

文章编号: 1672-8785(2022)05-0014-07

NSM 反舰导弹的红外辐射特性研究

吉亚平^{1,2} 宋敏敏^{1,2} 桑学仪^{1,2} 杜玲变^{1,2} 吴 玮¹

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109;

2. 中国航天科技集团公司红外探测技术研发中心, 上海 201109)

摘 要: 从舰载防空导弹研制的实际需求出发, 深入研究了低空来袭的海军攻击导弹(Naval Strike Missile, NSM)的红外辐射特性, 并建立了 NSM 反舰导弹物理模型。用 ICEM 软件对 NSM 反舰导弹模型进行了网格划分, 然后通过 CFD 软件仿真得到了 NSM 反舰导弹的温度和红外辐射亮度分布。最后采用反向蒙特卡洛法分析和计算了不同探测角度下 NSM 反舰导弹的红外辐射强度, 为舰载防空导弹不同角度下拦截能力的评估提供了支撑。

关键词: 舰载防空; 反舰导弹; 红外辐射; 辐射强度

中图分类号: TN215 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2022.05.003

Research on Infrared Radiation Characteristics of NSM Anti-ship Missile

Ji Ya-ping^{1,2}, SONG Min-min^{1,2}, SANG Xue-yi^{1,2}, DU Ling-bian^{1,2}, WU Wei¹

(1. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;

2. Infrared Detection Technology Research & Development of CASC, Shanghai 201109, China)

Abstract: Based on the actual needs of shipborne air defense missile development, the infrared radiation characteristics of Naval Strike Missile (NSM) attacking at low altitude are deeply studied, and the physical model of NSM anti-ship missile is established. The NSM anti-ship missile model is meshed by ICEM software. The temperature and infrared radiation brightness distribution of NSM anti-ship missile are simulated by CFD software. Finally, the infrared radiation intensity of NSM anti-ship missile at different detection angles is analyzed and calculated by the reverse Monte Carlo method, which provides support for the evaluation of interception capability of ship-borne air defense missiles at different angles.

Key words: shipboard air-defense; anti-ship missile; infrared radiation; radiation intensity

收稿日期: 2022-01-10

基金项目: 国家部委基金项目

作者简介: 吉亚平(1983-), 女, 江苏淮安人, 工程师, 主要从事仿真测试研究。

E-mail: 307169192@qq.com

0 引言

反舰导弹的发展及其广泛使用改变了现代海战的模式。随着科技的进步,反舰导弹日益成为实施跨海登陆作战的驱逐舰、登陆舰、巡逻舰、护卫舰等大中型水面舰艇的最大威胁^[1-2]。反舰导弹的红外辐射特性研究是舰载防空导弹区分目标与背景,识别、截获和稳定跟踪目标的重要依据^[3-4]。因此,从舰载防空导弹拦截能力论证需求出发,开展反舰导弹的红外辐射特性研究迫在眉睫。导弹的主要红外辐射源是其蒙皮、发动机尾喷管和羽流。本文以 NSM 反舰导弹作为研究对象,建立蒙皮、发动机尾喷管物理模型,通过数值仿真的手段研究反舰导弹的红外辐射特性。

1 NSM 导弹的物理模型

1.1 蒙皮物理模型

NSM 导弹是一种高亚音速掠海反舰导弹,弹体长为 3.96 m,弹径为 0.5 m,全重为 400 kg,发动机为涡轮喷气发动机,最大飞行速度为 0.95 Ma,最高飞行高度小于 60 m,末段掠海高度为 1~3 m。仿真计算的蒙皮物理模型如图 1 所示。

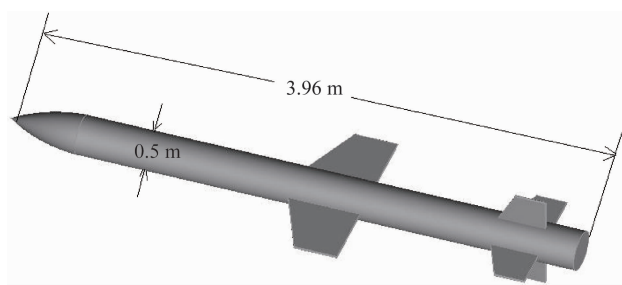


图 1 NSM 导弹蒙皮物理模型

1.2 发动机尾喷管模型

NSM 反舰导弹的发动机为涡轮喷气发动机,其型号为法国制造的微型博梅卡 TRI40 系列。根据查阅的相关资料,发动机的主要参数见表 1。

通过查阅相关文献资料,得到 NSM 反舰导弹发动机尾喷管的几何参数和二维物理模型(见表 2 和图 2)。

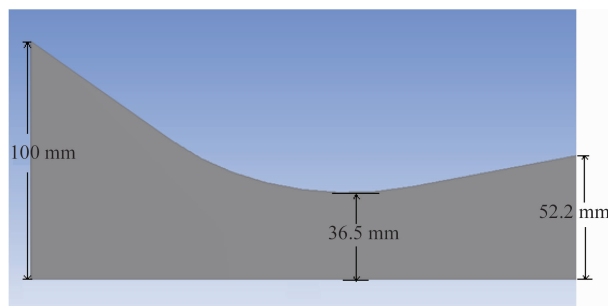


图 2 NSM 反舰导弹涡喷发动机尾喷管的二维模型

2 流场特性仿真计算

2.1 计算域与边界条件

本文使用商用 CFD 流场计算软件 FLU-ENT 进行流场仿真计算。为了保证流场充分发展,计算时将计算域远场大小取值为轴向 50D、径向 15D (D 为喷管出口直径),如图 3 所示。



图 3 NSM 反舰导弹流场计算域

图 4 中,各条边采用的边界条件如下: ab——压力入口, bc——轴线, cd——压力出

表 1 NSM 反舰导弹的发动机参数

名称	TRI40		
长度	680 mm	直径	280 mm
涡轮入口温度	1010 ℃	最大推力	2.5~3.3 kN
总压缩比	5.5:1	推重比	5.7:1~7.3:1

表 2 NSM 反舰导弹发动机尾喷管的几何参数

喉部半径	出口半径	扩张比	扩张半角	入口半径	收敛半角
36.5 mm	52.2 mm	2.04	17°	100 mm	54°

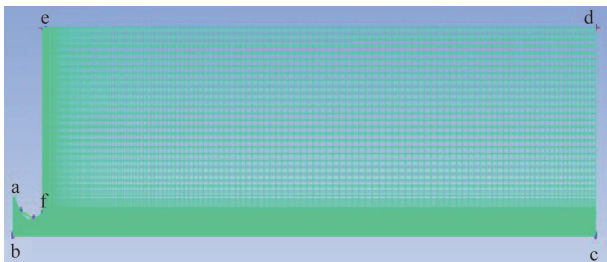


图 4 NSM 反舰导弹流场的网格划分

口, de/ef——压力远场, fa——壁面。在定义压力入口条件时, 主要给定喷管入口处的燃气总压和静压; 定义压力出口时, 主要给定环境压强及温度; 定义压力远场时, 主要给定远场的马赫数、压强以及温度。

NSM 导弹尾喷管流场的边界设置以 0.95 Ma 飞行速度和 60 m 巡航高度进行相关计算。

通过式(1)计算压气机进口气流总压^[5-6]:

$$\frac{p^*}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2\right)^{k/(k-1)} \quad (1)$$

式中, Ma 为马赫数, 取值 0.95; k 为比热比, 取值 1.4; P 为大气静压, 取值 1 atm (101325 Pa)。算得 $p^* = 181112$ Pa, 压缩比为 5.5。于是可得喷管入口处总压 $P_c = 5.5p^* = 996117$ Pa, 将其作为尾喷管的压力入口。用 CEA 进行计算, 求得燃烧室温度 1130 K, 将其作为喷管入口的温度条件。远场的马赫数为 0.9 Ma, 压强为 101325 Pa (大气压强), 温度为 300 K。具体的喷管流场边界条件设置见表 3。

表 3 NSM 导弹喷管流场边界条件设置

边界设置	P/Pa	T_i/K	Ma
喷管入口 压力入口	996117	1130	—
外流场 压力远场	101325	300	0.95

2.2 网格划分

根据建立的二维几何模型, 采用商用网格划分软件 ICEM 进行结构网格划分, 并在喷管内及出口附近区域内对网格进行加密处理。加密后的网格数为 86400 个, 如图 5 所示。

2.3 传热传质计算模型

湍流模型选用 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 壁面函数模型选用增强壁面函数。多组分模拟时使用无化学反应的 Species Transport 组分输运模

型, 对羽流各气相组分浓度进行计算。NSM 导弹的发动机是涡轮喷气发动机, 其羽流主要由 O_2 、 H_2O 、 CO_2 、Ar、 N_2 等成分组成。具体各气相组分的摩尔分数见表 4。

2.4 仿真结果及分析

2.4.1 温度分布

温度仿真计算结果如图 6 所示。可以看出, 由于 NSM 反舰导弹蒙皮在导弹高亚音速飞行过程中受到气动加热的影响, 相较于周围环境温度 (300 K), 其表面蒙皮的温度明显升高 (370 K 左右)。从轴向和径向截面温度分布可以看出, 由于气流流向是沿着轴向方向的, 径向温度分布均匀。

2.4.2 尾喷管及羽流温度分布

图 7 所示为 NSM 导弹尾喷管及羽流的温度分布情况。可以看出, NSM 反舰导弹的主要高温区域集中在尾喷管附近。发动机尾喷管的喉管前部的温度最高, 最高可达到 1130 K。羽流的温度沿轴向和径向会逐渐降低, 且轴向高温区 (600 K 以上) 距离较长, 最终在远场边界降到环境温度。

3 红外辐射特性的仿真计算

3.1 辐射亮度计算方法^[7-11]

红外辐射亮度计算方法及其步骤如下:

(1) 将尾焰部分分为温度和组分压强均匀的层。每层的几何厚度为 L_m ($m=1, 2, 3, \dots$), 温度为 T_m ($m=1, 2, 3, \dots$), 组分压强为 P_m ($m=1, 2, 3, \dots$)。

(2) 计算各组分在每层中的光学厚度 U_m ($m=1, 2, 3, \dots$):

$$U_m(\lambda) = \rho_m L_m \quad (2)$$

式中, $\rho_m = P_m (273/T_m)$ 。

(3) 用线性插值法计算特定波数的光谱吸收系数 $K_{m,\omega}$ 。

(4) 计算每层的光谱透射率 $(\tau)_{m,\omega}$:

$$(\tau)_{m,\omega} = \exp[-(K \cdot U)_{m,\omega}] \quad (3)$$

(5) 综上, 由辐射传输方程可以得到对应每层的光谱辐射亮度:

$$W_{m,\omega} = -W_{lb,\omega,T_m} [(\tau)_{m,\omega} - (\tau)_{m-1,\omega}] \quad (4)$$

表 4 羽流气相组分的摩尔分数

成分	O ₂	H ₂ O	CO ₂	Ar	N ₂
摩尔分数	0.14282	0.04462	0.03998	0.00916	0.76342

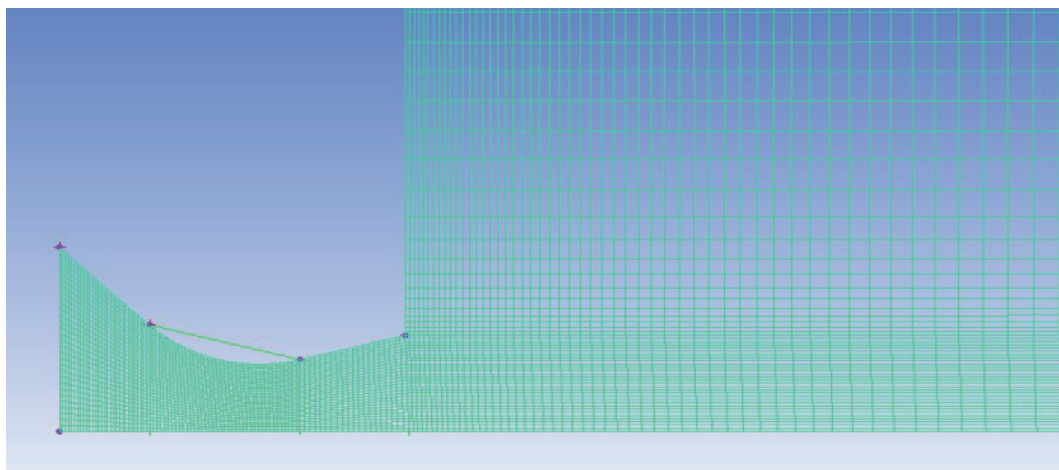


图 5 喷管附近的网格划分

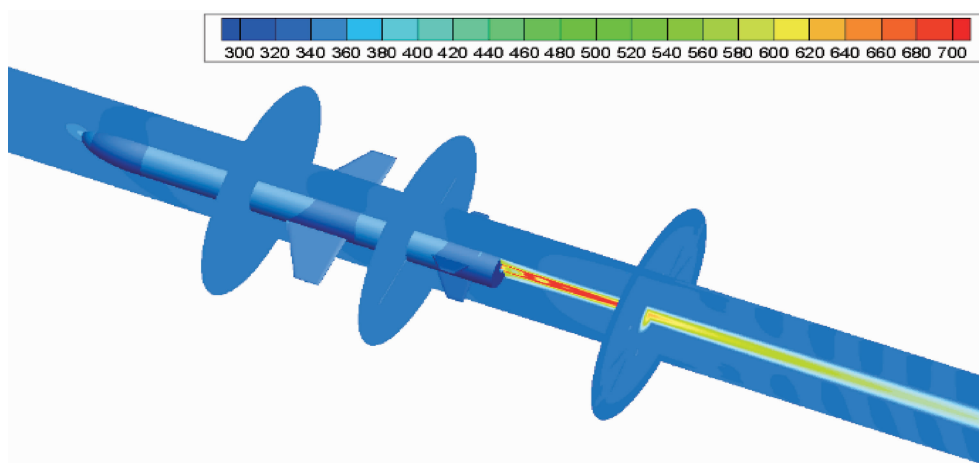


图 6 NSM 导弹的温度分布

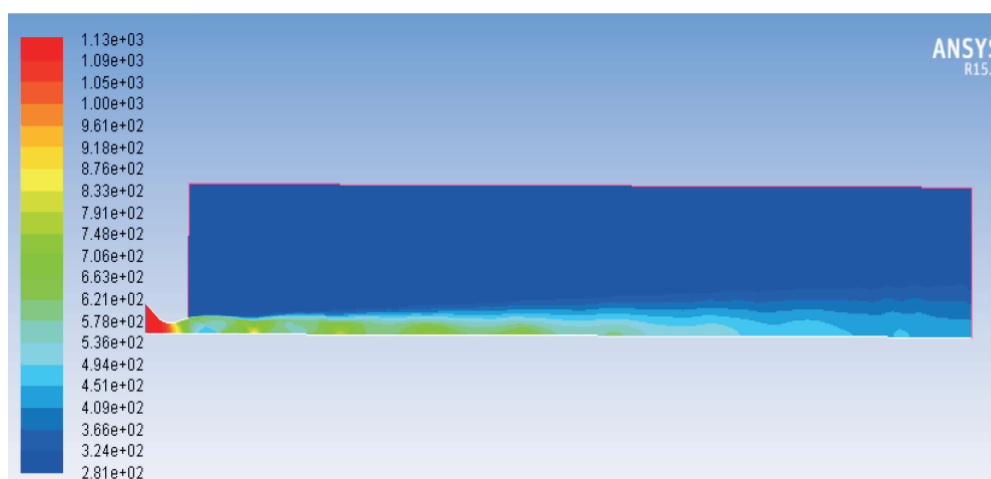


图 7 NSM 导弹尾喷管及羽流的温度分布

$$W_{bb,\omega,T_m} = \frac{2\pi hc^2 \omega^3}{\exp(hc\omega/K_B T_m) - 1} \quad (5)$$

式中, W_{bb,ω,T_m} 为光谱辐射功率密度; h 为普朗克常数, $h=6.626196 \times 10^{-34} \text{ W}\cdot\text{s}^2$ 。

对于不同探测波段 $[\omega_1, \omega_2]$, 利用式(6)计算尾焰的红外辐射亮度:

$$L = \frac{1}{\pi} \sum_{\omega_1}^{\omega_2} \left[\sum_{i=1}^n W_{m,\omega} \right] \Delta\omega \quad (6)$$

同理, 可得到蒙皮辐射亮度计算公式:

$$L = \frac{1}{\pi} \sum_{\omega_1}^{\omega_2} [W_{bb,\omega,T_m}] \Delta\omega \times 0.85 \quad (7)$$

3.2 辐射强度计算

辐射照度 H 与辐射亮度 L 之间的转换关系为

$$H = L \Delta\Omega \cos\theta \quad (8)$$

式中, $\Delta\Omega$ 为被照面对应的立体角; θ 为被照面的法线与 l 的夹角。

点目标的辐射特性一般用辐射强度描述。对于导弹目标, 近距离情况下不能视为点源。而一般红外探测距离都要求不小于 10 km, 此时探测距离远大于导弹的特征尺度, 导弹目标可近似当作点目标来处理。点目标的辐射强度 I 与被照面的辐射照度 H 之间的关系为

$$I = Hl^2 \cos\theta \quad (9)$$

式中, l 为点目标辐射源与被照面的距离。

本文在计算 NSM 反舰导弹的红外辐射强度时采用反向蒙特卡洛法, 认为辐射由独立的光线组成。从红外探测系统处发射随机光线, 反向追迹, 通过建立传输模型来判断在传输过程中光线是被吸收还是继续前进, 直到光线逸出计算域边界或被吸收为止。然后以吸收点为光线归宿点正向跟踪其入射路径, 直到探测点, 并记录归宿点对探测点的辐射贡献。根据此方法推出红外辐射强度公式:

$$I = A_d \cdot \Delta\lambda / N \sum_{j=1}^M \sum_{i=1}^N L_\lambda(i, \lambda_j) \quad (10)$$

式中, $\Delta\lambda$ 为谱带宽度; M 为光谱离散点个数; N 为每个光谱离散点随机发射的射线数; A_d 为目标区域在垂直于探测方位平面上的投影面积。

用式(10)计算时, 对于每一条随机光线, 推进的过程中在所有离散光谱点处判断光线是否被吸收。若光线在探测波段完全被吸收, 则推进过程结束; 若有一个光谱点没有被吸收, 则光线仍继续向前, 直至全部光线都被吸收或者光线逸出计算域为止。需要搜索的随机光线共有 N 条。

NSM 反舰导弹在中波波段 ($3 \sim 5 \mu\text{m}$) 红外辐射强度计算时, 以导弹中心沿着导弹尾喷管方向为偏航角 0° , 沿着导弹弹头的方向为偏航角 180° 。偏航角每旋转 5° , 计算一次辐射强度。最终得到 NSM 反舰导弹偏航角在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 范围内的红外辐射强度(见表 5)。

3.2 辐射强度分布

图 8 为 NSM 反舰导弹的红外辐射强度分布图。可以看出, NSM 反舰导弹在不同偏航角度下, 红外辐射强度不相同, 且存在较大的差异。最大值出现在 25° 和 335° 时, 其红外辐射强度值均为 77.85977 W/sr ; 最小值出现在 180° 时, 其红外辐射强度值仅为 0.412149 W/sr , 且红外辐射强度分布呈现出很强的对称性。以偏航角 $0^\circ \sim 180^\circ$ 的变化进行说明: 在 NSM 反舰导弹的正尾后位置 (0°) 上, 涡轮叶片的可视面积最大, 此时红外辐射主要由涡轮叶片高温壁面贡献, 羽流的可视面积很小, 可忽略不计; 随着偏航角度的增大, 探测到导弹

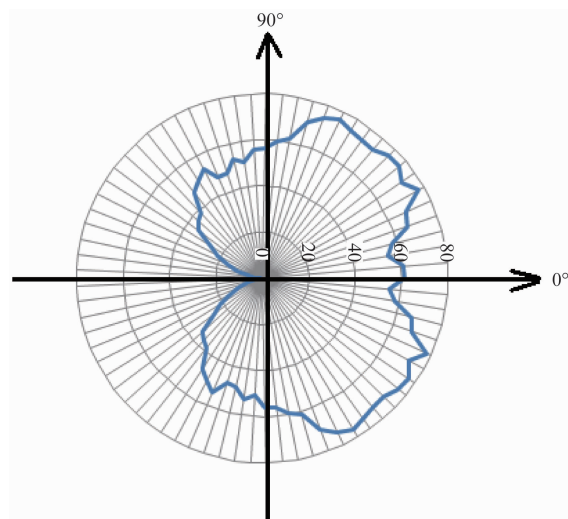


图 8 NSM 反舰导弹的红外辐射强度分布

表 5 NSM 反舰导弹中波波段(3~5 μm)红外辐射强度的计算结果

偏航角/ $^{\circ}$	俯仰角/ $^{\circ}$	强度值/(W/sr)	偏航角/ $^{\circ}$	俯仰角/ $^{\circ}$	强度值/(W/sr)
0	0	61.32841	185	0	1.116408
5	0	55.10288	190	0	2.877236
10	0	58.01497	195	0	6.320622
15	0	66.5607	200	0	11.06436
20	0	68.46394	205	0	16.47906
25	0	77.85977	210	0	21.56394
30	0	72.86481	215	0	26.24778
35	0	76.63155	220	0	34.43895
40	0	75.88425	225	0	36.90572
45	0	73.3403	230	0	38.88651
50	0	73.57923	235	0	47.18338
55	0	74.77412	240	0	50.2258
60	0	76.4692	245	0	53.63192
65	0	74.18577	250	0	47.88291
70	0	70.44483	255	0	48.20764
75	0	61.48665	260	0	52.86668
80	0	59.80648	265	0	50.59217
85	0	56.21267	270	0	55.95378
90	0	55.95378	275	0	56.21267
95	0	50.59217	280	0	59.80648
100	0	52.86668	285	0	61.48665
105	0	48.20764	290	0	70.44483
110	0	47.88291	295	0	74.18577
115	0	53.63192	300	0	76.4692
120	0	50.2258	305	0	74.77412
125	0	47.18338	310	0	73.57923
130	0	38.88651	315	0	73.3403
135	0	36.90572	320	0	75.88425
140	0	34.43895	325	0	76.63155
145	0	26.24778	330	0	72.86481
150	0	21.56394	335	0	77.85977
155	0	16.47906	340	0	68.46394
160	0	11.06436	345	0	66.5607
165	0	6.320622	350	0	58.01497
170	0	2.877236	355	0	55.10288
175	0	1.116408	360	0	61.32841
180	0	0.412149	—	—	—

尾喷管高温壁面的面积和羽流面积增加, 红外辐射强度越来越强; 在偏航角为 25° 时, 红外辐射强度达到最强, 然后随着偏航角的增大, 探测到导弹尾喷管高温壁面的面积变小, 羽流面积虽然在增加, 但由于羽流增加的红外辐射强度值低于壁面降低的值, 两者综合后的结果

是红外辐射强度越来越弱; 在偏航角为 180° 即在 NSM 反舰导弹正迎头位置时, 红外辐射强度最弱, 几乎为零。

4 结束语

本文以 NSM 反舰导弹为研究对象, 通过数值仿真的手段计算蒙皮、尾喷管、羽流

的温度场及辐射亮度场,从而计算出反舰导弹的红外辐射强度。结果表明,NSM 反舰导弹的主要高温区域集中在尾喷管附近;发动机尾喷管的喉管前部的温度最高,可达到 1130 K;羽流温度为 700 K 左右;由于气动热作用,蒙皮温度较周围环境高出 70 K 左右。而且,在反舰导弹正迎头位置上,红外辐射强度最弱,最不利于舰空导弹探测和捕获目标;在反舰导弹正尾后位置上,红外辐射强度并非最强,也不是舰空导弹探测和捕获目标的最佳位置。后续将本文的研究结果与舰载防空导弹探测系统指标相结合,可以完成其拦截效果评估。

参考文献

- [1] Michael R. Infrared Signature Generation of Airborne Targets [C]. *SPIE*, 1993, **1967**: 114–122.
- [2] 刘勇,杨健,朱剑,等. 反舰导弹制导技术发展综述 [J]. *计算机仿真*, 2016, **33**(2): 10–16.
- [3] 臧海飞,刘栗,田义,等. 射频/光学复合制导仿真实现形式及发展 [J]. *飞控与探测*, 2020, **3**(3): 16–23.
- [4] 刘滨,洪文鹏,王瑞芬,等. 红外成像系统中带有距离修正的目标能量预测方法 [J]. *飞控与探测*, 2020, **3**(2): 59–63.
- [5] 廖华琳,张勃,邓庆晃,等. 不同形式喷管流动与红外抑制特性数值分析 [J]. *红外技术*, 2017, **39**(10): 42–47.
- [6] Liu L H. Backward Monte Carlo Method Based on Radiation Distribution Factor [J]. *AIAA Journal of Thermo Physics and Heat Transfer*, 2004, **18**(1): 151–153.
- [7] Heland J, Schafer K. FTIR-emission-spectroscopy and Modeling of Radioactive Transfer Through a Layered Plume; Analysis of Aircraft Engine Exhausts [C]. *SPIE*, 1995, **2366**: 115–124.
- [8] Marran D. Turbine Engine Exhaust Gas Measurements Using in-situ FT-IR Emission/Transmission Spectroscopy [C]. *SPIE*, 2001, **4201**: 118–128.
- [9] 董士奎,刘林华,谈和平,等. 水蒸汽非灰辐射光谱吸收系数 [J]. *燃烧科学与技术*, 2001, **7**(4): 256–260.
- [10] Khan Y U, Lawson D A, Tucker R J. Simple Models of Spectral Radioactive Properties of Carbon Dioxide [J]. *Heat Mass Transfer*, 1997, **40**(15): 3581–3593.
- [11] 谢蓄芬,任智斌,曹小燕. 巡航导弹尾焰红外辐射特性建模及分析 [J]. *光电工程*, 2009, **36**(4): 70–75.