

文章编号: 1000-8055(2009)07-1493-07

直升机红外抑制器遮挡罩间距对红外辐射特性的影响

王同辉¹, 王先炜², 张靖周¹, 单 勇¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 运用 CFD/IR (computational fluid dynamics/infrared) 数值模拟的方法, 研究了直升机红外抑制器遮挡罩不同遮挡间距对红外辐射特性的影响. 计算结果表明: 相对未加装遮挡罩的红外抑制器, 加装遮挡罩后红外辐射强度在水平面和铅垂面下方可以削弱 90% 以上; 随着遮挡间距的增加, 遮挡罩外露壁面的温度呈现单调降低的趋势; 在研究的三种遮挡间距 (5, 10, 35 mm) 下, 10 mm 遮挡间距的红外抑制效果更为优越.

关 键 词: 武装直升机; 红外抑制器; 遮挡罩; 红外辐射; 数值计算

中图分类号: V231.3; P722.5

文献标识码: A

Effect of covering shelter on infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor

WANG Tong-hui¹, WANG Xian-wei², ZHANG Jing-zhou¹, SHAN Yong¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Based on numerical calculation of computational fluid dynamics/infrared (CFD/IR), the effects of the covering shelter fixed onto the curved mixing duct on the infrared radiation characteristics of the helicopter infrared radiation suppressor were revealed. The results show that: the infrared radiation intensity of the IR suppressor with covering shelter could be reduced more than 90% in the horizontal plane or the bottom of the vertical plane, if compared with that without covering shelter. With the increase of the slot distance between the mixing duct and the covering shelter, the surface temperature of the covering shelter is decreased monotonously. For three slot distances (5, 10 mm and 35 mm) in the present study, the infrared radiation suppressing effect seems more advantageous when the slot distance is 10 mm.

Key words: armed helicopter; infrared suppressor; covering shelter; infrared radiation; numerical calculation

直升机发动机排气系统的外露壁面和燃气尾焰是红外探测和制导系统的主要跟踪目标, 减少红外辐射的一个有效方法是使用红外抑制器. 目前波瓣喷管-弯曲引射混合管结构是使用最广泛

的红外抑制器形式, 它利用排气的动量引射环境冷空气对排气实施混合降温^[1]. 已有研究表明, 由于从排气喷管流出的高温主流对弯曲混合管壁面形成冲刷, 因此引射混合管壁面也具有较高温度,

收稿日期: 2008-07-03; 修订日期: 2008-11-18

作者简介: 王同辉 (1982-), 男, 河南新乡人, 硕士生, 主要从事传热与红外隐身技术研究.

为此需引入遮挡罩结构.

国内外对于红外抑制器内流和红外辐射特性进行了一系列的研究^[2-9]. 本文运用计算流体动力学和红外辐射计算综合分析方法, 对直升机红外抑制器的红外辐射特征进行研究, 重点分析遮挡罩与混合管之间的间距对红外辐射特性的影响.

1 数值计算方法

1.1 物理模型

物理模型选用文献[5]中的红外抑制器实验模型.

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. 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 $d_1 = 45\text{ mm}$, 波瓣扩张角 $\alpha = 25^\circ$, 波瓣高度 $h = 13.5\text{ mm}$ 和宽度 $b = 5\text{ mm}$; 弯曲混合管结构参数有直径 $d_m = 100\text{ mm}$, 直管段长度 $l_m = 100\text{ mm}$, 弯曲角度 $\beta = 25^\circ$; 中心锥体的结构参数有入口锥角 $\gamma = 30^\circ$, 出口锥角 $\varphi = 60^\circ$, 锥体直径 $d_c = 30\text{ mm}$. 实验模型参数主要改变遮挡罩与混合管的间距 s , 分别为 5, 10 mm 和 35 mm.

1.2 网格划分和边界条件

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 1 275 668.

主流入口和次流入口按照流量进口处理, 流量和温度根据实验测量赋值^[5], 主流温度为 650 K, 辐射边界设置为发射率为 0.8 的灰体; 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, 辐射边界设置为黑体, 其它变量按沿流向偏导数为零处理. 混合管出口作为计算区域内部面处理. 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, 因此在主流进口处氮气、二氧化碳和水蒸气体积分数分别为 0.731 5, 0.1019 和 0.1666; 次流入口气体为环境大气, 其考虑成分为氮气和氧气, 其体积分数分别为: 0.767, 0.233.

1.3 数值计算方法

对于流场计算, 本文采用标准 $k-\varepsilon$ 紊流模型, 近壁区采用标准壁面函数法进行处理. 考虑实际情况中有以辐射方式的热量传递, 因而在 Fluent

软件中选用了离散坐标辐射模型(DOM) 计算燃气与固体壁面的辐射换热以及固体壁面之间的辐射换热. 由于本文主要考察遮挡间距的影响, 故将混合管和遮挡罩壁面发射率均设为 1, 离散方向数为 S_4 .

通过 Fluent 软件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, 采用正、反光线追踪法, 通过正向跟踪过程寻找喷管壁面和尾喷焰对测点有红外辐射贡献的所有光学行程, 然后通过反过程确定这些光学行程内所发射能量对测点的贡献总和.

从探测点发出光线并在一定空间立体角内离散是正向跟踪过程的第一步. 如图 1 所示, 探测点 (x_0, y_0, z_0) 发出的一束光线 s , 其天顶角 θ 和方向角 φ . 考虑到排气系统与探测点间的距离较远, 从探测点向目标所张的立体角远小于半球空间 2π , 因此在正向过程中, 要在尽可能小的立体空间内将发射光线进行坐标离散. 如果探测点与目标中心的连线定为法方向 s , 探测目标边界与探测点的连线和法方向的最大夹角 $\theta_{\max}$ 即为天顶角 θ 的离散上限, 为方便起见, 圆周角 φ 一般取 2π . 如果将天顶角和圆周角分别离散为 m 和 n 份, 那么就形成了 $m \times n$ 个微元立体角.

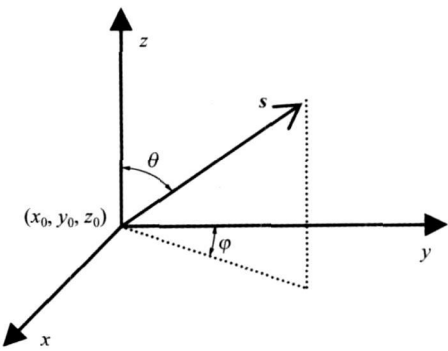


图 1 空间坐标离散示意

Fig. 1 Three dimensional region discretization

从每个微元立体角中心出发的光线如果不考虑散射, 则沿每个光线传递方向只有衰减和发射辐射两种作用. 这就使三维问题简化为一维多层介质的辐射传输问题, 即认为: 沿着光线与尾喷焰相交的方向, 光线会一直传递下去, 直到遇到喷管壁面或离开尾喷焰. 当光线遇到喷管壁面, 假设该微元面 i 是漫反射表面, 对其在 2π 空间离散求得反射光线与其它喷管微元表面的交点.

如果微元面 i 上的漫反射光线与其它微元面

有 m 个交点, 那么这 m 个微元表面对表面 i 的辐照度可以根据以下公式求取:

$$H_{qi} = \sum_{j=1}^m \left[\int_{\Omega_j} L_{qj} \cos \theta \, d\omega \right] \quad (1)$$

式中 L_{qj} 为第 j 个微元表面的辐射亮度, θ 为第 j 个微元表面中心与微元面 i 中心的连线和法方向的夹角, ω 为第 j 个微元表面向微元面 i 所张的立体角. 这时微元面 i 的辐射边界条件可以这样给定

$$L_{qi}(0) = \varepsilon L_{b0}(T_i) + \frac{1 - \varepsilon}{\pi} H_{qi} \quad (2)$$

其中右边第一项为微元面 i 的自身辐射的光谱辐射亮度, 第二项为微元面 i 对 m 个微元表面入射辐射的反射, ε 为微元面 i 的发射率.

反向过程是从光线到达目标的最后一个交点开始. 在能量反向到达探测点的过程中, 需要求解能量辐射输运方程. 吸收、发射、散射性介质内辐射传递方程可以写为

$$\frac{dL_o}{dl} = -k_o L_o + k_{a0} L_{b0} + \frac{k_{s0}}{4\pi} \int_{\Omega=4\pi} L_o(\theta, \phi) \Phi(\theta, \varphi, \theta, \phi) d\Omega \quad (3)$$

式中 k_o , k_{a0} , k_{s0} 为光谱衰减、吸收、散射系数, $k_o = k_{a0} + k_{s0}$, L_o 为传输方向 l 上的光谱辐射亮度, L_{b0} 为由普朗克函数决定的黑体光谱辐射亮度, Ω 为立体角, Φ 为散射相函数.

在假设完全燃烧的条件下, 可忽略辐射传输方程中的散射项. 为了求解一个光线行程内的辐射能量, 即需要对能量辐射输运方程进行空间离散. 将沿光线传递方向分为 n 层, 第 i 层厚度为 Δl_i , 并用每层中心点代表本层, 将光线行程中所有层的能量贡献累加起来, 就获得了反向光线上到达探测点的光谱辐射亮度, 即

$$L_o = L_o^0 \tau_{10} \tau_{20} \dots \tau_{n0} + L_{b0}^1 \left(1 - \tau_{10} \right) \tau_{20} \tau_{30} \dots \tau_{n0} + \dots + L_{b0}^{n-1} \left(1 - \tau_{(n-1)0} \right) \tau_{n0} + L_{b0}^n \left(1 - \tau_{n0} \right) \quad (4)$$
$$L_{b0}^i = \frac{c_1 Q^3}{\exp \left[\frac{c_2 Q}{T_i} \right] - 1} \quad (5)$$

式中 L_o 是光谱辐射亮度, L_{b0}^i 是用波数表示的普朗克函数(其中 $c_1 = 3.742 \times 10^{-16} \text{ W} \cdot \text{m}^2$, $c_2 = 1.438 \times 10^{-2} \text{ m} \cdot \text{K}$), $\tau_{i0} = \exp \left[-\Delta l_i k_{i0} \right]$ 为第 i 层的光谱透射率, k_{i0} 是第 i 层的光谱吸收系数. 光谱吸收系数 k_o 是由红外辐射手册中的数据库线性插值, 考虑到插值所得光谱吸收系数是标准状态

下的实验数值, 因此根据当地压力、温度和各气体组分浓度进行修正后得到^[10-11].

当光线遇到喷管壁面等热部件时, L_o^0 为该面向光束传播反方向发射的光谱辐射亮度, 由公式(5)求得. 如果光束直接逸出尾焰, 则 $L_o^0 = 0$.

在跟踪完所有光线束后, 根据热辐射发射表面和接收表面几何关系交互性, 可以获得预设空间立体角内排气尾焰和喷管壁面到达探测点的辐射照度 H (单位: W/cm^2)

$$H = \sum_{i=1}^{NB} \sum_{j=1}^N L_{qi(i,j)}^n \cdot \cos \theta_j \cdot \Delta \Omega_j \cdot \Delta \alpha_i \cdot 100 \quad (6)$$

式中 NB 为总波带数, 本文中共分 135 个波带; N 为对测点有贡献的光线总数; θ_j 为第 j 个控制立体角中心方向与其所在测点表面法线的夹角; $\Delta \Omega_j$ 为第 j 个控制立体角 (sr); $\Delta \alpha_i$ 是第 i 个波带的宽度, 本文中取 10 cm^{-1} . 如果将探测目标作为点源处理, 其辐射强度 I 表示为辐射照度乘以探测距离的平方

$$I = H_o(R) \cdot R^2 \quad (7)$$

红外辐射特性计算时方位角分布定义如图 2 所示, 水平面 XOZ 为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围, 铅垂面 YOZ 为 $-90^\circ \sim 90^\circ$ 范围.

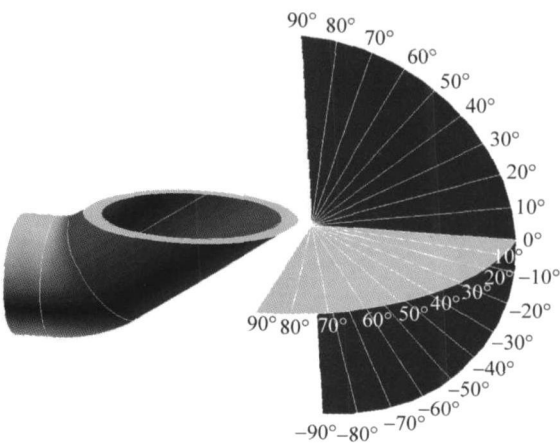


图 2 探测位置分布平面

Fig. 2 Distributing of detecting point

2 混合管和遮挡罩壁面温度

图 3 为引射流量比 $\varphi = 0.64$ 时, 弯曲混合管对称截面上混合气流的速度和温度等值线图. 可以看出, 由于混合管的弯曲形成了弯曲段底部高温高速气流, 并且这股高温气流冲刷形成了混合

管底部壁面附近的区域高温,而在弯曲混合管顶部则呈现出较低的壁面温度,这与相关实验结果规律相符^[5].

图 4 为引射流量比 $\varphi=0.64$ 时,不同遮挡间距下沿弯曲混合管和遮挡罩对称面底部壁面的温度分布,图中 $z=100\text{ mm}$ 处对应弯曲段的起始点.

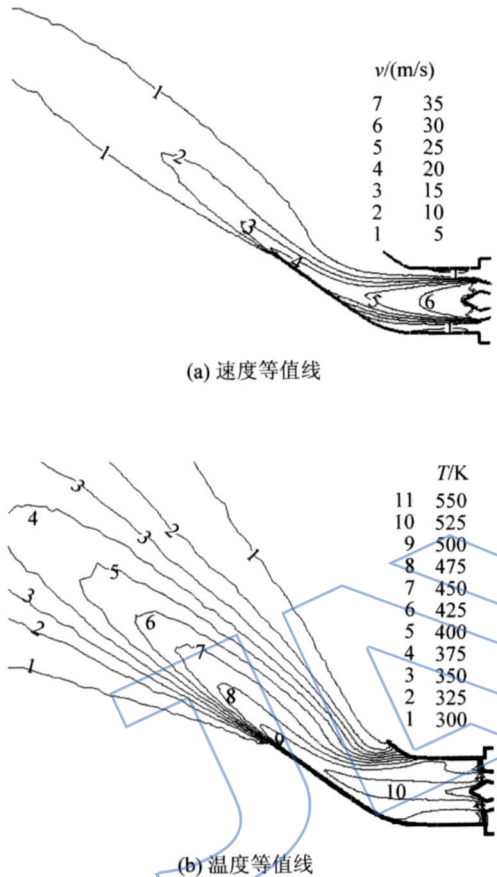


图 3 对称面速度和温度等值线 ($\varphi=0.64$)
Fig. 3 Velocity and temperature contours on symmetry section ($\varphi=0.64$)

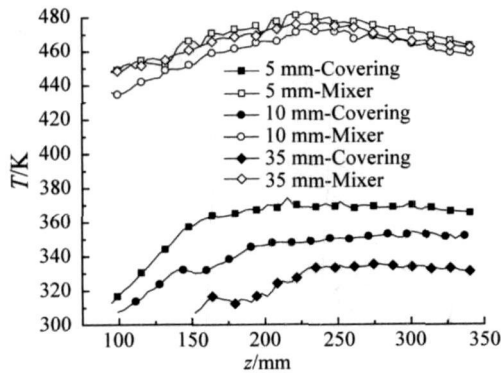


图 4 混合管和遮挡罩壁面温度分布
Fig. 4 Temperature on the covering and mixer

结果表明: ①对于混合管,当遮挡间距从 5 mm 增加至 10 mm 时,混合管壁面温度有一定程度的降低,这是由于进入混合管与遮挡罩间的抽吸冷气流增加、对流换热增强的缘故,如遮挡间距从 5 mm 增加至 10 mm 时,遮挡罩与混合管之间夹层抽吸冷气流从 0.0015 kg/s 增加到了 0.0024 kg/s;而当遮挡间距从 10 mm 再增大到 35 mm 时,虽然抽吸冷气流进一步增加到 0.005 kg/s,但是混合管壁面温度却微弱升高,其原因在于相对较大的流通面积导致夹层内速度较小而降低了对流冷却效果.由此可知,对于降低混合管壁面温度,遮挡间距存在一个最佳值. ②对于遮挡罩,随着遮挡间距的增加,混合管与遮挡罩之间的辐射换热得到有效的削弱,遮挡罩外露表面的温度呈单调降低.

3 红外辐射场分布特征

3.1 无遮挡时的红外辐射分布特征

图 5(a) 为未加遮挡罩的红外抑制器在不同引射流量比下,在水平面 (XOZ 平面) $3\sim 5\mu\text{m}$ 的红外辐射强度分布.可以看出:在小的引射流量比下,红外抑制器在 0° 方向的红外辐射强度明显低于侧向的红外辐射强度,此时尽管在该方向探测到的混合管壁面包含局部高温区域,即燃气冲刷最严重的位置,但其可视面积却最小,视角内的排气尾焰面积也最小;随着引射流量比的增加,不仅在各个探测方向上红外辐射强度大大降低,而且当引射流量比为 1.26 时,红外辐射强度的分布也有一定的改变,此时不同探测方位的辐射强度基本相当,表明引射的冷却气流对降低侧向红外辐射强度的影响更大, 0° 方向引射流量比为 1.26 时的红外辐射强度为引射流量比为 0.28 时的 29.6%, 90° 方向引射流量比为 1.26 时的红外辐射强度仅为引射流量比为 0.28 时的 19.95%.

图 5(b) 为铅垂面 (YOZ 平面) 上不同探测角度的 $3\sim 5\mu\text{m}$ 红外辐射强度分布.由于结构的不对称, $0^\circ\sim 90^\circ$ 探测方向和 $0^\circ\sim -90^\circ$ 探测方向辐射强度呈现严重不对称分布.由于弯曲混合管内部二次流的作用,弯曲段内侧温度显著低于外侧温度,因此从上方可以探测到的混合管高温壁面可视面积相对下方小很多;随引射系数的增加,在各个探测方向上红外辐射强度大大降低,如 40° 方向上引射流量比 1.26 时的红外辐射强度削弱最大仅为 0.28 时的 5.2%;在混合管上方 $0^\circ\sim 25^\circ$ 范围内,由于可以看到内部高温部件,所以引射流

量增加所引起的红外辐射强度衰减效果明显降低,如 20°方向上引射流量比 1.26 时的红外辐射强度仅削弱为引射流量比 0.28 时的 39%。

于,较优的遮挡间距,应在有利于抽吸冷气对尾焰进一步冷却的同时,而又不过多地扩大外露可视面积。

图 7 是不同遮挡间距下,铅垂面(YOZ 平面)上不同探测角度的红外抑制器红外辐射强度分

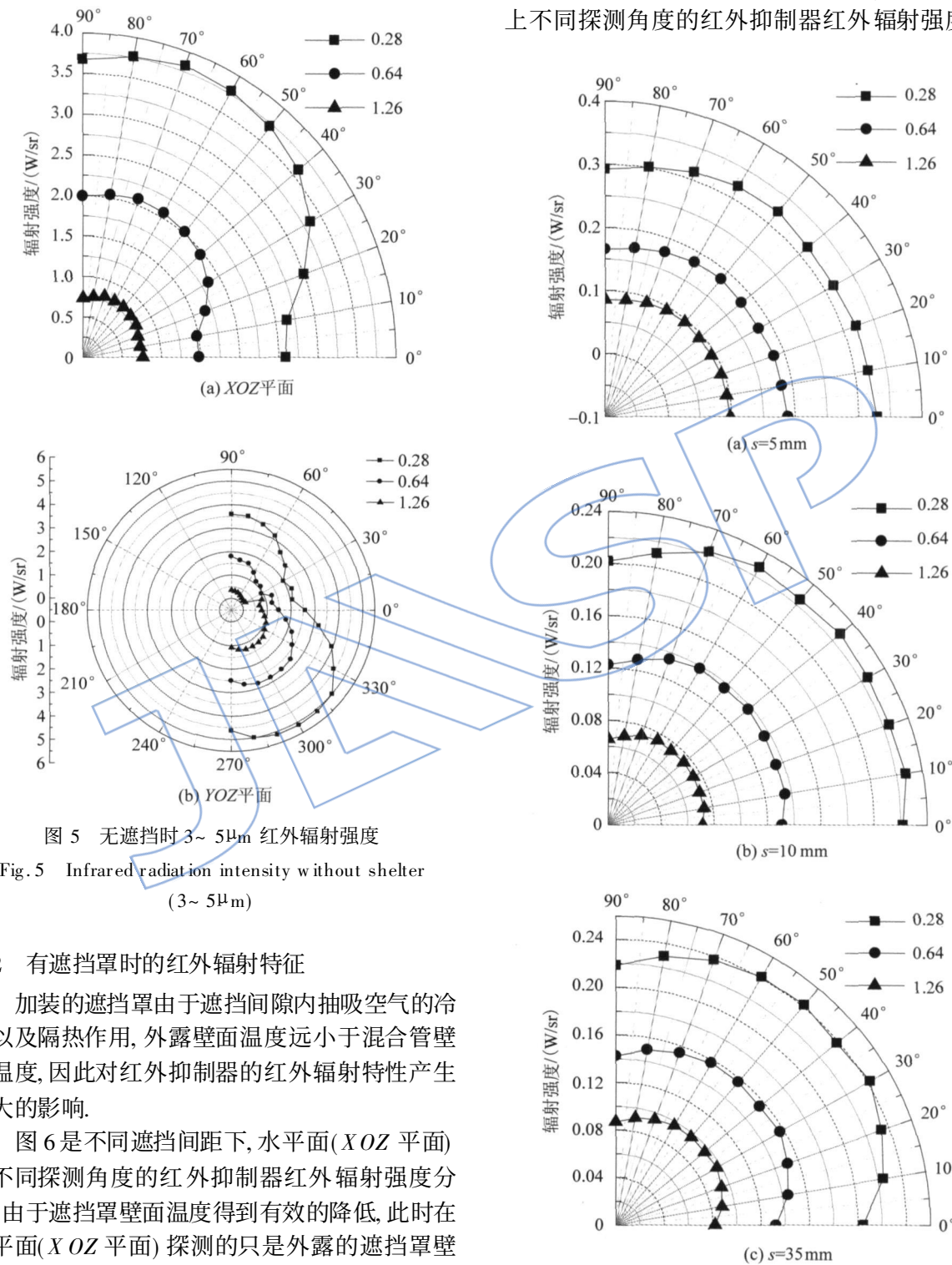


图 5 无遮挡时 3~ 5 μ m 红外辐射强度
Fig. 5 Infrared radiation intensity without shelter
(3~ 5 μ m)

3 2 有遮挡罩时的红外辐射特征

加装的遮挡罩由于遮挡间隙内抽吸空气的冷却以及隔热作用,外露壁面温度远小于混合管壁面温度,因此对红外抑制器的红外辐射特性产生很大的影响。

图 6 是不同遮挡间距下,水平面(XOZ 平面)上不同探测角度的红外抑制器红外辐射强度分布。由于遮挡罩壁面温度得到有效的降低,此时在水平面(XOZ 平面)探测的只是外露的遮挡罩壁面以及排气尾焰,红外辐射强度相对无遮挡的红外抑制器,衰减幅度达到 90%。对比图 5(a),在小引射流量下加遮挡罩对于衰减红外辐射强度的作用更大;在相同引射流量比下,遮挡间距在 10mm 时的红外辐射抑制效果更加优越。原因在

图 6 遮挡间距对 XOZ 平面 3~ 5 μ m 红外辐射强度的影响

Fig. 6 Effects of shelter distance on infrared radiation intensity (3~ 5 μ m) in XOZ plane

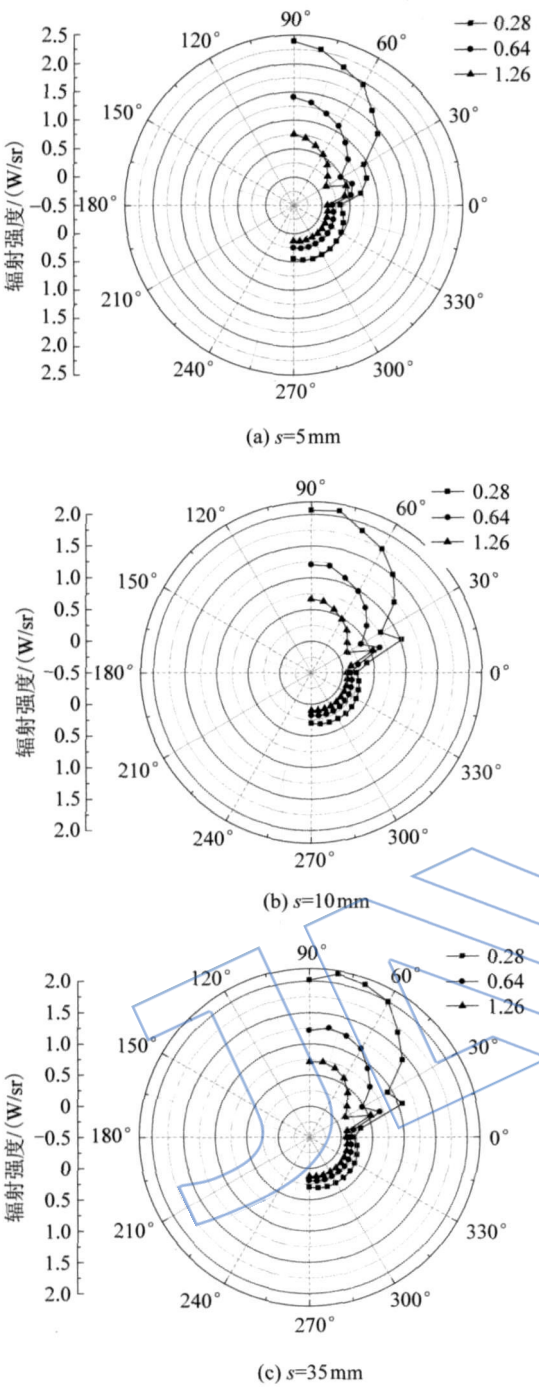


图 7 遮挡间距对 YOZ 平面 3~5 μm 红外辐射强度的影响

Fig. 7 Effects of shelter distance on infrared radiation intensity (3~5 μm) in YOZ plane

布。加装遮挡罩后,由于在下方探测时混合管的高温壁面被完全遮挡,红外辐射强度相对无遮挡的衰减幅度达到 90%,因此红外辐射强度的分布与无遮挡时形成明显的区别,0°~90°探测方向上的红外辐射强度远大于 0°~-90°方向上的,如引射流量比为 0.28 时-90°方向红外辐射强度为无遮挡时的 9.7%,10°方向红外辐射强度削弱最强为

无遮挡时的 34.1%;随着遮挡间距的增加,红外辐射强度有一定程度的衰减,在相同引射流量比下,遮挡间距在 10 mm 和 35 mm 时的差别也很微弱。

4 结 论

1) 随着遮挡间距的增加,遮挡罩外露表面的温度呈单调降低;在本文研究的遮挡间距范围内(5~35 mm),遮挡间距为 10 mm 时的混合管壁面温度降低效果略优。

2) 加装遮挡罩后,在水平面(XOZ 平面)探测的只是外露的遮挡罩壁面以及排气尾焰,红外辐射强度相对无遮挡的红外抑制器,衰减幅度达到 90%,遮挡间距为 10 mm 时红外抑制效果略优。

3) 加装遮挡罩后,铅垂面(YOZ 平面)上红外辐射强度的分布与无遮挡时形成明显的区别,在下方探测时的红外辐射强度大大衰减,红外辐射强度相对无遮挡的衰减幅度达到 90%,遮挡间距 10 mm 后对红外辐射抑制效果的影响很微弱。

参考文献:

[1] 李立国,张靖周.航空用引射混合器[M].北京:国防工业出版社,2007.
LI Ligu, ZHANG Jingzhou. Aeronautic ejector/mixer [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)

[2] Francois T. Internal aerodynamics of infrared suppressors for helicopter engines[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1988, 33(4): 4-14.

[3] Power G D, McClure M D, Vinh D. Advanced IR suppressor design using a combined CFD/test approach [R]. AIAA Paper 1994-3215, 1994

[4] 张靖周,李立国,高潮.弯曲混合管引射系统气动特性实验研究[J].航空动力学报,1994,9(1): 89-91.
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao. A preliminary experimental study on aerodynamic characteristics in ejector with curved mixing duct [J]. Journal of Aerospace Power. 1994, 9(1): 89-91. (in Chinese)

[5] 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. (in Chinese)

[6] 单勇,张靖周.弯曲混合管引射系统引射-混合特性数值研究[J].南京航空航天大学学报,2008,40(2): 137-141.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical computation for pumping and mixing performance on mixer ejector with

curved mixing duct[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2): 137-141. (in Chinese)

[7] 张靖周, 单勇, 李立国. 直升机排气系统用波瓣喷管引射混合式红外抑制器研究[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 32-36

ZHANG Jingzhou, SHAN Yong, LI Ligu. Investigation on lobed nozzle mixer ejector infrared suppressor for helicopter exhaust system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 32-36. (in Chinese)

[8] 单勇, 张靖周. 模化比对直升机用红外抑制器红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学, 2008, 23(2): 221-226

SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Effect of scale factor on infrared radiation characteristics of helicopter infrared radiation suppressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 221-226. (in Chinese)

[9] 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]. Journal of Infrared Millimeter and Waves, 2005, 24(2): 125-129. (in Chinese)

[10] 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]. Journal of Infrared Millimeter and Waves, 2006, 25(2): 96-100. (in Chinese)

[11] Ludwig C B. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA SP-3080, 1973

