

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.004

涡扇发动机二元排气系统推力与红外特征多目标型面 优化设计

施小娟, 王 丰, 吉洪湖

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要:以涡扇发动机二元排气系统为例,以排气系统推力系数、3~5 μm 波段正尾向红外辐射特征为优化目标,以窄边探测面 30°和宽边探测面 90°方向的红外辐射特征为约束,以喷管喉道宽高比、喉道型面半径比、收敛半角和扩张半角为优化变量,在发动机地面军用动力状态,研究排气系统推力与红外特征的多目标型面优化设计。在设计过程中,基于正交试验法确定初始样本点,建立排气系统推力系数、红外辐射特征与设计变量间的 RBF 代理模型,采用自适应模拟退火算法对代理模型进行分析求解。结果表明:多目标优化方法可应用在排气系统推力与红外特征的兼容设计上,并可取得一定的效果,相比基准二元模型,仅通过型面设计,多目标优化后排气系统推力系数提高了 5.3%,在正尾向的无量纲积分辐射强度降低了 17%。

关键词:二元排气系统;推力;红外特征;型面;多目标优化

中图分类号:V231.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2023)04-0597-09

Multi-objective Contour Optimization Design of Thrust and Infrared Characteristics of Two-Dimensional Exhaust System of Turbofan Engine

SHI Xiaojuan, WANG Feng, JI Honghu

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Taking two-dimensional (2D) exhaust system of turbofan engine as an example, the multi-objective contour optimization design of thrust and infrared characteristics of exhaust system was studied when the engine is in military power on the ground. The optimization objectives were thrust coefficient and infrared radiation (IR) characteristics at 3—5 μm in the positive tail direction of exhaust system. The constraint conditions were the IR characteristics of the narrow side detection plane at 30° and the wide side detection plane at 90°. The optimization variables were throat aspect ratio, throat radius ratio, convergence half angle and divergent half angle. In the design process, the initial sample points were determined by orthogonal experimental method. The RBF surrogate models of thrust coefficient and IR characteristics of exhaust system were established. The analysis and optimization was conducted with the adaptive simulated annealing algorithm. The results show that the multi-objective optimization method can be applied to the compatible design of thrust and infrared characteristics of exhaust system with good effects. The thrust coefficient of multi-objective optimized exhaust system is increased by 5.3% compared with the baseline 2D model. The dimensionless integral radiation intensity in the positive tail direction is reduced by 17%.

Key words: two dimensional exhaust system; thrust; infrared characteristics; contour; multi-objective optimization

基金项目:国家科技重大专项(J2019-III-0009-0053)。

收稿日期:2022-11-08;**修订日期:**2023-01-07

通信作者:施小娟,女,博士,讲师,E-mail:shixiaojuan@nuaa.edu.cn。

引用格式:施小娟,王丰,吉洪湖. 涡扇发动机二元排气系统推力与红外特征多目标型面优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 597-605. SHI Xiaojuan, WANG Feng, JI Honghu. Multi-objective contour optimization design of thrust and infrared characteristics of two-dimensional exhaust system of turbofan engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 597-605.

二元排气系统是飞行器排气系统红外抑制的重要措施,随着宽高比的增大,二元排气系统红外辐射特征降低、流动阻力增大、推力损失增大,从而导致推力下降^[1-3]。通过排气系统流道型面的设计可实现对高温部件的遮挡,从而有利于红外隐身,但是红外隐身的型面往往阻力增大,因此需要开展排气系统推力与红外特征的兼容设计,即排气系统推力与红外特征的多目标优化。

目前对喷管型面优化设计方面的研究主要集中在火箭发动机以及超燃冲压发动机的喷管,且优化目标大多是气动性能,如Korte等^[4-7]以总冲或冲重比等为优化目标,对火箭发动机的喷管型面开展了优化设计;Damira等^[8-11]以推力或升力等为优化目标,对超燃冲压发动机单边膨胀喷管的型面开展了优化设计。国内外学者以气动性能为目标,对塞式喷管、轴对称喷管以及二元喷管的型面优化也开展了一些研究,如Christopher等^[12]以当地静压比与目标静压比之差的平方和为优化目标对塞式喷管的型面优化开展了研究;任超奇等^[13]采用综合评分法将流量系数和推力系数整合为一个总的评价指标,开展了轴对称收扩喷管与飞行器后体的一体化气动优化设计;徐大成等^[14]基于自由变形技术,对内外涵混合排气轴对称收敛喷管的气动方案进行了优选;施小娟等^[15]基于Kriging代理模型,以推力系数最大为目标,开展了二元收扩喷管推力的单目标型面优化。

本文针对涡扇发动机二元排气系统,从喷管型面设计出发,开展基于RBF代理模型的二元排气系统推力与红外特征的多目标优化设计方法研究。在发动机地面军用动力状态(主燃烧室出口温度最大,不开加力),喷管进口、喉道和出口面积不变的条件下,以排气系统推力系数、3~5 μm波段正尾向红外辐射特征为优化目标,以窄边探测面30°和宽边探测面90°方向的红外辐射特征为约束,以喷管喉道宽高比、喉道型面半径比、收敛半角和扩张半角为优化变量,对二元排气系统喷管流道型面进行优化。

1 研究对象

图1给出了基准二元排气系统的几何模型,包括中心锥、混合器、支板、火焰稳定器、加力燃烧室、隔热屏、过渡段、收扩喷管等。支板、火焰稳定器等上下、左右对称。过渡段采用超椭圆截面构造,实现从加力燃烧室圆形截面到收扩喷管进口矩形截

面的转变。收扩喷管段包括上下两块收敛板、扩张板以及两块平行侧板。圆转矩过渡段开始截面记为6B截面,喷管进口、喉道和出口截面分别记为7、8、9截面。

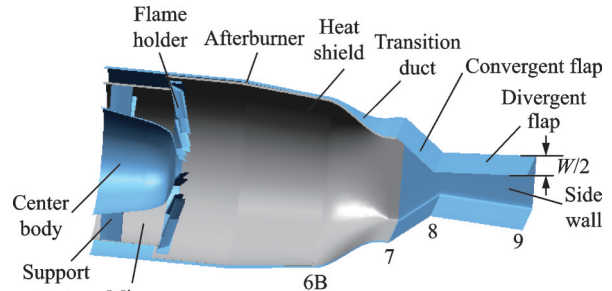


图1 基准二元排气系统几何模型(剖视图)

Fig.1 Geometric model of baseline 2D exhaust system (cut-away view)

本文多目标型面优化设计是在发动机地面军用动力状态开展的,优化设计中,6B截面形状及位置保持不变,6B截面下游的结构都变化,型面变化过程中,保持7、8、9截面面积不变,6B到7截面的轴向长度不变;6B至9截面型面由超椭圆方程控制,6B至7截面圆转矩段超椭圆方程的指数变化范围为2~50,7至9截面二元收扩喷管段超椭圆方程的指数为50。

图2给出了二元收扩喷管段的几何参数示意,图中放大显示了窄边对称面上圆转矩过渡段和收扩喷管段。 H_7 、 H_8 和 H_9 分别表示7、8、9截面的高度, α 为收敛半角, β 为扩张半角, R_w 为喉道型面圆弧半径。定义喉道宽高比 $\lambda=W/H_8$ (W 表示8截面的宽度,即两块平行侧板的间距,见图1),喉道型面半径比为 R_w/R_8 (R_8 为喉道当量半径)。

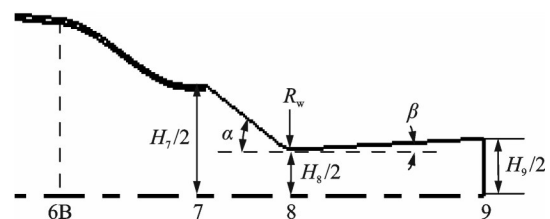


图2 二元收扩喷管几何参数示意图

Fig.2 Schematic diagram of 2D-CD nozzle parameters

基准二元排气系统是由某轴对称排气系统改型设计而成,改型过程中,保持6B截面上游结构不变,7、8、9截面面积不变,喷管收敛段和扩张段轴向长度不变。改型后,基准二元排气系统的 $\lambda=4.24$ 、 $R_w/R_8=0$ 、 $\alpha=38.42^\circ$ 、 $\beta=3.24^\circ$ 。

2 多目标型面优化设计问题的描述及优化流程

2.1 多目标型面优化设计问题描述

2.1.1 优化目标

优化目标为排气系统的推力系数 C_f 最大和 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段正尾向无量纲积分辐射强度 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 最小。

$$\begin{aligned} \max C_f \\ \min \bar{I}_{\theta=0^\circ} \end{aligned} \quad (1)$$

红外探测面及方位角如图3所示,窄边和宽边探测面方位角分别用 θ 和 ϕ 表示, $\theta=0^\circ$ 是排气系统的正尾向, $\theta=90^\circ$ 和 $\phi=90^\circ$ 是与排气系统轴线垂直的两个侧向。

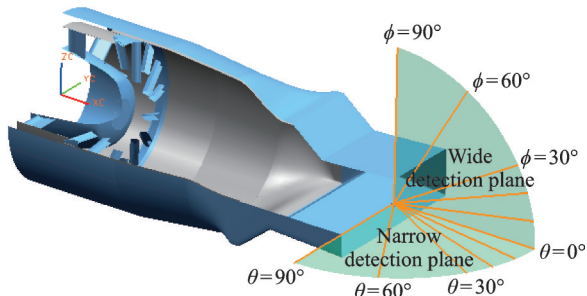


图3 红外探测面及方位角

Fig.3 IR detection plane and azimuth

降低排气系统红外辐射特征的方法有多种,比如高温壁面冷却、高温部件的遮挡、低发射率材料的应用等。本文没有考虑上述因素,只考虑了型面变化降低红外辐射特征的方法。以 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段正尾向无量纲积分辐射强度 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 作为红外特征的优化目标,是因为涡扇发动机排气系统的红外辐射主要在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段,且一般在正尾向或者正尾向附近小角度方向上红外辐射特征最大。

排气系统的红外辐射包括腔体辐射和燃气辐射,通常在尾向 $0^\circ\sim 30^\circ$ 范围内,腔体辐射占优,且二元喷口在宽边方向上对高温腔体的遮挡比窄边方向上强,因而窄边方向排气系统的红外辐射特征大于宽边方向;在尾向 $30^\circ\sim 90^\circ$ 方向,燃气辐射占优, 90° 方向燃气辐射达到最大值,腔体辐射为零,且燃气在宽边 90° 方向的可视面积大于窄边 90° 方向,因而宽边 90° 方向排气系统的红外辐射特征大于窄边 90° 方向。因此,为了兼顾排气系统尾部其他方向的红外辐射,将窄边探测面 30° 和宽边探测面 90° 方向的无量纲积分辐射强度 $\bar{I}_{\theta=30^\circ}$ 和 $\bar{I}_{\phi=90^\circ}$ 作为约束条件。

$\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 、 $\bar{I}_{\theta=30^\circ}$ 和 $\bar{I}_{\phi=90^\circ}$ 定义如下

$$\bar{I}_{\theta=0^\circ} = I_{\theta=0^\circ}/I_{\max} \quad (2)$$

$$\bar{I}_{\theta=30^\circ} = I_{\theta=30^\circ}/I_{\max} \quad (3)$$

$$\bar{I}_{\phi=90^\circ} = I_{\phi=90^\circ}/I_{\max} \quad (4)$$

式中 I_{\max} 为改型为基准二元排气系统的轴对称排气系统积分辐射强度最大值。

推力系数 C_f 定义为实际推力 F_{actual} 与理想推力 F_{ideal} 之比

$$C_f = F_{\text{actual}}/F_{\text{ideal}} \quad (5)$$

其中

$$F_{\text{actual}} = \int_{A_9} (\rho U_x^2 + p_9 - p_a) dA \quad (6)$$

式中: A_9 、 U_x 、 p_9 和 ρ 分别为9截面的面积、气流轴向速度、静压和密度, p_a 为环境压力。

在喷管型面设计过程中,气流总温 T_t 、总压 p_t 不变,7、8、9截面面积不变,为了便于比较,在理想推力 F_{ideal} 定义式(7)中,采用理想流量 \dot{m}_{ideal} 。

$$F_{\text{ideal}} = \dot{m}_{\text{ideal}} U_{\text{ideal}} \quad (7)$$

其中

$$\dot{m}_{\text{ideal}} = p_t A_8 k \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} / \sqrt{kRT_t} \quad (8)$$

$$U_{\text{ideal}} = \sqrt{2 \frac{kRT_t}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_t}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (9)$$

式中: A_8 为8截面面积, k 为比热比, R 为通用气体常数。对于拉瓦尔喷管中的等熵流,超临界状态8截面的马赫数等于1, U_{ideal} 为气流等熵完全膨胀时喷管出口速度。

2.1.2 设计变量

喷管7、8、9截面面积不变,收扩喷管段的两块侧板平行,喷管喉道宽度与出口宽度相等,当 λ 确定后,出口宽高比也就确定了。因此 λ 、喉道型面半径比 R_w/R_8 、收敛半角 α 和扩张半角 β 可决定收扩喷管的型面,设计变量选择 λ 、 R_w/R_8 、 α 和 β 。

2.1.3 约束条件

约束条件包括设计变量 λ 、 R_w/R_8 、 α 和 β 的取值范围,以及 $\bar{I}_{\theta=30^\circ}$ 和 $\bar{I}_{\phi=90^\circ}$ 小于等于基准二元排气系统的对应值。

λ 、 R_w/R_8 、 α 和 β 的取值范围参考文献[15],约束条件总结如下

$$\left\{ \begin{aligned} & 3.49 \leq \lambda \leq 6 \\ & 0 \leq R_w/R_8 \leq 0.3 \\ & 15^\circ \leq \alpha \leq 45^\circ \\ & 2^\circ \leq \beta \leq 15^\circ \\ & \bar{I}_{\theta=30^\circ} \leq \bar{I}_{\theta=30^\circ, 2D\text{-base}} \\ & \bar{I}_{\phi=90^\circ} \leq \bar{I}_{\phi=90^\circ, 2D\text{-base}} \end{aligned} \right. \quad (10)$$

2.2 多目标型面优化算法及设计流程

2.2.1 最优化算法

最优化算法采用自适应模拟退火算法(Adaptive simulated annealing algorithm, ASA),它是对传统模拟退火算法(Simulated annealing algorithm, SA)的改进算法,具有更优良的全局求解能力和计算效率。本文对比了其他最优化算法,优化结果相近。

2.2.2 多目标优化设计流程

排气系统推力与红外特征的多目标优化采用基于代理模型的优化设计方法,设计流程如图4所示,主要包括:(1)采用正交试验法确定多目标优化的初始样本点;(2)分别建立初始样本点的排气系统模型,数值模拟获得每个样本点的响应(即推力系数和红外辐射特征);(3)根据初始样本点和样本点的响应,选择并构造推力系数、红外辐射特征与设计变量间的代理模型;(4)增加新的样本点,数值计算每个样本点的响应,判断代理模型的预测精度,如果精度达不到要求,则添加样本点到初始样本点中,并重复第2~4步,直到获得满足精度要求的代理模型;(5)先分别进行推力系数和红外辐射特征的单目标优化,获得推力系数和红外辐射特征的单目标优化结果,包括优化型面及推力系数和红外辐射特征的优化解;(6)分别针对推力系数和红外辐射特征的优化型面,计算获得推力系数和红外辐射特征的数值解,判断优化解与数值解的收敛性(推力系数的优化解相对于数值解的误差在 $\pm 1\%$ 以内,红外辐射特征的优化解相对于数值解的误差

在 $\pm 6\%$ 以内),若不满足收敛性,则将优化型面的数值解添加到初始样本点中重新构造推力系数和红外辐射特征的代理模型,重复第3~6步,直到获得满足精度要求和收敛性要求的代理模型;(7)采用最优化算法对推力系数和红外辐射特征的代理模型进行多目标优化,获得多目标优化的 Pareto 解;(8)针对 Pareto 解中的部分优化型面,计算获得推力系数和红外辐射特征的数值解,判断优化解与数值解的收敛性,若不满足收敛性,则将优化型面的数值解添加到初始样本点中重新构造代理模型,重复第3~8步,直至推力系数和红外辐射特征的优化解与数值解满足收敛性要求。

第3步中代理模型的构造、第5步和第7步采用最优化算法对代理模型进行优化等流程借助多学科设计优化软件 Isight。

3 初始样本点的确定及响应计算

3.1 初始样本点确定

采用正交试验法确定初始样本点,将基准二元排气系统作为其中的一个算例。设计变量水平间距过宽或过窄,结果可能都得不到有用的信息,因此本文在各个设计变量取值范围内尽量等间隔地设计4个水平,设计变量的水平选取参考文献[15],如表1所示。

表1 多目标优化的因素水平表

Table 1 Factors and levels of multi-objective optimization

Level	Factor			
	λ	R_w/R_s	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$
1	4.24	0	38.42	3.24
2	3.49	0.2	45	9
3	5	0.1	25	15
4	6	0.3	15	2

4因素4水平可采用正交表 $L_{16}(4^5)$,构成了16个初始样本点,即算例 case-1、case-2, ..., case-16(这里不单独列出正交表),case-1的模型即为基准二元排气系统。

3.2 初始样本点响应计算

3.2.1 排气系统流场及推力系数计算

排气系统的推力系数和红外辐射特征都与排气系统流场直接相关,推力系数计算主要与排气系统内流场的速度和压力分布有关,红外辐射特征计算除了与内流场相关,还需要外流场的温度、压力及组分浓度分布等。采用CFD软件 ANSYS Fluent 计算排气系统在地面军用动力状态下的流场,运用耦合显式求解器,湍流模拟采用 SST $k-\omega$ 模型,燃气组分浓度计算采用 Species Transport 模

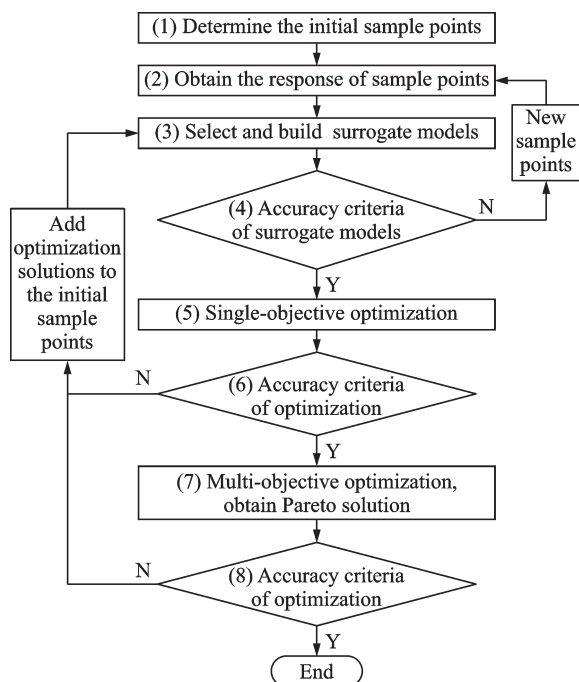


图4 多目标优化设计流程

Fig.4 Multi-objective optimization design process

型,辐射换热计算采用 Discrete Ordinates(DO) 辐射模型。

由于排气系统模型上下、左右对称,流场计算选取 1/4 几何模型,计算域为 1/4 圆柱体,图 5 给出了 case-1 流场计算域的示意图,包括排气系统内流场和外流场。该计算域的半径和高分别为 $10D_9$ 和 $40D_9$, D_9 为喷管出口当量直径。采用结构化网格,经过网格独立性验证,网格量为 260 万个。

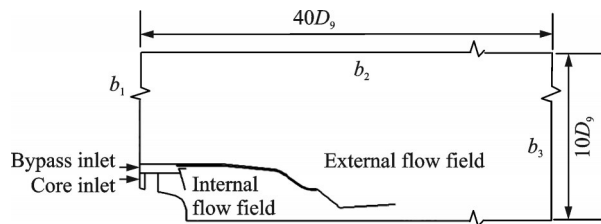


图 5 case-1 流场计算域示意图

Fig.5 Flow field calculation domain of case-1

内涵和外涵进口边界设置为压力进口,内涵进口总压 $p_{t,core}$, 总温 $T_{t,core}$, O_2 、 CO_2 、 H_2O 和 CO 的质量分数分别为 0.138 5、0.072、0.029 5 和 0.000 1;外涵进口总压 $p_{t,bypass}$, 总温 $T_{t,bypass}$, O_2 的质量分数为 0.233, CO_2 、 H_2O 和 CO 的质量分数均为 0。外流场边界 b_1 、 b_2 和 b_3 (见图 5 中标注)设置为压力出口,压力为 101 325 Pa, 温度 300 K, O_2 的质量分数为 0.233, CO_2 、 H_2O 和 CO 的质量分数均为 0。除支板和中心锥为绝热壁外,其余固体部件均为耦合传热边界。本文旨在研究排气系统推力和红外特征的多目标优化设计方法,辐射换热计算时固体部件发射率均设为 0.9,是排气系统红外辐射特征较强的情形。

图 6 和图 7 分别给出了 case-1 在窄边对称面上的无量纲压力 $p/p_{t,core}$ 云图和不同 x 截面上的速度矢量,为了视图清晰,减少了速度矢量的显示密度。喷管出口轴线附近的压力略低于环境压力,喷管略微过膨胀;燃气流速度在收扩喷管段迅速增大,在喷管出口下游,燃气流与环境大气掺混后速度核心区逐渐减小。

图 8 给出了 case-1 在窄边对称面上的无量纲温度 θ 云图, $\theta = (T - T_a) / (T_{max} - T_a)$, 其中 T_a 为环境温度, T_{max} 为燃气流最高温度。由图可见:

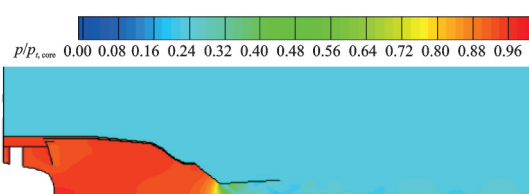


图 6 case-1 在窄边对称面上的无量纲压力云图

Fig.6 Dimensionless pressure of case-1 on the narrow side symmetrical plane

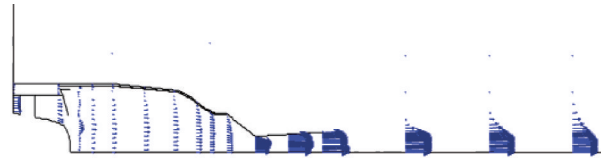


图 7 case-1 在窄边对称面上不同 x 截面上的速度矢量

Fig.7 Velocity vectors on different x sections of case-1 on the narrow side symmetrical plane

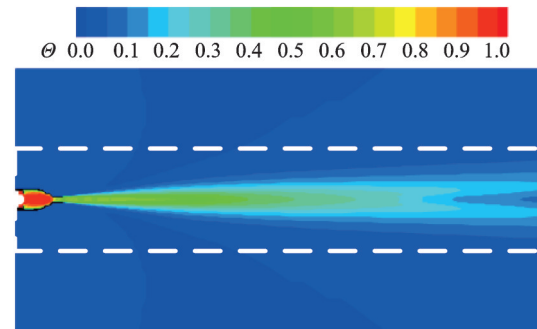


图 8 case-1 在窄边对称面上的无量纲温度云图

Fig.8 Dimensionless temperature of case-1 on the narrow side symmetrical plane

喷管喉道上游温度最高,喷管扩张段,由于燃气流加速,温度降低;喷口后,由于受扩张段型面影响,尾喷流高温核心区呈现先扩张后收敛的形状。

根据排气系统流场,采用式(5~9)计算排气系统推力系数 C_t , 计算结果如表 2 中第 6 列所示。

3.2.2 排气系统红外辐射特征计算

排气系统红外辐射特征计算方法是采用课题组开发的红外辐射特征计算软件 NUAA-IR^[16], 计算了排气系统在尾向窄边和宽边探测面 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内 $3 \sim 5 \mu m$ 波段的红外辐射特征。红外辐射传输的计算采用反向蒙特卡罗法,考虑了固体部件的发射和反射以及燃气组分 CO_2 、 H_2O 和 CO 对红外辐射的吸收和发射。

红外计算域为圆柱体,计算域对称面如图 8 中虚线框内所示,只需包括流场计算中燃气流的高温核心区。红外计算中,燃气流的温度、压力、组分浓度以及固体部件的温度分布等从流场计算中提取,所有固体部件设为发射率为 0.9 的灰体壁面,燃气组分的吸收-发射特性采用 NASA 3080 数据库^[17]。

4 代理模型的选择及精度分析

4.1 代理模型的选择

由图 4 排气系统推力与红外特征的多目标型面优化设计流程可见,为满足精度要求和收敛性要求,优化过程中代理模型是不断更新的。本文对比了响应面模型(Response surface model, RSM)、Kriging 模型和径向基函数(Radial basis function, RBF)神经网络模型对推力系数和红外辐射特征的适用性。

表2 初始样本点及推力系数和红外特征的数值结果

Table 2 Initial sample points and numerical results of thrust coefficient and IR characteristics

Case	Factor				Thrust coefficient	Dimensionless IR characteristics		
	λ	R_w/R_s	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	C_t	$\bar{I}_{\theta=0^\circ}$	$\bar{I}_{\theta=30^\circ}$	$\bar{I}_{\theta=90^\circ}$
case-1	4.24	0	38.42	3.24	0.926 80	0.821 14	0.214 59	0.114 57
case-2	4.24	0.2	45	9	0.959 30	0.750 57	0.246 79	0.104 26
case-3	4.24	0.1	25	15	0.938 75	0.752 56	0.235 53	0.091 31
case-4	4.24	0.3	15	2	0.974 75	0.739 69	0.176 70	0.112 97
case-5	3.49	0	45	15	0.902 23	0.815 40	0.245 27	0.092 27
case-6	3.49	0.2	38.42	2	0.958 08	0.723 73	0.210 31	0.113 93
case-7	3.49	0.1	15	3.24	0.970 68	0.806 35	0.171 45	0.111 79
case-8	3.49	0.3	25	9	0.970 76	0.815 81	0.226 88	0.098 49
case-9	5	0	25	2	0.950 72	0.678 68	0.198 29	0.118 35
case-10	5	0.2	15	15	0.958 31	0.738 39	0.226 78	0.093 23
case-11	5	0.1	38.42	9	0.943 81	0.742 94	0.244 17	0.106 77
case-12	5	0.3	45	3.24	0.972 25	0.686 70	0.229 69	0.118 57
case-13	6	0	15	9	0.966 83	0.681 28	0.213 88	0.112 90
case-14	6	0.2	25	3.24	0.969 33	0.689 30	0.201 82	0.122 03
case-15	6	0.1	45	2	0.941 56	0.706 34	0.231 43	0.119 29
case-16	6	0.3	38.42	15	0.957 79	0.584 08	0.280 28	0.101 92

排气系统的推力系数和红外辐射特征与设计变量之间的关系非线性程度高,尤其是红外辐射特征,不仅与腔体的尺寸大小有关,还与腔体表面温度、腔体材料的红外辐射特性、燃气的质量分数和温度分布有关,并且腔体辐射和腔体内燃气辐射相互影响。研究发现,RSM模型对排气系统推力系数和红外辐射特征的优化不适用,寻优过程中,很难找到最优的解;对于推力系数,Kriging模型和RBF模型的精度高,且优化结果相近;对于红外辐射特征,Kriging模型很难找到最优解,RBF模型精度较高且能找到最优解。因此,本文选择RBF模型构造推力系数和红外辐射特征与设计变量 λ 、 R_w/R_s 、 α 和 β 的代理模型。

4.2 最终采用的RBF模型精度分析

为了减小篇幅,这里给出 C_t 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 最终采用的RBF模型的精度分析。

重复图4多目标优化设计流程的第3~6步,分别通过推力系数和红外辐射特征的多次单目标优化,将单目标优化型面及 C_t 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 的数值解添加到初始样本点中,获得了满足精度和收敛性要求的代理模型。即在16个初始样本点之外,通过添加样本点case-17、case-18和case-19构造得到 C_t 最终采用的RBF模型,通过添加样本点case-20、case-21、case-22和case-23构造得到 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 最终采用的RBF模型。样本点case-17、case-18和case-19如表3所示,样本点case-20、case-21、case-22和case-23如表4所示。

用于精度检验的10个算例如表5所示,分别记为case-24、case-25、 \dots 、case-33, $C_{t,\text{sim}}$ 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ,\text{sim}}$ 是推力系数和正尾向无量纲积分辐射强度的数值解,

表3 初始样本点case-17、case-18和case-19

Table 3 Sample points of case-17, case-18 and case-19

Case	Factor				Thrust coefficient
	λ	R_w/R_s	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	C_t
case-17	6	0.3	15	3.57	0.977 69
case-18	6	0.3	15	2	0.975 16
case-19	6	0.25	15	5.64	0.976 95

表4 初始样本点case-20、case-21、case-22和case-23

Table 4 Sample points of case-20, case-21, case-22 and case-23

Case	Factor				Dimensionless IR characteristics
	λ	R_w/R_s	$\alpha/(\circ)$	$\beta/(\circ)$	$\bar{I}_{\theta=0^\circ}$
case-20	6	0.3	38.9°	15°	0.594 42
case-21	6	0.3	45°	15°	0.586 04
case-22	6	0.3	41.76°	15°	0.693 18
case-23	6	0.3	37.7°	15°	0.672 11

$C_{t,\text{RBF}}$ 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ,\text{RBF}}$ 是RBF模型的预测值,定义 $\epsilon_{C_t} = C_{t,\text{RBF}} - C_{t,\text{sim}}$,则推力系数的均方根误差RMSE和最大相对误差 δ_{max} 的表达式为

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \epsilon_{C_t,i}^2} \quad (11)$$

$$\delta_{\text{max}} = \max(|\epsilon_{C_t,i}|/C_{t,\text{sim},i}) \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (12)$$

式中 n 为验证模型的个数,本文中 $n = 10$ 。 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 的均方根误差RMSE和最大相对误差 δ_{max} 的定义类似。

由表5中数据计算得到, C_t 的RBF模型RMSE=0.003 67、 $\delta_{\text{max}}=0.9\%$; $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 的RBF模型RMSE=0.022 64、 $\delta_{\text{max}}=5.8\%$ 。

表 5 C_f 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 的RBF代理模型精度检验
Table 5 Accuracy of RBF surrogate model of C_f and $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$

Case	Factor				Thrust coefficient			Dimensionless IR characteristics		
	λ	R_w/R_8	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	$C_{f,sim}$	$C_{f,RBF}$	ϵ_{C_f}	$\bar{I}_{\theta=0^\circ,sim}$	$\bar{I}_{\theta=0^\circ,RBF}$	$\epsilon_{I_{\theta=0^\circ}}$
case-24	6	0.3	45	3.24	0.972 68	0.973 16	0.000 48	0.682 46	0.644 78	-0.037 68
case-25	5	0	15	8.58	0.968 17	0.965 20	-0.002 97	0.730 19	0.713 08	-0.017 11
case-26	6	0.19	15	3.57	0.974 15	0.975 38	0.001 23	0.687 73	0.695 98	0.008 25
case-27	6	0.17	15	2	0.971 97	0.974 28	0.002 31	0.690 34	0.695 16	0.004 82
case-28	3.49	0.3	15	15	0.960 64	0.963 49	0.002 85	0.819 08	0.808 27	-0.010 81
case-29	3.49	0	45	2	0.914 49	0.916 20	0.001 71	0.834 79	0.827 82	-0.006 97
case-30	6	0	45	2	0.913 31	0.921 84	0.008 53	0.690 08	0.689 62	-0.000 46
case-31	5	0.3	15	2	0.975 56	0.974 86	-0.000 7	0.677 03	0.716 26	0.039 23
case-32	3.49	0	15	15	0.949 21	0.943 79	-0.005 42	0.813 97	0.804 44	-0.009 53
case-33	5	0	15	9	0.966 76	0.964 47	-0.002 29	0.675 46	0.714 53	0.039 07

5 多目标优化结果及分析

5.1 第一轮优化——约束条件范围内的优化

C_f 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 多目标优化结果的 Pareto 解如图 9 中圆点所示, Pareto 解有 46 个, 在这些解中, 当 C_f 增大时, $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 也增大, 需要根据排气系统推力和正尾向红外辐射特征的设计要求, 在 Pareto 解中进行平衡选择。

Pareto 解中, λ 均为 6, α 在 15° 附近, β 在 $7^\circ \sim 8^\circ$ 间。图 9 中 A 点是正尾向红外辐射特征最小的解, 相应的推力系数也最小, 记为 case-34, 此时 $\lambda=6, R_w/R_8=0, \alpha=15^\circ, \beta=8^\circ, \bar{I}_{\theta=0^\circ, min}=0.679 54, C_{f, min}=0.968 25$; B 点是推力系数最大的解, 相应的正尾向红外辐射特征也最大, 记为 case-35, 此时 $\lambda=6, R_w/R_8=0.3, \alpha=15^\circ, \beta=7.23^\circ, C_{f, max}=0.979 14, \bar{I}_{\theta=0^\circ, max}=0.699 41$ 。图 9 中 C 点是基准二元排气系统的 C_f 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$, 对应 case-1, 相比 C 点, 多目标优化 Pareto 解的 C_f 提高约 5%, $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 降低约 15%~17%。

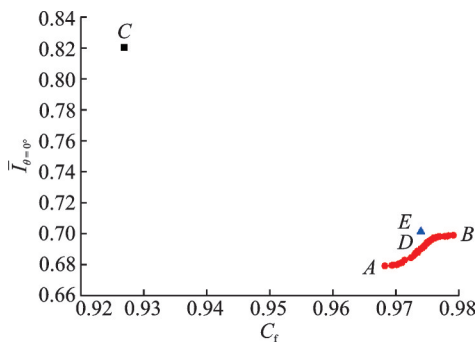


图 9 C_f 和 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 优化的 Pareto 解

Fig.9 Pareto solution for optimization of C_f and $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$

图 10 是 case-34、case-35 和 case-1 在窄边对称面和宽边对称面上的型面示意图, 由图可见: case-34、case-35 的喷管长度与 case-1 相近, 但是由于 α

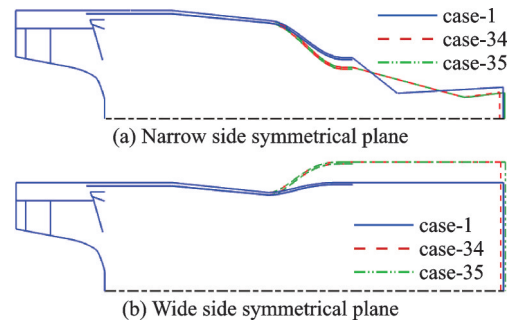


图 10 case-34、case-35 和 case-1 在对称面上的型面

Fig.10 Contours of case-34, case-35 and case-1 on the symmetrical plane

减小, β 增大, 喷管收敛段加长、扩张段减短, 该型面是在地面状态的优化, 此时扩张段未分离, 当考虑其他状态的调节时, 尤其是喷管 9 截面面积增大时, β 进一步增大, 容易造成扩张段分离。因此继续进行第二轮优化, 缩小约束条件 α 和 β 的范围。

5.2 第二轮优化——缩小约束条件范围的优化

为避免出现喷管长度过长或者扩张段流动分离的情况, α 的取值范围减小为 $25^\circ \sim 40^\circ$, β 的取值范围减小为 $3^\circ \sim 8^\circ$ 。此时, Pareto 解只有 2 个, 如图 9 中 D 点和 E 点所示, 分别记为 case-36 和 case-37。

case-36: $\lambda=5.32, R_w/R_8=0.3, \alpha=25^\circ, \beta=5.26^\circ, C_{f,RBF}=0.973 96, \bar{I}_{\theta=0^\circ,RBF}=0.701 36$ 。

case-37: $\lambda=5.31, R_w/R_8=0.3, \alpha=25^\circ, \beta=5.47^\circ, C_{f,RBF}=0.973 97, \bar{I}_{\theta=0^\circ,RBF}=0.702 06$ 。

case-36、case-37 和 case-1 在窄边对称面和宽边对称面上的型面示意如图 11 所示, case-36 和 case-37 的喷管型面相近, 相比 case-1, case-36 和 case-37 的 α 减小, β 增大, 因而喷管收敛段轴向长度增大, 扩张段轴向长度减小, 喷管轴向总长度减小。

对这两个解进行优化结果的验证, case-36 的 $C_{f,sim}=0.976 05, \bar{I}_{\theta=0^\circ,sim}=0.681 21$, case-37 的 $C_{f,sim}=$

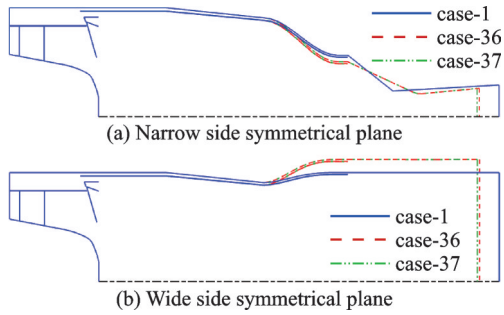


图11 case-36、case-37和case-1在对称面上的型面

Fig.11 Contours of case-36, case-37 and case-1 on the symmetrical plane

0.976 31, $\bar{I}_{\theta=0^\circ, \text{sim}} = 0.727 78$, 则 case-36 的 $C_f, \bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 的优化解相较于数值解的误差分别为 -0.21% 、 2.96% , case-37 的 $C_f, \bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 的优化解相较于数值解的误差分别为 -0.24% 、 -3.53% , 误差符合收敛性要求。

相比 case-37, case-36 的 C_f 降低了 0.03% , 而 $\bar{I}_{\theta=0^\circ}$ 降低了 6.4% , 因此本文选定优化后排气系统为 case-36 的模型, 即收扩喷管 $\lambda = 5.32$, $R_w/R_8 = 0.3$, $\alpha = 25^\circ$, $\beta = 5.26^\circ$ 。

5.3 优化效果分析

基准二元排气系统 case-1 的 C_f 为 $0.926 80$ (见表 2), 优化后排气系统 case-36 的 C_f 为 $0.976 05$, 比 case-1 提高了 5.3% 。这主要是由于 case-36 的喉道型面半径比 R_w/R_8 增大、收敛半角 α 减小所引起的, 研究表明^[18]: 二元排气系统的 C_f 随着 R_w/R_8 的增大、 α 的减小而增大。

图 12 给出了 case-1 和 case-36 固体部件表面无量纲温度 θ 云图。二元收扩喷管型面的变化几乎不影响隔热屏进气的流量或者影响很小, 故 case-1 和 case-36 加力燃烧室内腔的温度变化很小; 而 case-36 的扩张段较短, 因此扩张板的高温区减小。

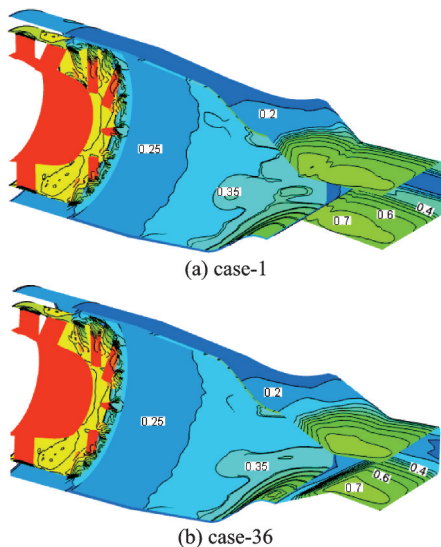


图12 case-1和case-36固体部件表面无量纲温度云图

Fig.12 Wall dimensionless temperature of case-1 and case-36

图 13 给出了 case-1 和 case-36 无量纲积分辐射强度的空间分布。由图可见: 相比 case-1, 仅仅通过型面设计, case-36 在排气系统后向 $0^\circ \sim 10^\circ$ 以及宽边探测面 $25^\circ \sim 80^\circ$ 范围内的红外辐射特征明显降低, 在 0° 方向降低了 17% , 宽边探测面上最大降幅在 50° 方向, 为 21% 。case-36 在 $0^\circ \sim 10^\circ$ 小方位角范围内红外辐射特征的降低主要是由于 λ 的增大, 其对中心锥等高温部件的遮挡作用增强, 在宽边探测面 $25^\circ \sim 80^\circ$ 范围内红外辐射特征的降低主要是由于 β 增大, 喷管扩张段长度减小, 扩张段高温区减小。

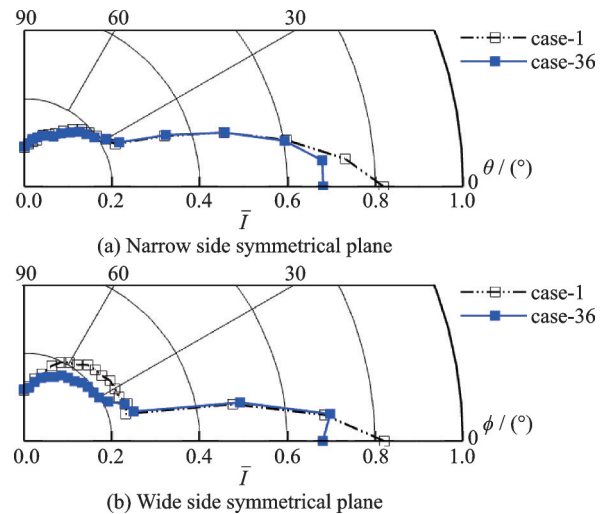


图13 case-1和case-36无量纲积分辐射强度的空间分布

Fig.13 Spatial distribution of dimensionless IR intensity of case-1 and case-36

6 结 论

本文在发动机地面军用动力状态, 喷管进口、喉道和出口面积不变的条件下, 以排气系统推力系数、 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段正尾向红外辐射特征为优化目标, 以窄边探测面 30° 和宽边探测面 90° 方向的红外辐射特征为约束, 以喷管喉道宽高比 λ 、喉道型面半径比 R_w/R_8 、收敛半角 α 和扩张半角 β 为设计变量, 对二元收扩喷管的流道型面进行了多目标优化设计。结果表明:

(1) 对于排气系统推力系数和红外辐射特征, RBF 代理模型的预测精度较高。

(2) 多目标优化方法可应用在排气系统推力与红外特征的兼容设计上, 并可取得一定的效果。本文中仅仅通过型面设计, 相比基准二元排气系统, 推力与红外特征多目标优化排气系统推力系数提高了 5.3% , 在正尾向的无量纲积分辐射强度降低了 17% 。

参考文献:

[1] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社

- 社, 2013.
- SANG Jianhua. Low-observable technologies of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013.
- [2] STEVENS H L, THAYER E B, FULLERTON J F. Development of the multi-function 2-D/C-D nozzle: AIAA 81-1491[R]. [S.l.]: AIAA, 1981.
- [3] 黄伟, 吉洪湖, 罗明东, 等. 低速排气非对称二元喷管红外辐射特性实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(1): 16-20.
- HUANG Wei, JI Honghu, LUO Mingdong, et al. Experimental investigation on IR characteristics of unsymmetrically two-dimensional nozzle at low exhaust velocity[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(1): 16-20.
- [4] KORTE J J, SALAS A O, DUNN H J, et al. Multi-disciplinary approach to linear aerospike nozzle optimization: AIAA 97-3374[R]. [S.l.]: AIAA, 1997.
- [5] 王英鹏, 徐义华, 孙海俊, 等. 基于响应面法的火箭发动机喷管型面优化设计[J]. 航空动力学报, 2022, 37(1): 214-224.
- WANG Yingpeng, XU Yihua, SUN Haijun, et al. Optimization design for nozzle contour of rocket engine based on response surface method[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(1): 214-224.
- [6] 叶年辉, 胡少青, 李宏岩, 等. 考虑性能及成本的固体火箭发动机多学科设计优化[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 201017.
- YE Nianhui, HU Shaoqing, LI Hongyan, et al. Multi-disciplinary design optimization for solid rocket motor considering performance and cost[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 201017.
- [7] 王鹏宇, 王政涛, 武泽平, 等. 多工况下变推力固体火箭发动机喉栓喷管型面一体化优化设计[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(3): 337-342.
- WANG Pengyu, WANG Zhengtao, WU Zeping, et al. Optimization design for contour of pintle nozzle for variable thrust solid rocket motor under multiple working conditions[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(3): 337-342.
- [8] DAMIRA S K, MARATHE A G, SUDHAKAR K, et al. Parametric optimization of single expansion ramp nozzle(SERN): AIAA 2006-5188[R]. [S.l.]: AIAA, 2006.
- [9] RAO G V R, BECK J E, BOOTH T E. Nozzle optimization for space-based vehicles: AIAA 99-2584[R]. [S.l.]: AIAA, 1999.
- [10] JU Shengjun, YAN Chao, WANG Xiaoyong, et al. Optimization design of energy deposition on single expansion ramp nozzle[J]. Acta Astronautica, 2017, 140: 351-361.
- [11] 刘璟, 边泉, 徐冠峰, 等. 基于多可信度代理模型的尾喷管优化设计[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 29-39.
- LIU Jing, BIAN Xiao, XU Guanfeng, et al. Optimal design of nozzle based on multi-fidelity surrogate model[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 29-39.
- [12] CHRISTOPHER M H, JUSTIN S G, MICHAEL A P, et al. Aerodynamic shape optimization of a dual-stream supersonic plug nozzle: NASA-TN-19528[R]. [S.l.]: NASA, 2015.
- [13] 任超奇, 王强, 胡海洋. 收-扩喷管与飞行器后体的一体化气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2294-2302.
- REN Chaoqi, WANG Qiang, HU Haiyang. Integrated aerodynamic optimization design of convergent-divergent nozzle and vehicle afterbody[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2294-2302.
- [14] 徐大成, 谢买祥, 陈冰, 等. 基于自由变形技术的混合排气喷管气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2796-2801.
- XU Dacheng, XIE Maixiang, CHEN Bing, et al. Aerodynamic optimization design of mixed exhaust nozzle based on FFD technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2796-2801.
- [15] 施小娟, 吉洪湖. 基于代理模型的二元收扩喷管流道型面优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2124-2131.
- SHI Xiaojuan, JI Honghu. Optimization design of two dimensional convergent and divergent nozzles' profile based on surrogate models[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9): 2124-2131.
- [16] 黄伟, 吉洪湖. 基于BRDF的排气系统红外辐射特征计算研究[J]. 航空学报, 2012, 33(7): 1227-1235.
- HUANG Wei, JI Honghu. Computational investigation of infrared radiation characteristics of exhaust system based on BRDF[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(7): 1227-1235.
- [17] LUDWIG C B, MALKMUS W, REARDON J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases: NASA-SP-3080[R]. [S.l.]: NASA, 1973.
- [18] 施小娟, 吉洪湖, 斯仁. 二元收扩喷管设计参数对气动性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8): 1799-1810.
- SHI Xiaojuan, JI Honghu, SI Ren. Numerical investigation of geometric parameters' influence to aerodynamic performance of two dimensional convergent and divergent nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 1799-1810.