

主动冷却薄壁结构的通道布局与形状优化

孙士平¹, 徐德辉¹, 刘道煌¹, 胡 政^{1,2}

(1. 南昌航空大学 航空制造工程学院, 南昌 330063;

2. 哈尔科夫国立航空航天大学 火箭与空间技术学院, 哈尔科夫 61000)

摘 要: 针对基于传统分析方法的超燃冲压发动机燃烧室主动冷却设计存在通用性差、周期长问题,采取子结构法建立主动冷却通道胞的流固热多场耦合有限元模型,在与实验对比验证有限元模型有效性基础上,分析了结构质量和质量流量不变时通道数目对换热性能的影响;采用超椭圆方程描述通道截面形状,结合Kriging响应面和多目标遗传算法,开展了最小化平均壁温、压力损失和最大应力的通道形状优化。结果表明:存在一个合适的通道数目来协调各性能指标;通道位置不影响压力损失,但通道越靠近气壁面,换热性能更好;接近矩形的通道形状综合性能表现更好。与初始方案相比,从Pareto解集中选取的一优化方案,其平均壁温、最高温度分别下降4.9%和7.2%,而压力损失降低33.6 kPa,降幅达33.4%,综合性能改进明显。

关 键 词: 主动冷却通道; 形状优化; 布局优化; 超燃冲压发动机; 超椭圆方程

中图分类号: V231.9; TG386

文献标志码: A

Channel layout and shape optimization of active cooling thin-walled structures

SUN Shiping¹, XU Dehui¹, LIU Daohuang¹, HU Zheng^{1,2}

(1. School of Aeronautical Manufacturing Engineering,

Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;

2. Faculty of Rocket and Space Technology,

National Aerospace University "KhAI", Kharkiv 61000, Ukraine)

Abstract: The design research of an actively fuel-cooled scramjet combustor based on traditional analysis methods has poor versatility and a long period. The substructure method was adopted to establish the fluid solid heat multi field coupling finite element model of the active cooling channel cell, and the effectiveness of the finite element model was verified by comparing with the experimental results. The influence of the number of channels on the heat transfer performance was analyzed when the structure weight and mass flow rate were constant. The super-elliptic function was used to describe the cross-section shape of the channel, and the Kriging response surface and multi-objective genetic algorithm were combined to optimize the channel shape to minimize the average wall temperature, pressure loss and maximum stress. The results showed that: there was an appropriate number of channels to coordinate the performance indicators; the position of the channel did not affect the pressure loss, but the closer channel to the gas wall indicated the better heat transfer performance; the comprehensive performance of the channel shape close

收稿日期: 2021-01-05

基金项目: 国家自然科学基金(11862015); 江西省自然科学基金(20192BAB206027)

作者简介: 孙士平(1972—),男,教授,博士,主要从事结构优化设计等研究。

引用格式: 孙士平,徐德辉,刘道煌,等. 主动冷却薄壁结构的通道布局与形状优化[J]. 航空动力学报,2022,37(1):1-10. SUN Shiping, XU Dehui, LIU Daohuang, et al. Channel layout and shape optimization of active cooling thin-walled structures[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 1-10.

to the rectangle was better. Compared with the initial scheme, the average wall temperature and the maximum temperature were reduced by 4.9% and 7.2%, respectively, while the pressure loss was reduced by 33.6 kPa (33.4%). Therefore, the comprehensive performance of the active cooling thin-walled structure had been improved significantly.

Key words: active cooling channel; shape optimization; layout optimization; scramjet; super-elliptic function

高超声速飞行器飞行过程中,超燃冲压发动机燃烧室面临极端严酷的高温服役环境,需要采取合适的热防护措施来确保燃烧室正常工作^[1]。典型的热防护措施包括主动式、被动式以及半主动式热防护^[2]。研究表明以碳氢燃料为冷却剂对超燃冲压发动机燃烧室壁板进行主动冷却是一种有效的热防护方式^[3-4],Wieting等^[5]基于NASA超燃冲压发动机模型开展了超燃冲压发动机的整体结构设计,结果表明采用主动冷却壁板方式能实现马赫数小于9的总体设计目标;罗世彬等^[6]针对机身和推进一体的高超声速飞行器主动冷却问题,建立主动冷却性能分析模型开展了飞行动压和航行高度对主动冷却流量的影响分析,得到满足最大飞行马赫数为12的主动冷却方案;杨样等^[7]结合仿真分析和小规模实验从理论和实验两方面研究了超燃冲压发动机的再生冷却方案,获得满足总温1700 K、来流马赫数为2.5的热考核目标;常温碳氢燃料以高压高速注入燃烧室壁板内的冷却通道,通过与高温壁面进行对流换热带走部分热量来降低壁板温度,延长工作时间。换热过程中,冷却燃料来流参数、冷却通道几何参数对流固对流换热效率具有显著影响^[8]。为提高换热效率,Scotti等^[9]以冷却剂用量最少为目标,采用简化的解析模型对冷却通道进行优化设计,设计结果满足了结构应力、冷却剂温度和压降等约束;Youn等^[10]提出一种矩形管道不可压缩流流动换热解析模型,通过分析质量流量对各设计变量的敏感性,得到单冷却通道的最小质量流量;牛禄等^[11]引入壁面粗糙度因素,发现冷却通道壁面越粗糙,通道压力损失越大,对流换热能力越强;宋宏伟等^[12]采用多场耦合方法建立主动冷却通道三维热流固耦合模型,计算了方孔、圆孔和带倒角方孔三种通道构型的传热性能和力学响应;Zhang等^[13]采用冷却剂流动模型研究了冷却通道热特性,发现减小通道截面积和肋厚能有效降低壁温,但减小通道截面积会增大流动压力损失;秦昂等^[14]以燃烧室内壁面平均温度和冷却通道流动压

力损失为优化目标,开展了通道肋高、槽宽和肋厚的尺寸优化,获得一定流量下维持较小压力损失的最佳冷却通道构型;而蒋劲等^[15]开展了燃油冷却面板的传热特性实验,并采用迭代方式建立一种解析的传热计算格式,数值计算结果与实验数据较好地吻合,为燃油主动冷却面板设计提供了一种简便方法。

针对热流固多物理场耦合的主动冷却通道结构设计,已有研究多基于对流换热公式建立解析算式进行冷却通道截面形状的尺寸优化,而多场耦合分析方法也仅用于特定结构案例的计算分析或实验对比,没有综合考虑热流固多场耦合环境下主动冷却通道的布局和截面形状对结构换热效率和力学性能的影响。为此,本文结合子结构法,基于ANSYS软件建立燃烧室主动冷却通道的热流固多场耦合三维体胞参数化有限元模型,采取顺序耦合求解,实现多场耦合环境下的结构响应的准确分析。在此基础上,为改善冷却通道的综合流动换热性能,以通道数目为优选变量,分析通道数目对结构性能的影响;最后,以燃烧室的内壁面平均温度、通道压力损失和结构最大应力为最小化目标,利用超椭圆函数描述通道截面形状,建立Kriging响应面模型,保持材料总用量和总质量流量一定,考虑材料强度约束,采用多目标遗传算法获得优化问题的Pareto解集,通过分析比较多目标优化结果,选取出综合性能较好的设计方案。

1 方 法

1.1 主动冷却薄壁筒结构建模与验证

1.1.1 冷却通道体胞模型

在燃烧室壁板内设计一组截面形状相同、圆周上均匀分布的冷却通道,是主动冷却热防护的一种典型方案,如图1所示,通过用高压高速的常温碳氢燃料流过冷却通道带走部分热量,实现对壁板温度的主动管理。该过程属于热流固多场耦合复杂服役行为,采用有限元方法进行仿真分析不仅需要构建恰当的多场耦合计算模型来确保计

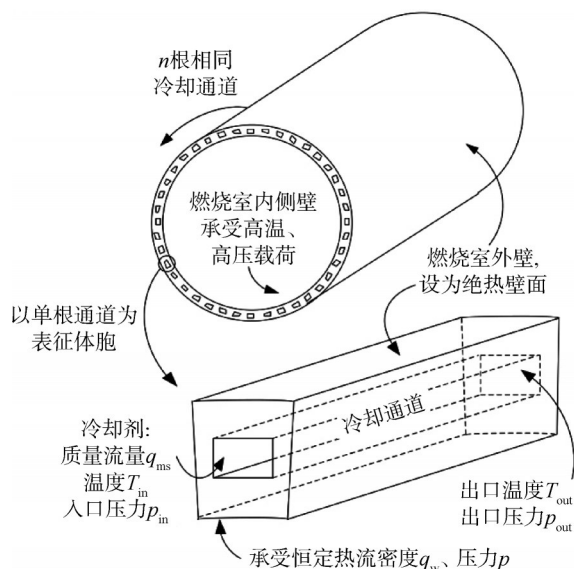


图1 燃烧室、冷却通道单元结构示意图及边界条件

Fig.1 Schematic and boundary conditions of the unit cell structure of cooling channel and the combustor

算准确性,还需要耗费较大的计算资源完成多场耦合分析^[16]。

为能顺利开展主动冷却薄壁板结构的分析与优化,本文首先根据主动冷却燃烧室的结构构型

和边界载荷的循环对称特征,采用子结构法,选取含单根冷却通道的子结构为代表单胞建立单胞有限元模型进行结构响应分析,缩减计算时间,提高分析效率。表征体胞模型如图1所示,体胞左右两侧为周期性边界约束,前端固定,另一端自由;单胞外壁为绝热环境并设定为常温,单胞内壁承受均匀热流和压力作用。其次,考虑到高温环境碳氢燃料的物性变化,流-固耦合的湍流模型采用 RNG $k-\epsilon$ (renormalization group $k-\epsilon$) 模型来高精度模拟变物性流体流动;在流体域近壁区则采用增强壁面处理法 EWT- ϵ (enhanced wall treatment ϵ -equation),该方法将 Two-Layer Model 近壁面湍流计算方法和增强壁面函数法结合,能根据网格粗细进行计算方法的自动切换。

燃烧室壁板材料采用 GH3625^[17],其物性曲线如图2所示;选用正十二烷简化替代碳氢燃料,用 NIST SUPERTRAPP 物性计算器获得 7 MPa 压力下正十二烷的物性参数曲线如图3所示。同时,测算发现 GH3625 的密度和比定压热容对仿真结果的影响较小,因此本文分别取为 8 440 kg/m³和 430 J/(kg·K)以简化计算。

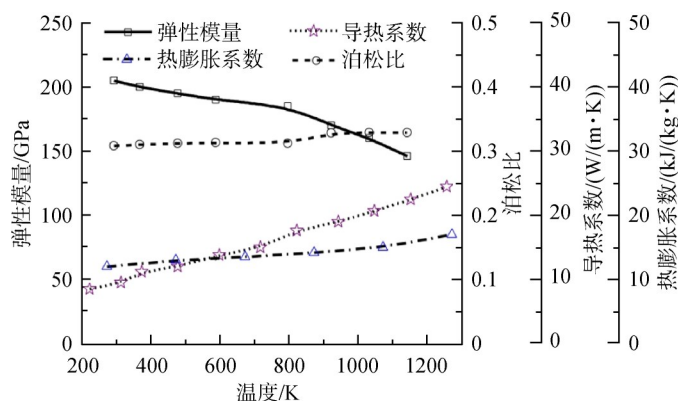


图2 GH3625性能随温度变化曲线

Fig.2 Curve of GH3625 performance with temperature

本文使用 ANSYS CFX (computational fluid X) 求解器进行热流固耦合数值计算,选用有限容积法离散三维 Navier-Stokes 方程,动量和能量方程均采用二阶迎风格式,运用压力基耦合算法求解压力速度耦合方程,计算收敛精度为全局最大残差小于 10^{-4} ,并通过保持较高的网格精细度来获得更快的计算收敛速度。文中燃烧室壁板计算的其他参数如下:

1) 燃料入口初始温度 $T_{in}=300$ K、入口总质量流量 $q_m=1.088$ kg/s,入口压力为 7 MPa;

2) 燃烧室气壁面承受恒定的均匀热流和压力作用^[15],平均热流密度 $q_w=1.1$ Mw/m²,压强为 5.5 MPa。

1.1.2 网格无关性分析

热流固多场耦合的体胞模型包含流体域和固体域,其中流固耦合的计算精度受单元网格大小,特别是近壁区过渡层疏密的影响较大,需要合适选取单元大小和过渡层数目来确保计算稳定准确。本文体胞模型的截面网格如图4所示,通过测算选定合适的网格划分参数。首先,分析单元

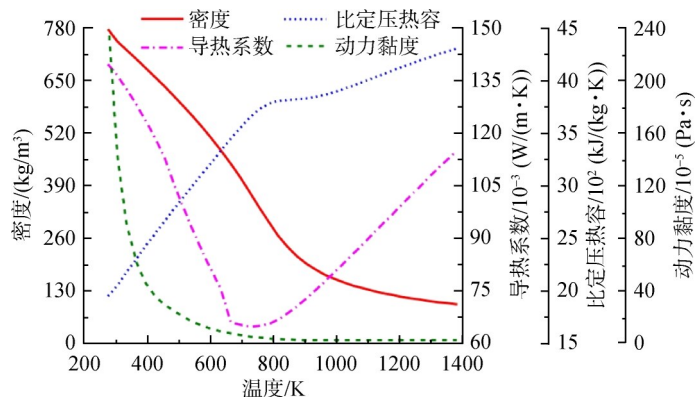


图3 在7 MPa压力下正十二烷的热物性曲线

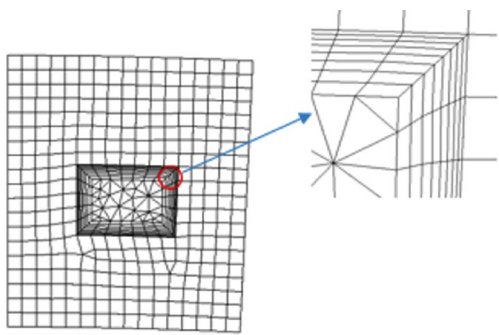
Fig.3 Thermo-physical property curve of *n*-dodecane under 7 MPa pressure

图4 单冷却通道有限元模型

Fig.4 Finite element model of single cooling channel

大小对计算结果的影响。当过渡层为10层、初始过渡层厚度为 10^{-3} mm时,单元尺寸从0.15 mm增大到0.55 mm时,计算获得体胞的主要指标变化情况如图5所示,图中 T_{out} 为通道压力出口平均温度, T_{max} 为结构最高温度, Δp 为通道流体沿程压力损失, ΔT_{max} 为通道气壁面最大温差, T_{ave} 为通道气壁面平均温度,反映结构整体受热状况。图5数据显示,随着单元尺寸增大,固体和流体域的单元数量均快速下降后趋于平缓变化, ΔT_{max} 、 T_{out} 和

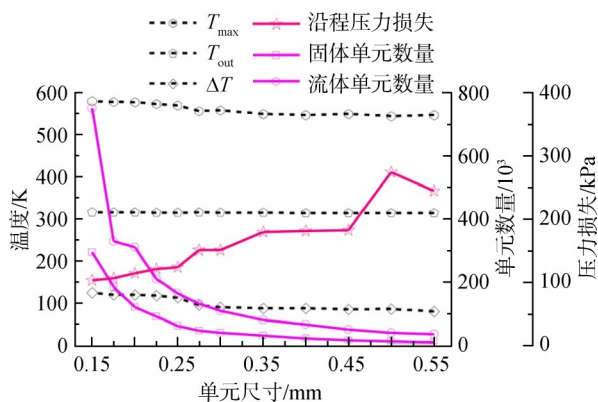


图5 有限元单元尺寸对计算结果的影响

Fig.5 Influence of finite element size on calculation results

T_{max} 呈平稳缓慢下降趋势,而 Δp 呈增大趋势。结合单元总数和指标变化情况,本文选取单元尺寸为0.25 mm来离散体胞,协调计算精度和计算时间的矛盾。

其次,取单元尺寸为0.25 mm,分析过渡层层数与厚度 δ 变化对计算结果的影响。当过渡层为10层,取不同初始过渡层厚度时,体胞性能指标变化情况如图6所示。图6显示过小的过渡层厚度会导致指标值波动较大,当厚度大于0.005 mm后,各种指标的波动趋于平缓收敛。图7则给出了不同过渡层厚度时,过渡层层数变化对计算结果的影响。从图7中可以看到,过渡层厚度为0.007 5 mm时,层数变化对计算结果影响较小,而取其他厚度时,计算结果随层数变化存在明显波动。根据以上分析,本文后续计算中,取体胞有限元模型的单元尺寸为0.25 mm、近壁区过渡层为10层、初始过渡层厚度为0.007 5 mm,以协调多场耦合有限元分析的计算效率和准确性。

1.1.3 实验验证

采用上述建模方法建立文献[18]中微小管流阻特性实验的有限元模型并进行流阻特性仿真。微小管材料为不锈钢 1Gr18Ni9Ti,圆管长575 mm,内径 d 分别1.0、0.8、0.5 mm。给定温度为297.55 K,改变雷诺数,计算获得煤油流速稳定时的微小管进出口压降 Δp 如图8所示。图8显示随着雷诺数增大, Δp 增大,内径 d 越小压降受雷诺数影响越大,计算结果与实验值[18]基本吻合,说明选定的有限元建模参数能较好地仿真煤油在通道中的流动。

参照文献[15]的燃油冷却面板传热实验建立冷却面板结构(如图9所示)热流固耦合有限元模型开展面板传热性能分析。面板材料为GH3030,

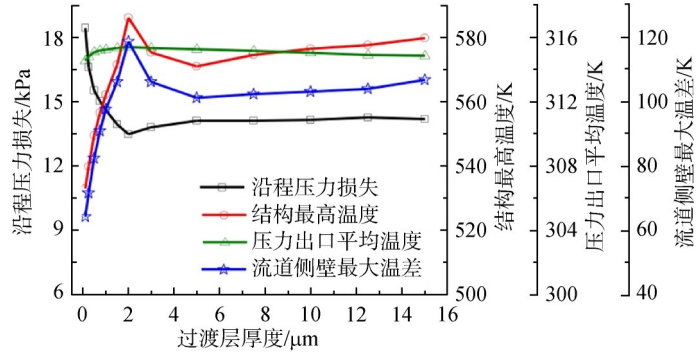
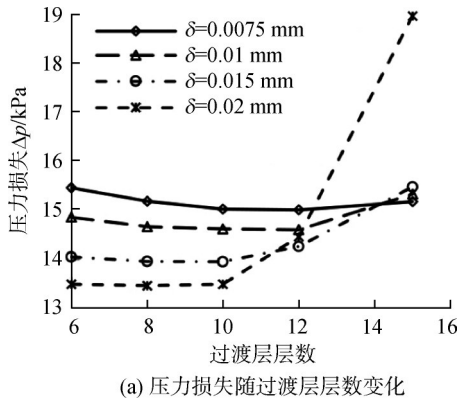
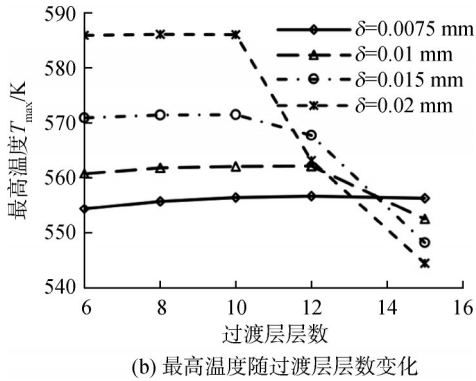


图 6 初始过渡层厚度对计算结果的影响

Fig.6 Influence of initial inflation thickness on calculation results



(a) 压力损失随过渡层层数变化



(b) 最高温度随过渡层层数变化

图 7 过渡层层数对计算结果的影响

Fig.7 Influence of inflation number on calculation results

按文献[15]64#试车数据,给定燃油质量流量为 4.8 g/s,承受平均热流密度为 1.1 MW/m²的恒定热流作用,并根据实验值[15]对气壁面进行分块近似处理实现热流密度的非均匀分布施加。计算获得气壁面温度分布如图 10(a)所示。与红外线测得的气壁面温度分布图 10(b)相比,最高温度较测量值低 0.42%,最低温度较测量值高 5.94%,除左侧边缘区域偏低外,其余温度分布两者符合较好。图中 x, z 分别为面板的长、宽坐标符号。表 1 中测量点的计算值与测量值[15]基本一致,最

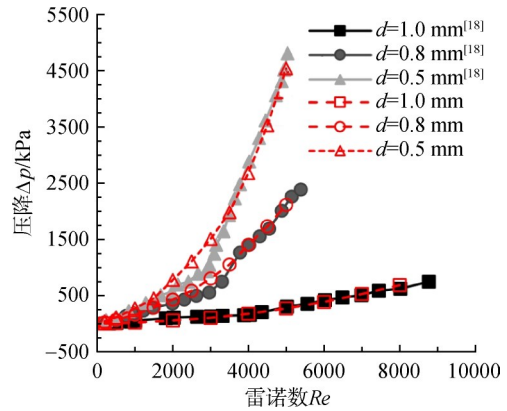


图 8 不同雷诺数时进出口压降变化曲线

Fig.8 Curve of inlet and outlet pressure loss for different Reynolds numbers

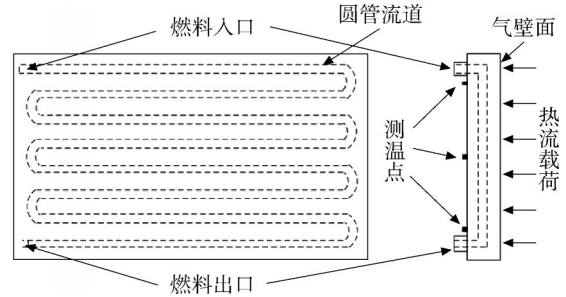


图 9 实验燃油面板结构示意图

Fig.9 Schematic of experimental fuel-cooled panel

大相对误差仅 5.45%。计算结果验证了有限元模型仿真的准确性。

通过上述仿真数据与实验数据的对比分析,验证了本文所选的湍流模型、控制方程和建模参数组合能较好地模拟燃料在冷却通道中的流动与热交换,采用所建立的热流固多场耦合有限元模型开展主动冷却热防护板的结构分析是可行和有效的。

1.2 通道布局与形状优化

1.2.1 通道布局优化

冷却通道表征体胞的截面几何参数如图 11

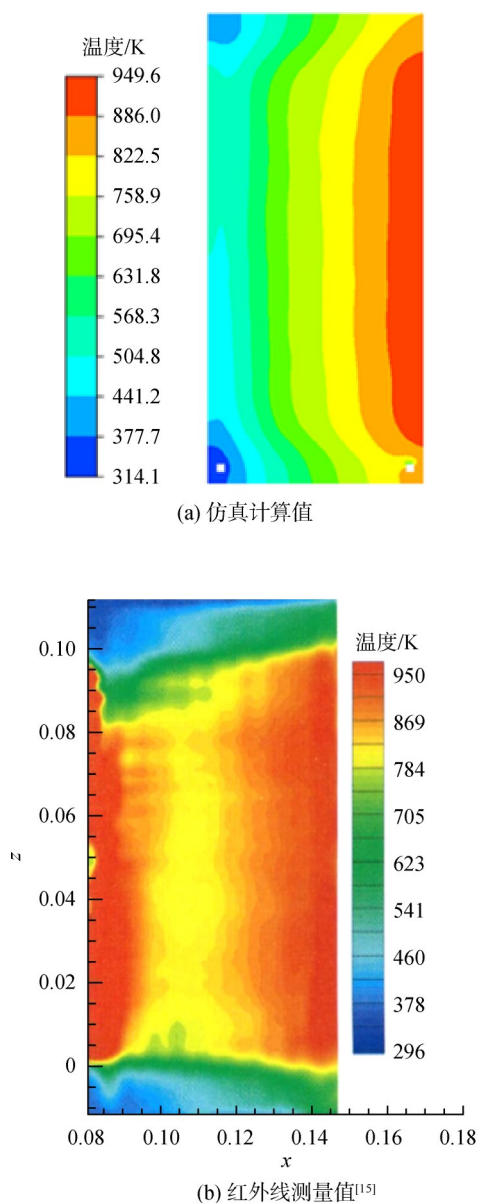


图 10 64#气壁温度分布

Fig.10 Temperature distribution of 64# air wall surface

表 1 测温点温度计算值与测量值比较

Table 1 Comparison of calculated and measured temperatures at measuring points

测量点	计算值/K	测量值 ^[15] /K	相对误差/%
出油口	1 120.68	1 094.58	3.08
测量点 2	965.35	965	0.06
测量点 3	1 162.61	1 114.15	5.45
测量点 5	958.36	960.63	0.26
测量点 6	1 169.67	1 125.26	4.95

所示,体胞长 400 mm,几何参数具有如下关系:

$$\alpha_1 = 2\pi/n$$

$$\alpha_2 \approx \frac{(R_1^2 - R_2^2)(1-f)}{(2R_2 + 2t + h)h} \cdot \frac{2\pi}{n} \quad (1)$$

式中 α_1 、 α_2 分别为体胞和通道夹角, R_1 、 R_2 分别为燃烧室外壁半径和内壁半径, h 为冷却通道高, t 为冷却通道到内壁的最小厚度, n 为燃烧室所包含冷却通道表征体胞数, f 为体胞材料分布区域占整个体胞域的比例,即体积分。本文计算中取 $f=89.2\%$,总质量流量 $q_m=1.088$ kg/s。

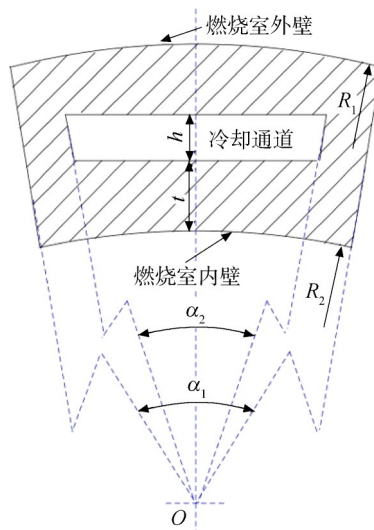
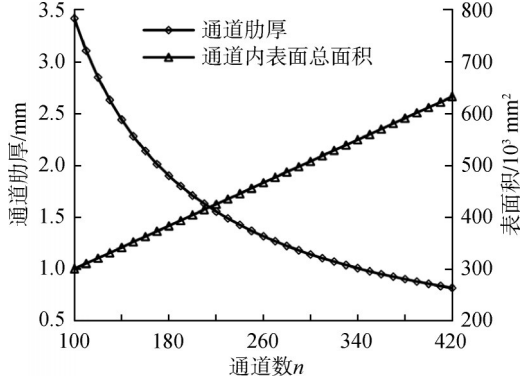
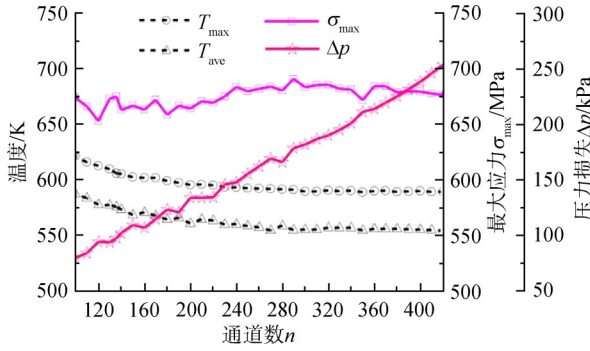


图 11 单冷却通道体胞截面几何参数

Fig.11 Geometric parameters of body cell section of single cooling channel

改变表征体胞数目 n ,分析通道布局变化对结构换热性能和力学性能的影响。保持体积分 f 和入口总质量流量 q_m 不变,则体胞的燃料入口质量流率 $q_{ms}=q_m/n$ 。考虑体胞数 n 在 100~420 间变化,则冷却通道表面积随 n 变化的曲线如图 12 所示。可看到通道总表面随着 n 线性增大,增大 n 能扩大燃料与结构的接触面积,有助于提高换热效率。

体胞性能指标随 n 变化的曲线如图 13 所示。指标 $\sigma_{\max}$ 为结构最大应力。图 13 显示,随着 n 从 100 增到 420, $T_{\max}$ 、 T_{ave} 持续降低,并在 n 达到 300 左右后下降趋于平缓,而 $\sigma_{\max}$ 则表现为先缓慢增大,在 n 达到 300 左右时又缓慢下降,总体上, n 变化引起的 $T_{\max}$ 、 T_{ave} 、 $\sigma_{\max}$ 相对波动幅度最大仅为 5.5%,影响不显著;而随着 n 增大, Δp 呈线性增大, n 从 100 增到 420, Δp 的相对波动幅度达到 68.5%,受到显著影响。

图12 不同 n 值时通道几何参数变化曲线Fig.12 Curve of channel geometric parameters with different n values图13 不同 n 值时性能指标变化曲线Fig.13 Curve of performance indexes with different n values

根据不可压缩流体稳压流动时的管内流动沿程阻力计算公式:

$$\Delta p = \frac{l \cdot \rho \cdot v^2 \cdot f_1}{2D} = \frac{l \cdot \rho \cdot f_1 \cdot v^2}{2\bar{D}} \cdot n \quad (2)$$

式中 f_1 为摩擦阻力系数, l 为管长、 ρ 为流体密度, D 为管的当量直径, v 为流体流速。本文保持总质量流率和通道总截面积不变,则 v 和通道总当量直径量 $\bar{D}$ 不变,有 $D = \bar{D}/n$ 。当 f_1, l, ρ 为常数, Δp 与 n 为线性关系,与图13一致, n 越大, Δp 越大。

图13说明,随着 n 增大,其对结构对流换热性能的提升效果是逐渐降低的,但会持续恶化压力损失。当 n 取250左右时, $T_{\max}, T_{\text{ave}}$ 为较低值, $\sigma_{\max}$ 也趋于稳定,且 $\Delta p < 1$ MPa满足燃料临界压力要求,这与文献[19]的计算分析结果一致。考虑主动冷却通道在燃烧室壁板均匀分布,选取胞数 $n=240$,并在此基础上进行通道截面形状优化。

1.2.2 流道截面形状优化

本文采用超椭圆曲线描述通道截面形状边界,通过控制超椭圆方程参数实现对通道截面形

状的优化设计^[20]。平面 $u-v$ 内的超椭圆参数化方程为

$$\begin{cases} u = u_0 + a \cdot \cos^{\frac{2}{\eta}} \theta \\ v = v_0 + b \left(1 + c \cdot a \cos^{\frac{2}{\eta}} \theta \right) \sin^{\frac{2}{\eta}} \theta \\ 0 \leq \theta \leq 2\pi \\ c \in \left[-\frac{1}{a}, \frac{1}{a} \right] \end{cases} \quad (3)$$

式中 a, b 为半轴长, η 为超椭圆阶次, c 为超椭圆扭曲系数, (u_0, v_0) 为中心坐标。改变参数可以获得矩形、椭圆形、梯形等不同几何形状。超椭圆几何形状面积 A_h 为

$$A_h = 4 \int_0^a b \left[1 - \left(\frac{x}{a} \right)^{\frac{\eta}{\eta-1}} \right]^{\frac{1}{\eta}} dx = \frac{2ab}{b} B\left(\frac{1}{\eta}, \frac{1}{\eta} \right) \quad (4)$$

式中 $B(\eta^{-1}, \eta^{-1})$ 为Beta函数。可以看出面积 A_h 与 c 和中心 (u_0, v_0) 无关,仅随 η 变化而变化。考虑到通道截面形状边界需要平滑以避免引起应力集中,取 $\eta \in [2, 6]$ 来获得连续光顺的形状边界,其他变量设计范围为 $b \in [0.4, 0.8], c \in [-0.8, 0.8], \eta \geq 1.5$ 。

取 $n=240$ 时, $q_{ms} = q_m/240 = 4.53$ g/s,通道中心为坐标原点,保持通道截面面积 A_h 不变,以超椭圆参数 b, c 和 η 为设计变量,即 $\mathbf{X} = [b, c, \eta]^T$,开展冷却通道截面形状优化。选取冷却通道的 $\Delta p, T_{\text{ave}}$ 和 $\sigma_{\max}$ 性能指标为优化目标,限定 $T_{\max}$ 小于1 073 K避免高温下GH3625材料强度失效,建立多目标优化模型为

$$\begin{aligned} \text{Min } \Delta p(\mathbf{X}) &= p_{\text{in}} - p_{\text{out}} \\ T_{\text{ave}}(\mathbf{X}) &= \frac{1}{A_g} \int_s T dA \\ \sigma(\mathbf{X}) &= \sigma_{\max} \\ \text{s.t. } T_{\max} &< 1073 \\ 0.4 &\leq b \leq 0.8 \\ -0.8 &\leq c \leq 0.8 \\ 2 &\leq \eta \leq 6 \\ \mathbf{X} &= [b, c, \eta]^T \in R \end{aligned} \quad (5)$$

式中 A_g 为燃烧室气壁面受热面积, T 为气壁面温度, p_{in} 和 p_{out} 分别为进口压力和出口压力。

本文采取Kriging响应面代替多物理场体胞有限元分析来提高计算效率。由于指标响应对参数 b, η, c 变化非常敏感,为保证响应面预测精度,按正交实验设计方法对3个变量按 $L_{225}(5^2 \times 9^1)$ 生成样本点,其中 b, η 为5水平, c 为9水平;选取

GAUSSIAN 核函数构造 Kriging 响应面模型,用决定系数 R_2 评价响应面拟合精度。本文所建立的 Kriging 响应面,其 $T_{\max}$ 、 T_{ave} 、 Δp 、 $\sigma_{\max}$ 指标的 R_2 分别为 0.977 7、0.976 4、0.960 4、0.946 2,对 $T_{\max}$ 、 T_{ave} 、 Δp 、 $\sigma_{\max}$ 指标的拟合度分别为 93.67%、95.05%、95.91%、90.15%。说明响应面预测值与样本点响应值相关性较高,所建立的 Kriging 响应面预测精度较好,能用来代替体胞有限元模型进行参数优化。

2 结果与讨论

利用多目标遗传算法 (multi-objective genetic algorithm, MOGA) 和 Kriging 响应面模型求解优化问题(4)。MOGA 种群规模为 200,每次迭代样本数为 200,最大允许 Pareto 百分比为 70%,最大迭代次数 50,交叉概率 0.9,变异概念 0.02。

优化获得的 Pareto 解集如图 14 所示,4 种优化方案对应的通道截面形状如图 15 所示,表 2 列出了单目标应力最小解 (Opt1)、平均温度最小解 (Opt2)、压力损失最小解 (Opt3) 及折衷解 (Opt4) 4 种优化方案。

表 2 给出了 4 种优化方案预测值与对应有限元计算值,除 Opt4 的 $\sigma_{\max}$ 相对误差达到 4.4% 外,其余指标最大相对误差均在 2% 以内,说明所建立的 kriging 响应面模型是可信的。与 $n=240$ 时的矩形通道相比,4 种优化方案在大幅减小 Δp 的同时, T_{ave} 、 $\sigma_{\max}$ 均有升高,其中 Opt3 的 Δp 降幅最大达 71.7% (105.5 kPa),但 T_{ave} 、 $\sigma_{\max}$ 、 $T_{\max}$ 比矩形通道方案分别提高了 9.2%、12.9%、5%; 4 种方案中, Opt1、Opt4 与 Opt2 的 T_{ave} 、 Δp 、 $T_{\max}$ 较为接近,但三者的 $\sigma_{\max}$ 相差达到 74.5 MPa; Opt3 的 T_{ave} 、 $T_{\max}$ 明显

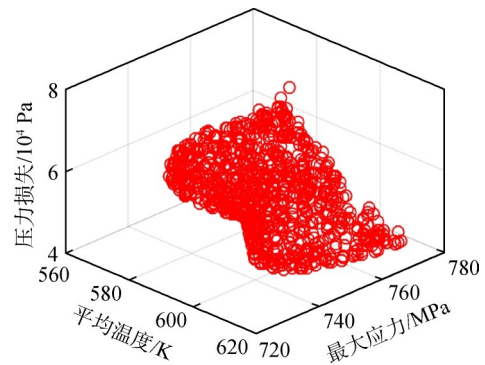


图 14 优化的 Pareto 解集前沿

Fig.14 Optimized Pareto solution set

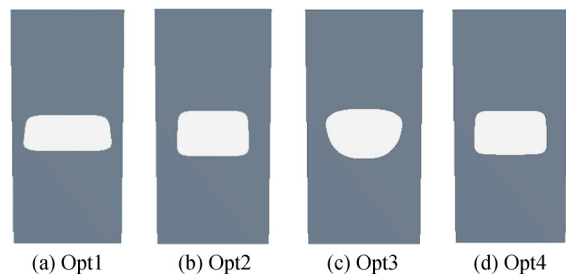


图 15 4 种优化方案的冷却通道截面形状

Fig.15 Cooling channel section shapes of four optimization schemes

高于另外 3 种方案,但 $\sigma_{\max}$ 却与 Opt2 接近。结合图 15 的优化形状可以看到,优化方案的半轴 b 均取低值来增大通道的下壁面面积,通过提高流体与结构高温区域的接触面积来增强换热效果;连续光滑的通道截面形状能减少通道流体压力损失,以 η 取低值时接近圆形的 Opt3 方案获得最小的 Δp 。计算结果说明 Δp 受通道截面形状变化的影响最大,截面形状几何参数对 $\sigma_{\max}$ 的影响较复杂,需要协同通道布局与截面形状优化来降低 $\sigma_{\max}$ 。

表 2 基于 Kriging 响应面模型的 4 种优选方案

Table 2 Four optimization schemes based on Kriging response surface model

方案	设计变量 $[b, c, \eta]^T$	t/mm	响应面预测值				有限元计算值			
			T_{ave}/K	$\Delta p/\text{kPa}$	$\sigma_{\max}/\text{MPa}$	$T_{\max}/\text{K}$	T_{ave}/K	$\Delta p/\text{kPa}$	$\sigma_{\max}/\text{MPa}$	$T_{\max}/\text{K}$
初始结构 $n=136$		1.7					575.8	97.6	675.4	605.9
矩形通道 $n=240$		1.7					560.2	147.7	683.7	593.2
Opt1	$[0.40, 0.13, 5.31]^T$	1.95	587.2	66.4	724.3	600.2	577.0	65.5	718.6	594.7
Opt2	$[0.49, 0.05, 5.92]^T$	1.86	576.1	64.3	767.5	591.3	576.0	63.6	769.3	590.8
Opt3	$[0.54, -0.38, 2.67]^T$	1.81	613.6	42.8	771.7	621.5	617.4	42.2	772.4	623.2
Opt4	$[0.48, 0.05, 5.96]^T$	1.87	577.4	65.1	758.2	591.5	577.6	64.9	793.1	592.3

将图 15 中具有不同最小壁厚 t 的 4 种优化方案的通道向气壁面径向平移至 $t=1.5\text{ mm}$, 获得的计算结果如表 3 所示, 图 16~图 17 分别给出了 Opt3、Opt4 在不同 t 时的温度云图。与表 2 中的数据对比发现, 通道位置对 Δp 基本没有影响, 但能降低 T_{ave} 、 T_{max} 和 σ_{max} ; 通道平移至 $t=1.5\text{ mm}$ 的移动距离越大, T_{ave} 、 T_{max} 的降幅越大, 如 Opt1 的 T_{ave} 、 T_{max} 下降幅度达到 6%, 但 σ_{max} 的变化要复杂

些, 如 Opt2 的 σ_{max} 减小了 95.8 MPa, 降幅达到 12.5%, 远大于各方案中 T_{ave} 、 T_{max} 和 σ_{max} 的降幅。结合图 16~图 17 的温度场看, 平移距离越大, 通道越靠近高温区域, 更能增强换热从而降低结构温度, 也有利于降低结构应力。计算结果说明, 在满足加工要求、材料强度的情况下, 将通道位置作为一个变量进行布局和形状优化, 能进一步改善胞综合性能。

表 3 冷却通道径向平移后的计算结果 ($t=1.5\text{ mm}$)
Table 3 Calculation results after radial translation of the cooling channel ($t=1.5\text{ mm}$)

方案	设计变量: $[b, c, \eta]^T$	有限元计算结果			
		T_{ave}/K	$\Delta p/\text{kPa}$	$\sigma_{\text{max}}/\text{MPa}$	T_{max}/K
Opt1	$[0.40, 0.13, 5.31]^T$	540.4	65.1	694.2	558.6
Opt2	$[0.49, 0.05, 5.92]^T$	547.7	64.0	673.2	562.3
Opt3	$[0.54, -0.38, 2.67]^T$	592.4	42.3	765.7	598.4
Opt4	$[0.48, 0.05, 5.96]^T$	547.3	65.3	695.6	563.1

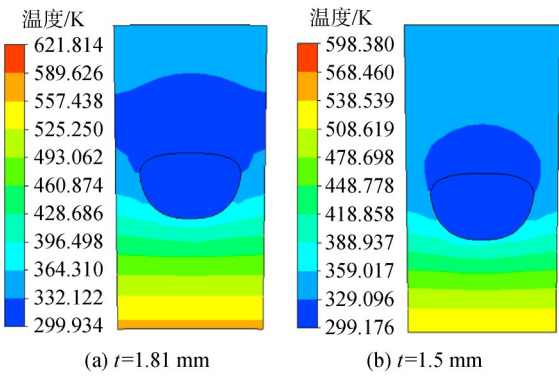


图 16 优化方案 Opt3 的冷却通道截面温度云图
Fig.16 Temperature contour of cooling channel section for Opt3 scheme

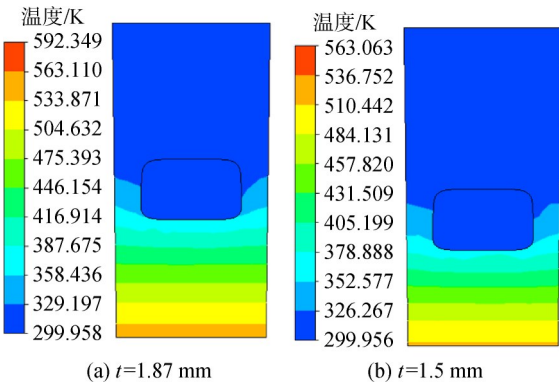


图 17 优化方案 Opt4 的冷却通道截面温度云图
Fig.17 Temperature contour of cooling channel section for Opt4 scheme

综上, 在给定热负载工况下, 越接近气壁面高温区的带光滑圆角近似矩形的冷却通道结构综合性能越好。因此, 选取表 3 中 Opt2 作为满意方案, 即 $n=240$, $[b, c, \eta, t]^T = [0.49, 0.05, 5.96, 1.5]^T$, 其与 $n=136$ 初始结构相比, σ_{max} 稍有降低, T_{ave} 、 T_{max} 分别下降 4.9% 和 7.2%, 而 Δp 降低 33.6 kPa, 降幅达 33.4%, 主动冷却通道的流动换热性能得到明显改善。

3 结 论

本文对超然冲压发动机燃烧室主动冷却薄壁结构的通道布局与形状优化进行了研究, 得到以下结论:

- 1) 采用子结构法建立了主动冷却薄壁圆筒结构的流固热多场耦合表征胞参数化有限元模型, 结合有限元网格无关性测试和实验数据对比验证, 准确可靠地实现了热流固耦合胞结构的性能响应分析, 降低了计算时间, 为主动冷却薄壁圆筒结构的通道布局和形状优化奠定了基础。
- 2) 基于 Kriging 响应面和正交实验设计, 建立了满足精度要求的多场耦合表征胞有限元分析的代理模型, 采用超椭圆方程描述通道截面形状, 建立多目标优化模型, 多目标遗传算法求解获得 Pareto 解集。
- 3) 优化结果表明: 在总质量流量和结构材料用量不变情况下, 随着通道数目增加, 压力损失线

性增大,温度场的降速逐渐减小,最大应力在一定范围内波动;通道数目确定的情况下,通道越位于高温区域越能改善换热性能,通道截面接近带圆角矩形形状,其综合性能表现更好。

参考文献:

- [1] 肖红雨,高峰,李宁.再生冷却技术在超燃冲压发动机中的应用与发展[J].飞航导弹,2013(8):78-81.
XIAO Hongyu, GAO Feng, LI Ning. Application and development of regenerative cooling technology in scramjet engines[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013(8): 78-81. (in Chinese)
- [2] 袁鑫,寇志海,赵国昌,等.矩形通道超临界再生冷却技术研究综述[J].飞航导弹,2017(5):18-23,42.
YUAN Xin, KOU Zhihai, ZHAO Guochang, et al. Research review on supercritical regenerative cooling technology of rectangular channel[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2017(5): 18-23, 42. (in Chinese)
- [3] BUCHMANN O A, WALTERS F M. Heat transfer and fluent flow analysis of hydrogen-cooled panels and manifold systems[R]. NASA CR-66925, 1970.
- [4] FLIEDER W G, RICHARD C E, BUCHMANN O A. An analytical study of hydrogen cooled panels for application to hypersonic aircraft[R]. NASA CR-1650, 1971.
- [5] WIETING A R, DECHAUMPHAI P, BEY K S, et al. Application of integrated fluid-thermal-structural analysis methods[J]. Thin-Walled Structures, 1991, 11(1/2):1-23.
- [6] 罗世彬,吴先宇,罗文彩,等.机身/推进系统一体化高超声速飞行器冷却性能分析[J].弹箭与制导学报,2004,24(1):56-62.
LUO Shibin, WU Xianyu, LUO Wencai, et al. Cooling analysis of an airframe propulsion integrated hypersonic vehicle[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 24(1):56-62. (in Chinese)
- [7] 杨祥,张磊,张若凌,等.超燃冲压发动机燃烧室主动冷却设计研究[J].推进技术,2014,35(2):208-212.
YANG Yang, ZHANG Lei, ZHANG Ruoling, et al. Design research of an actively fuel-cooled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2):208-212. (in Chinese)
- [8] PARRIS D K, LANDRUM D B. Effect of tube geometry on regenerative cooling performance[R]. AIAA 2005-4301, 2005.
- [9] SCOTTI S J, MARTIN C J, LUCAS S H. Active cooling design for scramjet engines using optimization methods[R]. AIAA 88-2265, 1988.
- [10] YOUN B, MILLS A F. Cooling panel optimization for the active cooling system of a hypersonic aircraft[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1995, 9(1):136-143.
- [11] 牛禄,程惠尔,李明辉.高宽比和粗糙度对再生冷却通道流动的影响[J].上海交通大学报,2002,36(11):1612-1615.
NIU Lu, CHENG Huier, LI Minghui. Effects of aspect ratio and wall roughness on flow in regenerative cooling channels [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2002, 36(11): 1612-1615. (in Chinese)
- [12] 宋宏伟,纪科星,黄晨光,等.主动冷却通道热流固耦合三维数值计算及构型应力分析[C]//第三届高超声速科技学术会议文集.江苏 无锡:中国力学学会,2010:332-342.
- [13] ZHANG Silong, FENG Yu, ZHANG Duo. Parametric numerical analysis of regenerative cooling in hydrogen fueled scramjet engines[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(25):10942-10960.
- [14] 秦昂,张登成,魏扬,等.超燃冲压发动机再生冷却结构的多目标优化设计[J].推进技术,2018,39(6):1331-1339.
QIN Ang, ZHANG Dengcheng, WEI Yang, et al. Multi-objective optimization on regenerative cooling structure of scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6): 1331-1339. (in Chinese)
- [15] 蒋劲,张若凌,乐嘉陵,等.燃油冷却面板传热特性试验与计算分析研究[J].实验流体力学,2011,25(1):1-6.
JIANG Jin, ZHANG Ruoling, LE Jialing. The investigation on heat transfer characteristic tests and thermal evaluation of fuel cooled panels[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(1):1-6. (in Chinese)
- [16] 桂业伟,刘磊,代光月,等.高超声速飞行器流-热-固耦合研究现状与软件开发[J].航空学报,2017,38(7):92-110.
GUI Yewei, LIU Lei, DAI Guangyue, et al. Research status of hypersonic vehicle fluid-thermal-solid coupling and software development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7):92-110. (in Chinese)
- [17] 中国航空材料手册编辑委员会.中国航空材料手册[M].北京:中国标准出版社,1988.
- [18] 李中洲,朱惠人,张霞.微小圆管内煤油流动研究[J].航空动力学报,2010,25(8):1728-1732.
LI Zhongzhou, ZHU Hui ren, ZHANG Xia. Study on the flow of the kerosene in micro tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8):1728-1732. (in Chinese)
- [19] 吴峰,王秋旺,罗来勤,等.液体火箭发动机推力室冷却通道传热优化计算[J].推进技术,2006,27(3):197-200.
WU Feng, WANF Qiuwang, LUO Laiqin, et al. Numerical optimization simulation on heat transfer in cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3):197-200. (in Chinese)
- [20] 孙士平,胡坚堂,张卫红.基于超椭圆方程和序列响应面法的回转壳开孔形状优化[J].航空学报,2015,36(11):3595-3607.
SUN Shiping, HU Jiantang, ZHANG Weihong. Shape optimization of openings on rotation shells based on super-elliptic function and sequential response surface method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(11): 3595-3607. (in Chinese)

(编辑:张 雪)