

文章编号: 1000-8055(2008)02-0221-06

模化比对直升机用红外抑制器 红外辐射特性的影响

单 勇, 张靖周

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 对波瓣喷管-弯曲混合管构成的直升机用红外抑制器壁面和尾焰的红外辐射特性进行了一系列的数值研究, 旨在将三维流场数值计算、壁温计算与红外辐射计算结合起来综合分析抑制器红外辐射特性, 与相关实验数据的对比验证表明计算结果与实验结果仅相差 15% 左右, 且红外辐射强度空间分布规律一致; 通过对不同缩比模型的数值计算, 揭示了模化比对壁面及尾焰的红外辐射特性的影响规律: (1) 几何相似的红外抑制器在主流入口速度、温度相同时, 壁面红外辐射强度与几何模化比的 2 次方成正比; (2) 尾焰红外辐射强度与几何模化比的 2.32 次方成正比。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 红外抑制器; 红外辐射; 数值计算; 逆向蒙特卡罗法; 模化比
中图分类号: V231.3; P722.5 **文献标识码:** A

Effect of scale factor on infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor

SHAN Yong, ZHANG Jingzhou

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

Abstract: A research on the infrared radiation characteristics for the helicopter infrared radiation suppressor consisted of lobed nozzle and curved mixing duct is performed basing on numerical calculation. In the computation, 3D flow field computation and wall temperature computation and infrared radiation computation are combined to investigate the infrared radiation characteristics of the suppressor. Compared with the experimental data, it is indicated that the relative error between the computational and experimental results is about 15%. Spatial distribution of infrared radiation intensity has the same law as that from experiments. And a series of computations on different scale factor model are conducted to obtain the effect of model scale to the wall and plume radiations. The results indicated that the infrared radiation intensity of wall is proportional to power 2 of scale factor and the infrared radiation intensity of exhaust flume is proportional to power 2.32 of scale factor on the case of the velocity, temperature and pressure of the primary flow being kept the same for different scaled model.

Key words: aerospace propulsion system; infrared suppressor; infrared radiation; numerical computation; reverse Monte Carlo method; scale factor

收稿日期: 2007-01-15; 修订日期: 2007-05-14

作者简介: 单 勇(1978), 男, 江苏扬州人, 讲师, 研究方向为传热与红外隐身技术。

直升机发动机排气系统的外露壁面和燃气尾焰是红外制导武器的主要探测和攻击目标,减少红外辐射的一个有效方法是使用红外抑制器,波瓣喷管-弯曲混合管引射混合器是武装直升机红外抑制器的基本形式,其利用排气的动量引射外界环境空气来实施混合降温^[1-3].大量的实验与数值研究结果表明,波瓣喷管具有诱发轴向阵列旋涡,引射-混合性能优越等气动特性^[4-7].但用实验的手段对其红外辐射特性开展的研究还不多.

目前国内在红外抑制器研究中主要通过模型实验进行气动和红外辐射特性研究,综合运用流体力学、传热学和红外物理学的基本理论开展数值模拟的研究更为缺乏.同时,采用缩比的实验模型所得到的研究结果如何推广应用于真实的状态,也是在红外抑制器研究中面临的一个关键问题^[8-9].

本文基于 Fluent 商用 CFD 软件,通过计算得到红外抑制器模型壁面温度、尾焰流场数据(包括温度、压力、浓度),基于这些数据,采用逆向蒙特卡罗法计算出抑制器红外辐射特征.通过不同几何相似的缩比模型红外辐射数值计算结果的分析,得到了模化比对抑制器壁面及尾焰的红外辐射特性的影响规律,为实验模型研究结果向真实状态的推绎提供理论依据.

1 实验研究

1.1 实验模型

实验装置如图 1 所示.主流由压气机提供,流量由标准孔板流量计测量,经过单管燃烧室后从喷管流出.喷管前主流的总温和总压由安装在稳定段后部的探针测量.环境空气依靠主流动量的引射作用驱动,通过标准入口流量管进入集气室,在混合管内与主流混合后排入环境大气.

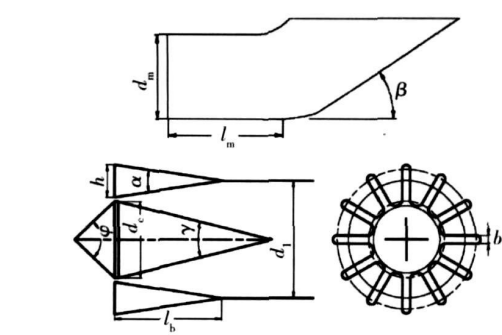


图 2 实验模型示意图
Fig. 2 Schematic of experiment model

表 1 实验模型参数

Table 1 Structural parameters of experimental models			
实验模型	模型 B	模型 C	
喷管	d_1/mm	150	75
	$\alpha/^\circ$	35	35
	h/mm	50	25
	b/mm	15	7.5
中心锥	$\gamma/^\circ$	30	30
	$\varphi/^\circ$	60	60
	d_c/mm	100	50
	d_m/mm	300	150
混合管	l_m/mm	170	85
	$\beta/^\circ$	35	35

红外抑制器由波瓣喷管、中心锥体、弯曲混合管和遮挡罩构成(图 2).波瓣喷管的 12 个波瓣沿周向均布,其结构参数主要有波瓣喷管平直段平均直径 d_1 ,波瓣扩张角 α ,波瓣高度 h 和宽度 b ;弯曲混合管结构参数有直径 d_m ,直管段长度 l_m ,弯曲角度 β ;中心锥体的结构参数有入口锥角 γ ,出口锥角 φ ,锥体直径 d_c .实验模型参数详见表 1.

1.2 实验内容

在燃烧实验台架上对红外抑制器大、小模型(B 和 C)进行红外辐射特性的测试,采用航空煤油燃烧生成高温燃气.用红外光谱辐射计和响应波段为 3.63~4.84 μm 的积分辐射强度计进行红外辐射亮度和辐射强度的测试.大模型实验条件:主流流量为 1.0 kg/s,总温为 600 $^\circ\text{C}$,总压为 112 060 Pa,环境温度 32 $^\circ\text{C}$.大小模型的主流流量控制在 4:1,采用相同比例的油气比,从而保证主流的速度相等而表征流动相似的雷诺数不

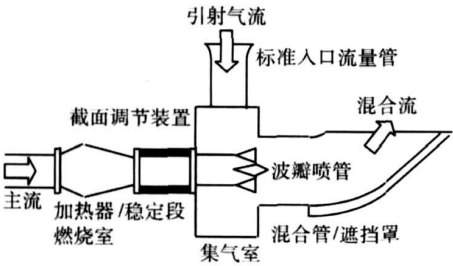


图 1 实验装置
Fig 1 Experimental rig

同, 主流的总温、总压和成份基本相同。

2 数值研究

2.1 计算模型

本文验证性数值计算物理模型是根据实验模型确定的。由于实验模型是中心对称结构, 计算模型只采用了实验模型的一半。考虑到波瓣喷管的复杂型面以及三维模型的复杂结构, 计算中采用非结构化网格, 在波瓣喷管内部及其外侧采用局部加密网格, 整个计算区域的网格数达到 1 028 973。

2.2 边界条件

主流入口按照流量进口处理, 流量和温度根据实验测量赋值^[10]。由于引射的次流依靠主流的动量驱动, 次流入口难以给定速度边界条件。考虑到外部环境的大气压力是一定的, 次流入口处的总压设定为环境大气压力 101 325 Pa, 温度为环境温度 300 K。在初始计算时, 按照进口速度为 5 m/s 假定一个均匀的进口静压, 通过迭代计算对静压值进行修正, 同时对进口速度进行修正。压力出口边界设置在混合管出口下游区域的边界上, 静压设为环境大气压力, 其它变量按沿流向偏导数为零处理。为得到混合管壁面温度场, 该壁面设定为流、固耦合面。由于要考虑气体辐射问题, 主流入口气体假设为完全燃烧的燃气, 成分为氮气、二氧化碳和水蒸气, 化学反应方程为

$$C_{12}H_{24} + 18O_2 = 12CO_2 + 12H_2O \quad (1)$$

因此在主流进口处氮气、二氧化碳和水蒸气体积百分比分别为 0.693, 0.061 4, 0.245 6; 次流入口气体为环境大气, 其考虑成分为氮气和氧气, 其体积百分比分别为: 0.79, 0.21。

2.3 数值计算方法

对于流场计算, 本文采用标准 $k-\epsilon$ 紊流模型, 主流和次流入口处的紊流动能和紊流动能耗散率按照经验关系选取^[11]: $k_{in} = 0.03 u_{in}^2$, $\epsilon_{in} = k_{in}^{1.5} / (0.005D)$, 这里, D 为对应于主流和次流入口的管道当量直径, 近壁区采用标准壁面函数法进行处理。对于红外辐射特性计算, 本文采用逆向蒙特卡罗法(RMC)^[12-13]和窄谱带模型法^[14-15]。辐射输运方程的离散和程序具体实现过程详见文献[16]。

3 数值计算的实验验证

3.1 混合管出口截面和壁面温度分布

图 3 是不同实验模型, 分别通过计算和实验得到的弯曲混合管椭圆形出口截面长、短轴方向

的温度分布。可以看到: 在长轴方向, 弯曲混合管内侧温度接近于引射气流温度, 外侧温度要比内侧高出好多; 在短轴方向, 中间温度高于两侧, 温度分布具有马鞍形特征。这些特征是混合管弯曲造成的。对于不同几何尺寸的模型, 温度分布极其相似且值很接近; 计算值与实验值最大相差 10 ℃, 且温度分布趋势一致, 总体上看, 两者的相对误差在 5% 以内。

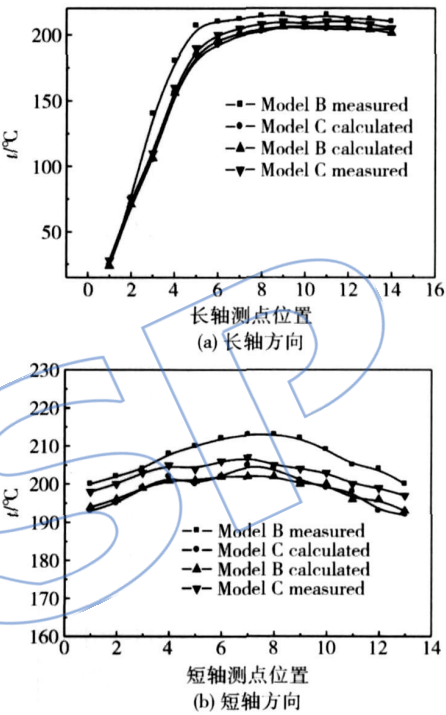


图 3 混合管出口温度分布

Fig. 3 Temperature distribution at mixing duct exit

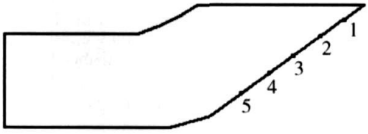


图 4 混合管壁面温度测量点位置

Fig. 4 Temperature measure points on mixing duct wall

针对实验模型 B 和模型 C, 在混合管弯曲段外侧壁面相应位置安置 5 个测温点(如图 4 所示), 温度测量结果如表 2 所示, 可以看出: 两模型不仅壁面温度相差不大, 而且壁面温度分布规律也一致, 两模型的混合管壁面温度场相似, 由于高温主流的冲击, 混合管壁面的高温区域就在测量位置, 温度最高点约 180 ℃。这与数值计算结果是一致的, 进一步验证了流场、壁面温度场等数值计算的准确性。大小模型实验的温度差是由于主流

温度脉动和环境大气条件变化所造成.

表 2 混合管壁面温度比较

Table 2 Comparison of calculated and measured temperature on mixing duct wall

测点	$t/^\circ\text{C}$ (模型 B)		$t/^\circ\text{C}$ (模型 C)		温差/ $^\circ\text{C}$	
	实验	计算	实验	计算	实验	计算
1	149	140	155	150	6	10
2	171	169	169	169	2	0
3	163	160	162	160	1	0
4	180	171	177.5	174	2.5	3
5	179	175	175.5	173	3.5	2

3.2 混合管壁面及尾焰红外辐射特征

图 5 是模型 B 和 C 在 $3\sim 5\text{ }\mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度实验与计算值的对比(方位角 $\beta=0^\circ$ 表示正对排气系统后方的位置). 可以看出: 实验值与计算值的趋势基本一致, 误差在 15% 以内. 图中虚线为将模型 C 实验数据按照式 $I_2/I_1=s^2$ 外推得到的结果. 式中 s 为几何模化比, I_2, I_1 分别为模型 B 和 C 的红外辐射强度. 实验与计算数据都表明, 大模型的红外辐射强度与小模型红外辐射强度之间的关系基本上遵守这一规律, 即在保持两个模型主流速度、温度和压力均相同的条件下, 抑制器模型的红外辐射强度基本上与模型的几何模化比平方成正比^[8, 16].

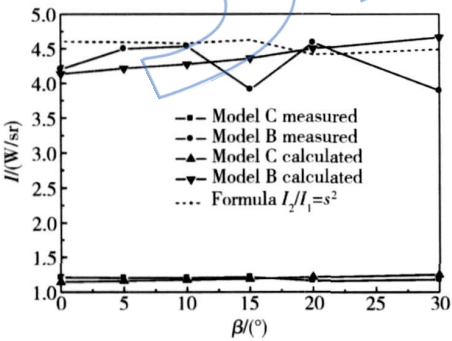


图 5 辐射强度的实验与计算比较

Fig. 5 Comparison of calculated and measured infrared radiation intensity

4 模化比对红外辐射特性影响规律

4.1 模化比对混合管内流场的影响

一般地, 对于不同几何尺寸的实验模型, 由于排气的成分和温度等流动参数较容易得到控制,

因此主流流量控制就成为实验中最关心的问题, 在数值计算中, 我们采用实验中的处理方法: 主流速度不变, 流量与模化比的平方成正比. 设计四个用于计算的几何相似(混合管与波瓣喷管都按比例缩放)的计算模型, 其几何尺度比为: $l_1:l_2:l_3:l_4=1:2:4:8$. 模型 1 的主流温度 880 K, 速度 128 m/s, 进口气体组分依据公式(1)给定, 次流温度 300 K. 模型 2, 3, 4 的主流速度、温度、进口气体组分设定与模型 1 的相同.

流场计算结果表明: 4 个模型的次流入口质量加权平均得到的次流流量, 与主流流量的比值分别为: 1.79, 1.78, 1.77, 1.77; 因此, 在主流速度、温度不变的条件下, 模型尺寸对引射流量比几乎没有影响.

图 6 是模型混合管壁面的温度场分布. 可以看出: 模型 2 和模型 3 的混合管壁面温度分布趋势基本一致, 温度最大相差 11°C , 这与实验结果是一致的. 图 7 是对称截面局部区域流体温度分布. 可以看出: 模型 2 和模型 3 的流体温度分布范围相同, 但是高温核心区的长度略有不同, 且温度最大相差 15°C . 上述结果表明, 不同几何尺度模型的引射流量比和主次流掺混程度基本相同.

如图 8 和 9 所示, 对称截面局部区域的压力和水蒸气摩尔浓度的分布相似, 且对应空间点的数值基本相等. 由此得到以下结论: 几何相似的模型在保证主流速度、温度、压力等相同的条件下, 壁面温度和尾焰温度、压力、浓度等分布在对应空间点上基本相同.

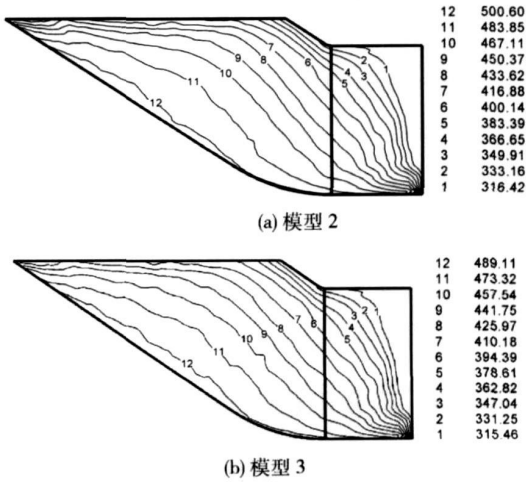


图 6 混合管壁面温度等值线(K)

Fig. 6 Temperature contours of mixing duct wall (K)

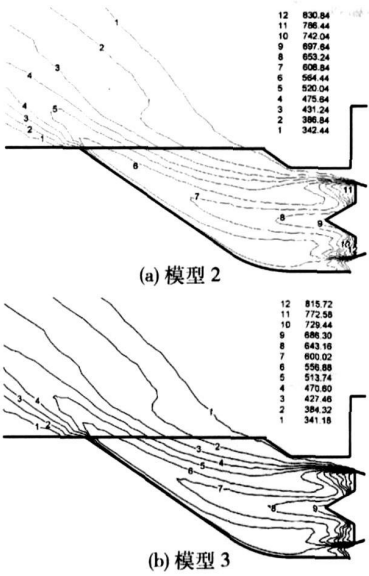


图 7 对称截面局部区域流体温度等值线(K)
Fig. 7 Temperature contours of flow on symmetry section

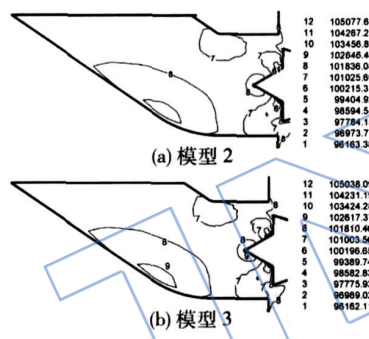


图 8 对称截面局部区域压力等值线(Pa)
Fig. 8 Pressure contours of flow on symmetry section

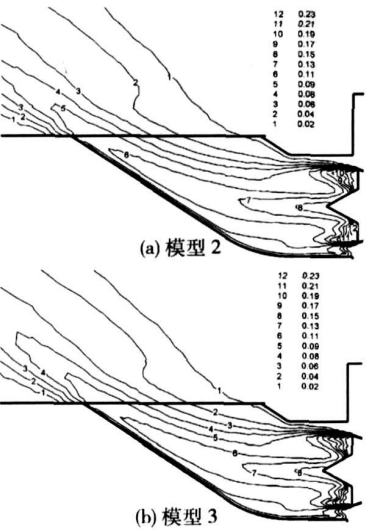


图 9 对称截面局部区域水蒸气摩尔百分比等值线
Fig. 9 Mol percentage contours of vapour on symmetry section

4.2 模化比对辐射强度的影响

图 10 为四种模型在不同方位角(0° 为正对模型尾部方向)的壁面辐射强度计算结果. 图中的实线表示的是 4 个模型的辐射强度; 虚线表示的是由几何相似比的平方关系外推的结果. 可以看出: 模型 1 外推的三个结果分别与模型 2, 3, 4 的计算结果比较接近, 最大相差 20%. 由此, 可以得出以下结论: 几何相似的模型在满足主流速度、温度、压力相同的条件下, 模型的计算结果基本可以外推到真实物体, 且壁面的红外辐射强度与模化比的平方成比例.

图 11 为 4 种模型在不同方位角的尾焰辐射强度的计算结果. 可以看出: 模型 1 外推的三个结果分别与模型 2, 3, 4 的计算结果比较接近, 最大相差 21%. 由此, 可以得出以下结论: 几何相似的模型在主流速度、温度、压力相同的条件下, 模型的计算结果可以外推到真实物体, 且尾焰的红外辐射强度与模化比的 2.32 次方成比例.

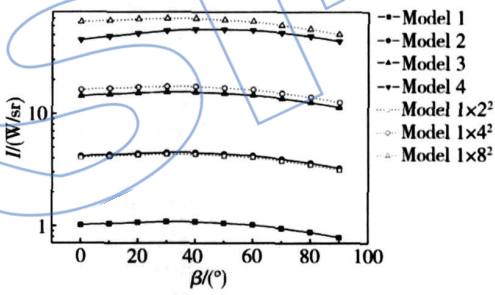


图 10 模型在不同方位角的壁面辐射强度
Fig. 10 Infrared radiation intensity of wall vs azimuthal angle

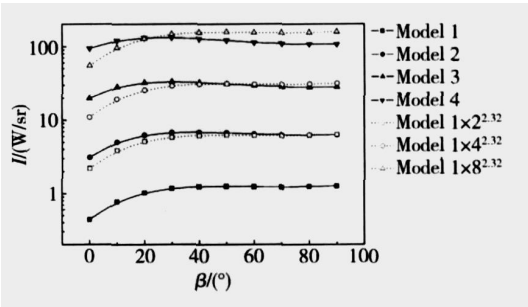


图 11 模型在不同方位角的尾焰辐射强度
Fig. 11 Infrared radiation intensity of plume vs azimuthal angle

5 结 论

本文在基于 FLUENT 商用 CFD 软件对直升机红外抑制器的流场、温度场、浓度场计算的基

础上,采用逆向蒙特卡罗法对实验模型进行了红外辐射特征的数值研究,与相关实验数据的对比表明计算结果与实验结果仅相差 15%,验证了本文计算方法和结果的正确性.通过研究,得到以下结论:

(1) 几何相似的红外抑制器在主流入口速度、温度等相同时,其引射流量比、壁面温度场、流体温度场、压力场、摩尔浓度场等都极其相似,且空间对应点的值基本相等,从而保证了尾焰和壁面的红外辐射场的相似;

(2) 在此条件下,壁面红外辐射强度与几何模化比的 2 次方成正比;尾焰红外辐射强度与几何模化比的 2.32 次方成正比;

(3) 在本文研究的模化比范围内,采用缩比的实验模型所得到的研究结果可以根据本文的比例关系推广应用于真实的状态.

参考文献:

- [1] Francois T. Internal aerodynamics of infrared suppressors for helicopter engines[R]. 40th Annual National Forum of the American Helicopter Society, 1984: F 14.
- [2] Power G D, McClure M D, Vinh D. Advanced IR suppressor design using a combined CFD/test approach[R]. AIAA Paper 1994-3215.
- [3] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 212-214.
ZHANG Jingzhou, LI Ligao, GAO Chao, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system. [J] Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 212-214.
- [4] Presz W M, Gousy R G, Morin B L. Forced mixer lobes in ejector designs[R]. AIAA Paper 86-1614, 1986.
- [5] Presz W M, Morin B L, Blinn R F. Short efficient ejector systems[R]. AIAA Paper 87-1837, 1987.
- [6] Liu Y H. Experimental and numerical investigation of circularly lobed nozzle with/without central plug[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45: 2577-2585.
- [7] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管引射混合器的数值研究与验证[J]. 推进技术, 2004, 25(4): 320-324.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical computation and examination of a lobed mixer ejector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4): 320-324.
- [8] 杜朝辉, 钟芳源, 赵岩. 模化比对船用排气红外抑制装置红外辐射特性的影响及修正[J]. 红外与毫米波学报, 2001, 20(6): 437-441.
DU Zhaohui, ZHONG Fangyuan, ZHAO Yan. Effect of scale factor on infrared radiation characteristics of marine exhaust system with infrared signature suppression device and its correction[J]. J. Infrared Millim. Waves, 2001, 20(6): 437-441.
- [9] 周绍荣, 杜朝辉, 陈汉平. 舰船排气系统红外抑制装置的湍流场及温度场分析[J]. 红外与毫米波学报, 2000, 19(2): 134-138.
ZHOU Shaorong, DU Zhaohui, CHEN Hanping. Analysis of the turbulent flow and thermal fields within the infrared signature suppression device of a marine gas turbine exhaust system[J]. J. Infrared Millim. Waves, 2000, 19(2): 134-138.
- [10] 张靖周, 李立国, 高潮. 直升机排气系统红外抑制器的模型实验研究[J]. 红外与毫米波学报, 2005, 24(2): 125-129.
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao. Model experiments of infrared suppressor for helicopter exhaust system [J]. J. Infrared Millim. Waves, 2005, 24(2): 125-129.
- [11] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1992.
- [12] Michael F. Modest backward Monte Carlo simulations in radiative heat transfer[J]. Journal of Heat Transfer, 2003, 125(57): 57-62.
- [13] LU Xiaodong, Hsu Peifeng. Reverse Monte Carlo method for transient radiative transfer in participating media[R]. Washington, D. C.: ASME International Mechanical Engineering Congress, 2003.
- [14] 余其铮. 辐射换热原理[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2000.
- [15] Ludwig C B. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA SP-3080, 1973.
- [16] 单勇, 张靖周. 直升机红外抑制器红外辐射特性的数值研究和实验验证[J]. 红外与毫米波学报, 2006, 25(2): 96-100.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Computation and validation for the infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. J. Infrared Millim. Waves, 2006, 25(2): 96-100.