寸参数进行优 化设计。以再生冷却通道高度、宽度、数目和推力室内壁厚为设计变量,推力室平均壁温、最高壁温和 冷却剂压力损失为目标函数,采用Box-Behnken试验设计方法获取样本点,根据样本点建立再生冷却通 道计算模型,利用传热分析程序针对不同方案得到目标函数关于设计变量的二阶响应面模型,分别用梯 度投影、积极集法和遗传算法进行优化计算,同时利用逐步回归法和样本点更新技术提高模型精度。计 算结果表明,建立的响应面模型能以较小的计算成本准确地反映设计变量和目标函数的关系;存在一个 最佳的通道高宽比和通道数目使得冷却通道传热特性最优;对于两种不同优化方案,优化设计后的目标 函数最多比初始设计降低13.5%和23.5%;使用遗传算法优化后得到的目标函数值最低。

关键词:再生冷却;传热分析;Box-Behnken试验设计;响应面;优化 中图分类号: V434.24 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 11-2580-08 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2017. 11. 022

Thermal Optimization for Regenerative-Cooled Channel Dimension Based on Response Surface Methodology

XIANG Ji-xin, SUN Bing, XU Hua

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To lower the wall temperature of liquid rocket thruster chamber and reduce the cooling channel pressure loss, the optimization design was carried out for the parameters of the regenerative-cooled channel. The height, width, channel number of the regenerative-cooled channel and the inner wall thickness of the thrust chamber were determined as design variables; the average and the highest wall temperature of thruster chamber and the coolant pressure loss were chosen as objective functions; Box-Behnken design was adopted to get sample points that can be used to establish regenerative cooling channel model and then the objective function of the second order response surface of design variable was obtained by analyzing heat transfer program and making various schemes. The optimal results were calculated by gradient projection method, active set method and genetic algorithm. Meanwhile, the model accuracy was improved by using stepwise regression and renewing sample points at each step optimization. Calculation results show that the response surface model established in this paper precise-ly reflect the relationship between design variables and objective functions at lower calculation cost; there are a best aspect ratio and the number of channel that can make the optimal heat transfer characteristics in cooling channel. For two different kinds of design schemes, the objective function values at most can be reduced by gradient projection method and 23.5% as compared with the initial design; the values of objective functions calculated by genetic algorithm are lower than those of gradient projection method and active set method.

Key words: Regenerative-cooling; Thermal analysis; Box-Behnken design; Response surface; Optimization

* 收稿日期: 2016-07-09; 修订日期: 2016-09-05。 作者简介: 向纪鑫, 男,博士生,研究领域为液体火箭发动机热防护。E-mail: xiangjixin@buaa.edu.cn

1 引 言

随着液体火箭发动机技术的发展,新一代大推 力液体火箭发动机在性能方面有了很大提升^[1],这对 发动机的热防护设计提出更高要求以保证在恶劣的 热环境下推力室工作的可靠性。再生冷却是保证推 力室免受大热流破坏最常用、最有效的热防护方法, 已有的高精度计算方法可以准确地进行再生冷却通 道传热分析和结构分析^[2~4],但是在再生冷却推力室 传热分析中,常常涉及到流动、燃烧和传热等复杂的 物理过程的耦合^[5],为了得到合适的冷却通道尺寸, 需要多次进行传热分析,这使得其传热优化计算成 本过大,以致难以实现。

利用响应面法建立近似模型是工程上解决优化 计算成本的有效方法,通过合理设计较少次数的数 值试验,形成样本数据库,用这些数据构造出近似的 显函数方程来代替设计变量与所需目标函数的复杂 关系,这可以大大减少优化计算所需时间成本,而且 构造出的近似显函数具有良好的数学性质,可以方 便优化计算^[6,7]。文献[8]利用响应面法,以回流式涡 轮冷却叶片为计算模型,把肋位置作为设计变量,在 Isight软件平台上集成各程序,对涡轮叶片进行了气 动和传热优化。文献[9]对水陆两用飞机机翼加装 翼梢小翼进行了气动外形优化,提出了一种基于多 级响应面法的气动外形优化设计方法,并结合序列 二次规划法求解设计条件下的最优外形参数组合。 在液体火箭发动机再生冷却的研究中,文献[10]为 了减少优化计算成本,根据推力室简化传热模型建 立壁温、冷却剂压力损失与冷却通道结构参数的关 系式,以冷却剂压力损失最小为目标,选择两种特定 通道结构变化形式进行优化。文献[11]以推力室再 生冷却通道高度、宽度和内壁厚为设计变量,在响应 面法建立的模型基础上,利用线搜索法、共轭梯度法 和自由梯度法对再生冷却通道尺寸进行优化。文献 [12]对发动机燃烧室壁面结构建立了优化方法,从

降低壁面温度、应力和增加寿命的角度出发,利用拟 牛顿法等传统优化算法对建立的响应面模型进行了 优化求解,结果表明,推力室壁温度、应力和塑性应 变得以降低,使用寿命得到提高。目前对再生冷却 通道尺寸优化主要集中在结构寿命方面,且建立响 应面模型的方法所需计算成本较大,同时使用的优 化算法主要是传统的优化算法,寻优效率较低。

本文以液体火箭发动机再生冷却通道为研究对 象,旨在以较少计算成本建立可靠的响应面模型,对 冷却通道结构参数进行传热优化设计,分析了各设 计变量对目标函数的交互影响,将初始设计与传统 优化算法和启发式优化算法的优化结果进行对比。

2 传热计算方法

图1为本文所计算的液体火箭发动机推力室型 面和铣槽式冷却通道结构图。发动机工作状态和冷 却剂参数见文献[13]。

在推力室内,高温燃气对室壁传递的热量主要 由对流换热和辐射换热两部分构成^[14]。

对于燃气侧的对流换热系数 h₁的计算,采用广 泛应用于火箭发动机推力室传热计算的巴兹公式^[15]

$$h_{i} = \frac{0.026}{d_{i}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_{p}}{P r^{0.6}} \right) \left(\frac{p_{c}^{*}}{c^{*}} \right)^{0.8} \left(\frac{d_{i}}{R_{i}} \right)^{0.1} \left(\frac{A_{i}}{A} \right)^{0.9} \delta$$
(1)

式中 μ 为燃气粘度, c_p 为燃气定压比热, p_e^* 为 燃烧室总压, Pr为燃气普朗特数, c^* 为特征速度, δ 为定性温度变换系数, d_i , R_i , A_i 分别为推力室喉部 直径、曲率半径和横截面积,A为沿推力室轴线的横 截面积。

对于冷却剂侧换热,由努塞尔数 Nu 确定对流换 热系数 h,采用米海耶夫计算公式^[14]

$$Nu = hd_{e}/\lambda_{f} = 0.0208Re^{0.8}Pr^{0.43} (Pr/Pr_{w})^{0.25}$$
(2)

式中 d_e 为冷却通道当量直径, λ_f 为冷却剂导热 系数, 雷诺数 $Re = \rho \omega d_e / \mu$, ρ 为冷却剂密度, ω 为冷 却剂流速, μ 为冷却剂粘度, Pr 为冷却剂普朗特数,



Fig. 1 Schematics of regenerative cooling thrust chamber and the structure of cooling channel

Pr_w为壁面处冷却剂普朗特数。

采用如下公式计算燃气对壁面的辐射热流密度 q,

$$q_{\rm r} = \varepsilon_{\rm w} \sigma \left(\varepsilon_{\rm g} T_{\rm g}^4 - a_{\rm w} T_{\rm wg}^4 \right) \tag{3}$$

式中 ε_w 为壁面有效黑度, σ 为斯忒藩-波尔兹 曼常数, ε_g 和 a_w 分别为燃气黑度和壁面吸收率, T_g 为燃气静温, T_{w} 为燃气侧壁温。

根据傅立叶定律,可以得到从气壁到液壁的热 传导热流 q 与内壁两侧温度的关系^[14]

$$q = \frac{\lambda}{t} \left(T_{\rm wg} - T_{\rm wc} \right) \tag{4}$$

式中 λ 和 t 分别为推力室壁导热系数和内壁厚, T_w为冷却剂侧壁温。

对于冷却剂,任意两截面的压力损失为[10]

 $\Delta p = (d_1 v_1^2 / 2) \cdot \left[(A_1 / A_2)^2 - 1 \right] + f \cdot \Delta x \cdot d_1 v_1^2 / (2D \cos \theta) \quad (5)$

式中 f 为范宁摩擦系数, D 为冷却通道水力直径, Δx 为截面 1 与截面 2 之间轴线长度, θ 为推力室轮廓与轴线的夹角, d_1 为截面 1 处推力室直径, v_1 为截面 1 处冷却剂流速。

为了验证传热分析方法的合理性,与文献[16] 中的计算结果进行了对比,发动机型面和燃气参数 都采用文献中的数据,为了简化计算,仅选取喷管段 进行计算研究。图2为采用本文传热分析方法计算 得到的推力室燃气侧壁温分布与文献中的结果对比 图,由于本文所用的传热分析方法是一个近似的计 算方法,没有考虑燃气在喷管内逐渐燃烧掺混的过 程,但总的来说,喷管气壁温度沿程变化误差在工程 计算可接受范围之内,说明此方法可以用于再生冷 却推力室传热的初步分析。

3 响应面模型的建立

在推力室传热优化中,设计变量与设计目标之



Fig. 2 Comparison of simulation results with paper^[16]

间的关系高度非线性且无法用显函数表示,这就给 这个问题的研究带来很大困难。响应面法作为一种 将试验技术和应用数理统计相结合的优化方法,可 以有效地解决上述问题^[6]。它利用最小二乘法构造 出一个超曲面响应面函数,来近似地代替设计变量 与设计目标之间的复杂关系,典型的二阶多项式响 应面近似函数为^[17]

$$\hat{y} = \alpha_0 + \sum_{i=1}^n \alpha_i x_i + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \alpha_{ij} x_i x_j$$
(6)

式中 α 为多项式系数, n 为设计变量个数, x 为 设计变量,系数可通过最小二乘拟合样本数据得到。

为了得到可靠的响应面函数,选取合适的试验 样本点非常重要,本文采用Box-Behnken试验设计方 法^[18]来设计初始样本点。这种试验设计方法没有将 所有试验因素同时安排为高水平,可以有效地避免 一些通道尺寸不合理的设计方案,且所有试验设计 点都在设计变量约束范围之内。本文研究的问题考 虑了加工尺寸限制,所以这种试验设计方法尤为适用。

复相关系数 R² 能很好地说明响应面模型对试验 样本点拟合程度的好坏, R² 的取值范围为[0,1],其值 越接近1说明误差因素的影响越小,即回归的近似函 数越准确,其定义如下^[19]

$$R^2 = \frac{SSR}{SST} = 1 - \frac{SSE}{SST} \tag{7}$$

式中 *SST* = $\sum_{i=1}^{m} (y_i - \bar{y})^2$ 为离差平方和,表示一 组 试 验 值 y_i 的 分 离 程 度, \bar{y} 试 验 值 的 平 均 值; *SSR* = $\sum_{i=1}^{m} (\hat{y}_i - \bar{y})^2$ 为回归平方和,表示由随机误差所 引起的试验值 y_i 的不均匀程度, \hat{y}_i 为响应面估计值; *SSE* = $\sum_{i=1}^{m} (y_i - \hat{y})^2$ 。

本文以冷却通道宽a,高h,数目n和內壁厚t为 设计变量,表1是各设计变量在考虑加工限制条件下 的取值范围和初始设计值。根据 Box-Behnken 试验 设计方法建立试验点处的推力室冷却通道计算模 型,利用传热分析程序得到内壁面平均温度、最高温 度和压力损失的计算结果,表2是用 Box-Behnken 试 验设计建立的四个设计变量对推力室内壁面平均温 度 T_{av} ,最高温度 T_{max} 和冷却剂压降 Δp 的初始样本数

Table 1 Range of design variable values and initial values

	Minimum	Maximum	Initial values
<i>a</i> /mm	1	2	1.5
h/mm	6	16	11
n	250	400	325
<i>t</i> /mm	0.5	2	1.25

为了提高响应面的拟合精度,在响应面的拟合 过程中采用逐步回归法^[20]和样本点更新技术,图3为 更新响应面模型的流程图。

4 目标函数及优化方法

对于推力室传热优化,本文把推力室内壁面平 均温度 T_{av} ,最高温度 T_{max} 和冷却剂压降 Δp 作为目标 函数。式(8)和式(9)为总的目标函数 f 的表达式, 为了方便多目标分析,对各目标函数做归一化处理, 所以 f 由不同优化目标进行加权处理后求和所得。 \hat{y}_1 , \hat{y}_2 和 \hat{y}_3 分别为 T_{av} , T_{max} 和 Δp 的响应面函数, T_{0av} , T_{0max} 和 Δp_0 分别为初始设计的平均壁温、最高 壁温和冷却剂压力损失,其加权系数分别为 ω_1 , ω_2



Fig. 3 Renewing program of response surface model

NO.	<i>a</i> /mm	<i>h</i> /mm	n	<i>t</i> /mm	$T_{_{\mathrm{av}}}/\mathrm{K}$	$T_{\rm max}/{ m K}$	$\Delta p/MPa$
1	1.5	11	325	1.25	525.617	747.656	1.146
2	1.5	16	400	1.25	587.211	850.134	0.368
3	1	11	400	1.25	480.717	684.182	2.537
4	1.5	16	250	1.25	569.084	801.191	0.883
5	1	16	325	1.25	517.568	729.724	1.791
6	1.5	16	325	2	644.115	920.318	0.534
7	1.5	6	250	1.25	454.697	641.187	6.514
8	1	11	325	0.5	397.025	548.218	3.797
9	2	11	325	2	641.541	931.196	0.493
10	1	11	250	1.25	477.883	672.249	6.068
11	1	11	325	2	553.568	791.834	3.669
12	2	11	400	1.25	599.837	920.656	0.338
13	1.5	11	325	1.25	525.855	748.703	1.146
14	2	6	325	1.25	490.669	709.670	1.802
15	1.5	11	325	1.25	526.159	749.813	1.146
16	1.5	6	400	1.25	464.337	669.867	2.713
17	1.5	11	250	2	592.184	840.528	1.837
18	2	11	325	0.5	499.348	720.582	0.508
19	1.5	11	400	2	606.344	879.504	0.766
20	2	11	250	1.25	558.731	792.035	0.817
21	1.5	16	325	0.5	501.647	705.397	0.551
22	1.5	11	250	0.5	442.790	612.821	1.899
23	1.5	11	400	0.5	458.558	656.877	0.791
24	1.5	6	325	2	534.246	767.792	3.929
25	2	16	325	1.25	629.804	904.139	0.233
26	1.5	6	325	0.5	375.349	521.642	4.071
27	1	6	325	1.25	424.761	601.295	8 556

 Table 2
 Box-Behnken experiment scheme and calculation results

和 ω_3 ,可以根据不同的需要取不同的权值进行有针 对性的优化。

$$f = \omega_1 \frac{\hat{y}_1}{T_{0av}} + \omega_2 \frac{\hat{y}_2}{T_{0max}} + \omega_3 \frac{\hat{y}_3}{\Delta p_0}$$
(8)

$$\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 = 1 \tag{9}$$

本文对两种方案进行优化,表3为具体权值设置,方案一侧重于推力室壁温的降低,而方案二侧重 于冷却剂压力损失的降低。

Table 3 Weight coefficient of different plans

Plan	ω_1	ω_2	ω_{3}
1	0.4	0.4	0.2
2	0.3	0.3	0.4

本文用到的优化算法有:梯度投影法、积极集法 和遗传算法。梯度投影法(Gradient projection method, GPM)^[21]和积极集法(Active set method, ACM)^[22] 是解决约束优化问题的传统可行算法。因为在拟合 响应面方程时,所有得到的样本点都在可行域内,所 得到的响应面模型也只用到可行域内的信息,用可 行方法进行优化计算可以保证其计算的准确性。本 文采用的启发式优化算法是带有精英保留的遗传算 法(Genetic algorithm, GA)^[23],它相比传统的遗传算法 可以避免过早收敛陷入局部极值点,从而具有更强 的全局搜索能力。

5 结果与分析

本文对推力室的再生冷却的结构参数进行优化,采用二阶响应面模型对 T_{av} , T_{max} 和 Δp 关于a,h, n 和 t进行拟合。表4为目标函数响应面拟合评价指标的值,各目标函数的复相关系数 R^2 的值均大于 0.99,这说明响应面模型对样本点空间拟合效果较好。

Table	e 4	Multiple c	orrelation	coefficient	of objectives
-------	-----	------------	------------	-------------	---------------

	$T_{_{ m av}}$	$T_{\rm max}$	Δp
R^2	0.9992	0.9955	0.9970

图4为当冷却通道数目与推力室内壁厚不变时, 其他设计变量对推力室平均壁温的交互影响。从图 中可以看出,冷却通道的高度和宽度对推力室的平 均壁温影响都比较显著,且随着流通面积的减小,平 均壁温也逐渐减小,这是因为当通道其他参数都不 变时,流通面积减小,冷却剂流速增大从而对流换热 系数增大。图5为当冷却通道高度和宽度不变时,其 他设计变量对推力室平均壁温的交互影响。从图中 可以看出,当冷却通道数目增加时,推力室平均壁温 有小幅下降,这是由于冷却剂总流量不变时,一方 面,随着冷却通道数目的增加,肋条效应增强,冷却 剂与肋加强了换热;另一方面,每个冷却通道的冷却 剂流量减少,流速降低,削弱了换热,但是肋条效应 对换热的增强作用还是大于流速减小的影响,所以 总体来说随着通道数目的增加,壁温下降,但是降幅 不大。相比于冷却通道数目,推力室内壁厚对推力 室平均壁温响应面的值影响更大,推力室壁越薄,对 应的导热热阻越小,从而冷却剂与推力室壁换热效 率更高,壁温也越低。



Fig. 4 Average temperature response surface for effects of *a* and *h*



Fig. 5 Average temperature response surface for effects of *n* and *t*

图6为当冷却通道数目与推力室内壁厚不变时, 其他设计变量对冷却剂压力损失的交互影响。从图 中可以看出,随着通道高宽比的减小,通道内的压力 损失急剧增加,根据计算压降的公式可知,压降与冷 却剂流速的平方成正比,所以当通道高度和宽度都 减小时,通道流通面积减小,流动速度增加,压力损 失也随之增大。图7为当冷却通道高度和宽度不变 时,其他设计变量对冷却剂压力损失的交互影响。 从图中可以看出,冷却通道数目比推力室内壁厚对 压力损失响应面影响更大,推力室内壁面厚度的变 化几乎对冷却剂压力损失影响很小,而随着冷却通 道数目增加,会使冷却剂流速降低,减少压力损失, 同时会使冷却剂与壁面换热效果增强,使冷却剂温 度增加,冷却剂的密度减小,每个截面质量流量又保 持不变,所以使得流速又有一定程度增加,压力损失 增大,但是后者的影响无法抵消前者,所以通道数目 增加时,压力损失减少。

表5为针对方案一和方案二分别采用梯度投影 法、积极集法以及遗传算法计算后,设计变量的优化 结果。从表中可以看出,相比于初始设计,用三种优 化算法优化后的推力室内壁厚均为设计范围内最小 值,这说明在设计范围内,内壁厚越薄,对于两种方 案的目标函数的降低越有利。相比于初始设计,用 积极集法和遗传算法优化后的设计变量的高宽比略 有增大,且方案一增大的幅度大于方案二,这是因为 高宽比的增加有利于冷却剂与壁面的流动换热从而 减少壁温,但是不利于冷却剂压力损失的降低,而冷 却通道数目的增加有利于降低压力损失,却不利于 降低壁温,所以对于方案一和方案二都存在一个合 适的高宽比和冷却通道数目保证各自相应的总的目 标函数值最小。

图 8 和图 9 分别为方案一和方案二中优化前后的结果比较图,对于方案一,优化后推力室内壁面平均温度、最高温度和冷却通道内压力损失都有明显

降低,三种优化算法优化结果相差不大,就比较目标 函数的值来看,遗传算法优化结果略好于其他两种 方法,对于方案二,用梯度投影法的优化后的壁面平



Fig. 6 Pressure loss response surface for effects of a and h



Fig. 7 Pressure loss response surface for effects of *n* and *t*



Fig. 8 Comparison results for plan 1

Table 5	Comparison	of design	variables	before and	after o	ptimization

Paran	neters	<i>a</i> /mm	<i>h</i> /mm	t/mm	n	Aspect ratio
Orig	inal	1.5000	11.0000	1.2500	325	7.3333
	GPM	1.8270	12.0284	0.5000	338	6.5836
Plan 1	ACM	1.6987	13.2591	0.5000	348	7.8054
	GA	1.6578	13.2143	0.5000	360	7.9709
Plan 2	GPM	1.8850	13.0659	0.5000	330	6.9315
	ACM	1.8683	14.2020	0.5000	343	7.6015
	GA	1.8676	14.2992	0.5000	342	7.6564



Fig. 9 Comparison results for plan 2

均温度、最高温度和冷却通道内压力损失相比初始 设计值的都有所降低,而积极集法和遗传算法优化 后的平均壁温和最高壁温相比初始设计值有所增 高,但是压力损失相对来说有较大幅度减少,方案二 是侧重于减少冷却剂压力损失,说明积极集法和遗 传算法的寻优结果要优于梯度投影法。两种方案优 化后目标函数的值相比初始设计的值都有明显的降 低,最多能降低13.5%和23.5%,这说明三种优化算 法都能对再生冷却推力室的四个设计变量进行很好 的优化,其中,遗传算法优化设计结果的目标函数值 要低于梯度投影法和积极集法。

6 结 论

本文根据Box-Behnken法设计的样本点建立推 力室冷却通道结构参数响应面模型,利用不同优化 算法进行传热优化研究,得到如下结论:

(1)根据经验公式进行传热分析和 Box-Behnken 法设计样本点建立的响应面模型,能准确反映设计 变量与目标函数的关系,所以此模型能够应用于再 生冷却推力室冷却通道结构参数传热优化设计,同 时在建立响应面过程中使用逐步回归法和样本点更 新技术,既能保证模型精度,又能极大地提高优化效 率。后期需要利用数值模拟进行研究,进一步分析 传热优化的机理。

(2) 对响应面模型分析可知, 推力室内壁厚对推 力室壁温影响显著而对冷却剂压力损失影响较小, 且存在一个最佳的通道高宽比和通道数目使得壁温 和压降都低于一个合适的值。

(3)梯度投影法、积极集法和遗传算法能有效地 对冷却通道结构参数进行优化,对于两种方案,优化 后的目标函数值比优化前最多能降低13.5%和 23.5%。

(4)对于两种方案的优化结果,遗传算法优化后

的目标函数值最小,所以对于本文研究的问题遗传 算法的寻优结果要优于梯度投影法和积极集法。

参考文献:

- [1] 谭永华. 大推力液体火箭发动机研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(10): 1303-1308.
- [2] 康玉东,孙 冰. 燃气非平衡流再生冷却流动传热数 值模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 119-124.
 (KANG Yu-dong, SUN Bing. Numerical Simulation of Regenerative Cooling Flow and Heat Transfer with Nonequilibrium Flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 119-124.)
- [3] 康玉东,孙 冰. 液体火箭发动机推力室内壁三维热强度分析[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 809-813.
 (KANG Yu-dong, SUN Bing. Three Dimensional Thermomechanical Analysis of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber Inner Wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 809-813.)
- [4] 孙 冰,宋佳文.液体火箭发动机推力室壁瞬态加载 三维热结构分析[J].推进技术,2016,37(7):1328-1333. (SUN Bing, SONG Jia-wen. Three Dimensional Transient Loading Thermomechanical Analysis of LRE Thrust Chamber Wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(7):1328-1333.)
- [5] Song J, Sun B. Coupled Numerical Simulation of Combustion and Regenerative Cooling in LO_x/Methane Rocket Engines [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 106(8): 762-733.
- [6] Myers R H, Montgomery D C. Response Surface Methodology: Process and Product in Optimization Using Designed Experiments [M]. USA: John Wiley & Sons, Inc, 1995.
- [7] Li J T, Liu Z J, Jabbar M A, et al. Design Optimization for Cogging Torque Minimization Using Response Surface Methodology[J]. *IEEE Transactions on Magnetics*, 2004, 40(2): 1176-1179.

- [8] 虞跨海,杨 茜,倪 俊.基于响应面的涡轮叶片冷 却通道设计优化[J]. 航空学报,2009,30(9):1630-1634.
- [9] 姜 琬. 基于多级响应面法的翼梢小翼优化设计方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [10] 陈 杰. 推力室槽道式冷却通道尺寸优化设计方法 [J]. 航空动力学报, 1993, 8(2): 125-128.
- [11] Ji J, Sun B. Research on Structural Optimization for Regenerative- Cooling Thrust Chamber [R]. AJK Fluids 2015-09332.
- [12] Kuhl D, Haidn O J, Josien N, et al. Structural Optimization of Rocket Engine Cooling Channels [R]. AIAA 98-33728.
- [13] Froehlich A, Popp M, Schmidt G, et al. Heat Transfer Characteristics of H₂/O₂- Combustion Chambers [R]. AIAA 93-1826.
- [14] 刘国球.火箭发动机原理[M].北京:宇航出版社, 1993.
- Bartz D R. A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients
 J. Jet Propulsion, 1957, 27(1): 49-51.

- [16] 李军伟,刘 宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的 方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.
- [17] Khuri A I, Mukhopadhyay S. Response Surface Methodology[M]. USA: John Wiley & Sons, Inc, 2014.
- [18] Ferreira S L C, Bruns R E, Ferreira H S, et al. Box-Behnken Design: an Alternative for the Optimization of Analytical Methods[J]. Analytica Chimica Acta, 2007, 597(2): 179-186.
- [19] Carley K M, Kamneva N Y, Reminga J. Response Surface Methodology [J]. Springer Texts in Statistics, 2004, 1(51): 1171-1179.
- [20] 徐向宏,何明珠. 试验设计与 Design-Expert、SPSS 应 用[M]. 北京:科学出版社, 2010.
- [21] 袁亚湘. 最优化理论与方法[M]. 北京:科学出版社, 1997.
- [22] 刘红英,夏 勇,周水生.数学规划基础[M].北京: 北京航空航天出版社,2012.
- [23] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

(编辑:梅 瑛)