

文章编号: 1000-8055(2008)04-0651-06

发动机背负式安装无人机的排气系统红外特征的计算研究

施小娟, 吉洪湖, 罗明东

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 用数值模拟的方法研究了对发动机背负式安装的无人机排气系统的红外辐射特征. 排气系统的流场采用商业软件计算, 红外辐射特征采用根据离散传递法自行发展的程序进行计算, 研究了排气系统在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段红外辐射强度的空间分布. 在红外辐射计算过程中, 考虑了喷管内壁的发射和反射、燃气组分 CO_2 、 H_2O 和 CO 的吸收-发射、后机身结构的遮挡以及大气吸收等影响. 结果表明: 通过发动机的背负式安装、尾喷口的下遮挡设计及其相对机身的内缩可使排气系统在下半球的红外辐射强度明显降低, 但由此也造成了上半球的辐射强度有所增强; 大气对该无人机排气系统前半球红外辐射的吸收明显强于后半球.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 红外辐射; 排气系统; 离散传递法; 数值模拟; 无人机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical simulation of infrared radiation characteristics for exhaust system of an UAV with engine installed on the back of the fuselage

SHI Xiao-juan, JI Hong-hu, LUO Ming-dong

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A numerical study was conducted on infrared radiation characteristics in the waveband of $3 \sim 5 \mu\text{m}$ for exhaust system of an unmanned aerial vehicle (UAV) with engine installed on the back of its fuselage. The flow field of the exhaust jet was calculated with commercial software FLUENT. The infrared radiation characteristics were calculated by using the software developed by the authors based on discrete transfer method. In the computation, multiple effects were considered, which included the emission and reflection of the nozzle wall, the absorption and emission of species of combustion gas, e. g. CO_2 , H_2O and CO , the shelter of fuselage, and the absorption of atmosphere. The results show that by installing the engine on the back of the fuselage, sheltering the nozzle from its underside and forward shifting the nozzle exit relative to the aft-fuselage, the infrared radiation of the exhaust system to under hemisphere is reduced evidently, but on the other side the infrared radiation to the top hemisphere is increased; and the absorption effect of atmosphere on infrared radiation for the front hemisphere is stronger than that for the aft hemisphere.

Key words: aerospace propulsion system; infrared radiation; exhaust system; discrete transfer method; numerical simulation; unmanned aerial vehicle (UAV)

收稿日期: 2007-04-06; 修订日期: 2007-06-28

作者简介: 施小娟(1982-), 女, 江苏扬州人, 硕士生, 主要从事飞行器排气系统红外隐身技术研究.

飞机发动机的排气系统是飞机在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的主要红外辐射源,其红外辐射包括喷管内固体壁面及其内外燃气流的红外辐射.固体壁面的红外辐射包括它的自身发射和对入射辐射的反射;燃气流对红外辐射具有吸收和发射的双重作用,并且具有光谱选择性和容积参与性^[1-2].为了抑制排气系统的红外辐射,在喷管设计及其与飞机后体的一体设计方面,国外发展了许多技术并得到了实际应用,其中发动机的背负式安装和尾喷口相对机身的内缩设计是应用较多的红外抑制措施.这样的设计可利用机身的遮挡对排气系统红外辐射产生抑制作用,如“全球鹰”、YF-23、B-2、F-117、“神经元”、“捕食鸟”和 X-45 等飞机均采用了背负式安装的发动机^[3]、“全球鹰”、X-32、F-22 和 Corax 等飞机均采用了内缩的尾喷口^[3].显然,这样的设计在飞机上得到了大量的应用,但是它们的应用对排气系统红外辐射特征带来何种影响的研究文献还比较缺乏.另外在飞机及其排气系统红外辐射特征的计算方面:北约用 NIRA-TAM^[4]软件计算了 F-16 和 F-35 飞机的红外辐射特征;洛克希德·马丁公司用 SMIR 软件计算了 F-22 的红外辐射特征^[5];翟泉慧等计算了高速飞机在 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段的红外辐射特征^[6];华建军等计算了直升机的红外辐射特征^[7].

本文以国外某采用高涵道比涡扇发动机并且背负式安装的无人机为研究对象,其尾喷口为下遮挡设计,并且相对机身尾缘具有一定的内缩.为了数值计算其红外辐射特征,必须考虑喷管内固体壁面的发射和反射、燃气流的吸收和发射、机身的遮挡以及大气吸收的影响.本文的工作包括流场计算和红外辐射特征计算两部分,其中流场计算采用 FLUENT 软件,其主要目的是为红外辐射特征计算提供排气系统的温度分布以及吸收-发射性介质 CO_2 、 H_2O 和 CO 的摩尔浓度分布;红外辐射特征计算采用根据离散传递法自行发展的程序^[8]进行计算,其中介质的吸收-发射特性采用 Ludwig^[9]等提供的数据库,大气的透过率用 MODTRAN^[10]软件计算.

1 流场计算

1.1 几何模型

图1是本文计算的无人机整机外形结构图.可以看出,该无人机的发动机采用背负式安装,喷管出口为下遮挡结构(即下侧比上侧长),并且喷管出口相对机身后缘前移(即内缩).

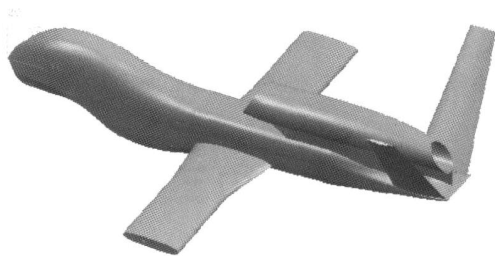


图1 无人机几何模型

Fig. 1 Geometric model of UAV

图2给出了所采用的高涵道比混合排气涡扇发动机的喷管腔体结构示意图,图中标出了喷管内各部分固体壁面的位置.

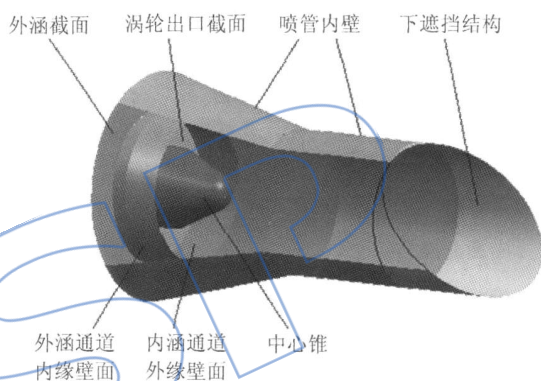


图2 无人机涡扇发动机尾喷管模型

Fig. 2 Nozzle model of UAV's turbofan engine

1.2 计算域、网格划分

无人机流场计算域如图3所示,由 $1/4$ 球体和与之相接的 $1/2$ 圆柱体组成,其中球体的直径取为机身长度 L 的4倍,圆柱体长度为 $2L$.

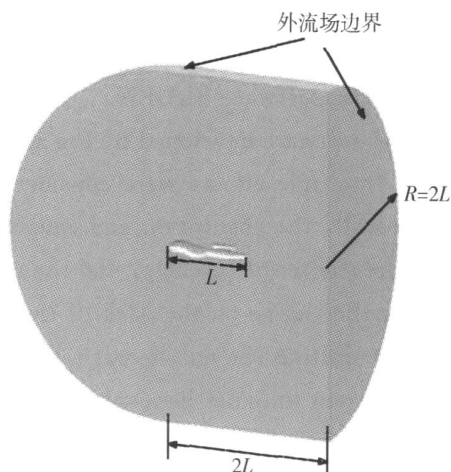


图3 无人机流场计算域

Fig. 3 Flow field computational region of UAV

由于该流场计算域比较大,网格数量较多(达到151万多),因此为了显示清晰起见,图4和5分别是无人机机身网格和喷管域网格示意图,即

为实际网格的粗化图.并且经网格独立性试验表明该流场计算结果不受网格数量的影响.

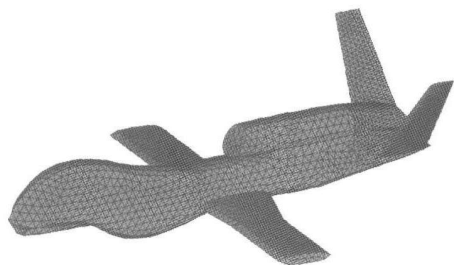


图4 无人机机身网格示意图(粗化图)

Fig. 4 Sketch of mesh of the UAV's fuselage (coarse figure)

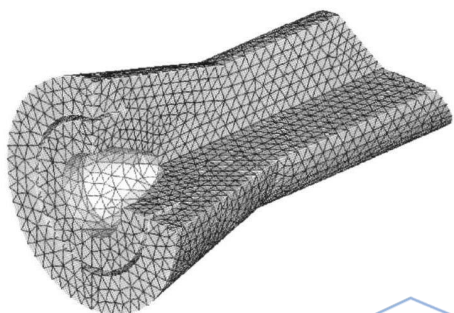


图5 喷管域网格示意图(粗化图)

Fig. 5 Sketch of mesh of nozzle region (coarse figure)

1.3 边界条件、计算方法

设飞行马赫数为0.8,飞行高度为12 km.外流场边界设置为压力远场边界:压力18 767 Pa,温度217 K.涡轮出口截面及外涵截面均设置为压力进口边界:涡轮出口截面总压46 905 Pa,总温810 K;外涵截面总压52 417 Pa,总温300 K.由文献[11]查得该无人机涡扇发动机的耗油率和推力等性能参数,根据文献[12]中的方法,求得涡轮出口截面的 CO_2 、 H_2O 和 CO 的摩尔浓度分数.

本文采用FLUENT软件进行流场的数值模拟,运用耦合显式求解器进行求解.湍流模拟采用SST $k-\omega$ 两方程模型,浓度场的计算采用组分输运模型.

2 红外辐射特征计算

2.1 计算域及方位设置

红外辐射特征的计算是在流场计算求得的温度场和 CO_2 、 H_2O 、 CO 的浓度场基础上进行的.为了计算的经济性,红外辐射特征的计算域和网

格在流场计算域和网格的基础上分别进行了缩小和粗化.由流场计算结果可知,当燃气温度低于环境温度时,燃气组分浓度为零,因此排气系统红外辐射特征的计算域只要把温度以及 CO_2 、 H_2O 和 CO 的浓度明显高于环境相应值的区域包括在内,如图6所示,包括喷管计算域和燃气流计算域,明显小于流场计算域.同时在红外辐射特征计算中,喷管内固体壁面可看成是发射率为0.9的灰体壁面^[13].

在红外辐射特征计算中考虑了机身的遮挡作用,并没有考虑机身蒙皮的发射与反射,因为在亚声速飞行条件下,机身蒙皮的气动加热不显著,在3~5 μm 波段的红外辐射贡献不大.

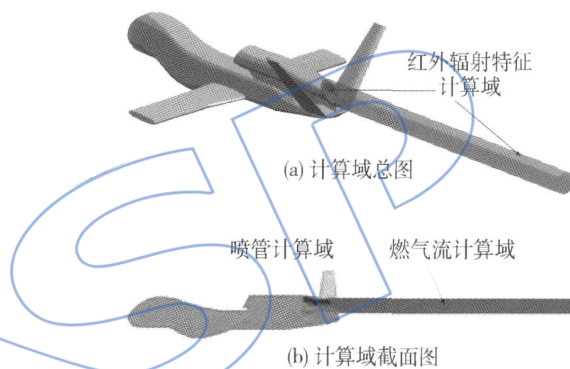


图6 无人机排气系统红外计算区域图

Fig. 6 Infrared computational region of UAV's exhaust system

本文计算了无人机排气系统在下方、上方对称平面和水平侧向平面(如图7所示)内在 $\alpha=0^\circ\sim 180^\circ$ 范围内的红外辐射强度的分布.为了清晰起见,图7中仅显示了 $0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内的方位角, $\alpha=0^\circ$ 是喷管轴线的方向, $\alpha=90^\circ$ 是与喷管轴线垂直的方向, $\alpha=180^\circ$ 为飞机的迎头方向.

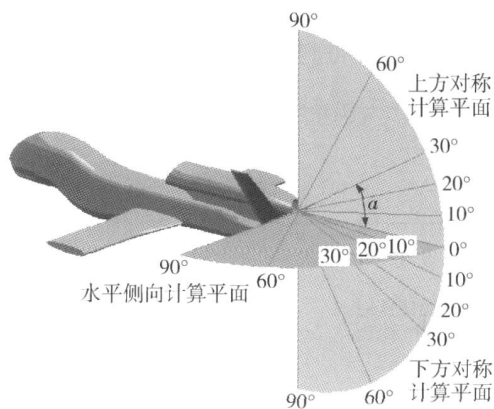


图7 计算平面及方位角示意图

Fig. 7 Sketch of computational planes and azimuth angles

2.2 排气系统红外辐射的计算

排气系统红外辐射特征计算所求解的主要方程是介质内辐射亮度传输方程,其形式如下^[14]:

$$\underbrace{\frac{dL_{\lambda}(S)}{dS}}_{(C)} = -\underbrace{\alpha_{\lambda}T_{\lambda}(S)}_{(E_x)} + \underbrace{\alpha_{\lambda}L_{\lambda b}(S)}_{(E_m)} - \underbrace{\sigma_{\lambda}L_{\lambda}(S)}_{(E_s)} + \underbrace{\frac{\sigma_{\lambda}}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_{\lambda}(S, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega, \omega_i) d\omega_i}_{(S)} \quad (1)$$

公式中各项的物理意义为:(C)为单位时间内、经过位于s处的单位面积、在ω方向的单位立体角中传输的光谱能量经过单位距离的变化率;(Ex)为由于介质吸收引起的光谱能量衰减;(Em)为由于介质发射引起的光谱能量增加;(Es)为由于介质散射引起的光谱能量衰减;(S)为由于空间各个方向投射在s处的能量的散射引起的ω方向上的光谱能量的增加。

计算的基本思路如图8^[2,8]所示,计算采用离散传递法,因为该方法计算精度高、方向性好,计算量小,对计算机要求低,且计算时所占的内存较少.计算过程可分为:(1)计算喷管内固体壁面(如图中微元面m)的光谱辐射亮度,包括其自身辐射以及对周围固体壁面和燃气流的入射辐射的反射.(2)计算探测点(如图中点O)所在微元面的入射辐射照度,首先将探测点对排气系统所张的立体角进行离散,微元立体角(如图中ΔΩ)的中心线(如图中AB)即为辐射线;然后对所有辐射线在其长度方向上进行离散,求解方程(1),求出入射到探测点的每条辐射线的光谱辐射亮度;最后将所有辐射线的光谱辐射亮度求和,即为探测点所在微元面的入射光谱辐射照度.(3)将探测点所在微元面的入射光谱辐射照度转化为排气系统在探测点所在方向的光谱辐射强度,再把光谱辐射强度对波长积分得到积分辐射强度.

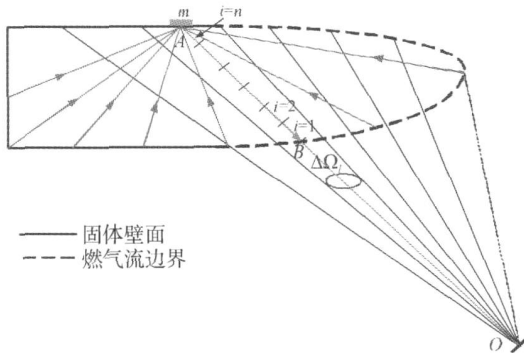


图 8 探测点的入射辐射照度计算示意图

Fig.8 Sketch of incidence radiation of detective point

2.3 机身遮挡的计算

机身遮挡的计算主要包括以下步骤:(1)判断辐射线和机身网格微元面是否相交,若不相交,则机身没有遮挡作用,若相交,则需判断交点的位置.(2)参考图8,如果该交点在辐射线AB上,或在辐射线AB的延长线BO上,机身才有遮挡作用;如果该交点在辐射线AB的反向延长线上,则机身没有遮挡作用.(3)若机身对喷管内固体壁面或燃气流存在遮挡,则在排气系统的红外辐射计算中就不计入该部分的辐射.

3 计算结果

3.1 流场计算结果

流场计算的目的是为红外辐射特征计算提供排气系统的温度场和CO₂,H₂O,CO的浓度场.由于篇幅的限制,流场计算结果只给出对称面上机身附近的温度分布和CO₂的摩尔浓度分数,分别如图9和10所示.可见,温度较高的燃气位于喷管内和射流区,且高温核心区只在喷管轴线附近,射流扩散缓慢;温度越高的区域,CO₂的摩尔浓度分数越大,在温度接近或等于环境温度的区域,CO₂的摩尔浓度分数接近或等于0.



图 9 对称面上机身附近的温度分布(单位:K)

Fig.9 Contour of temperature near the fuselage on the symmetrical plane(Unit:K)

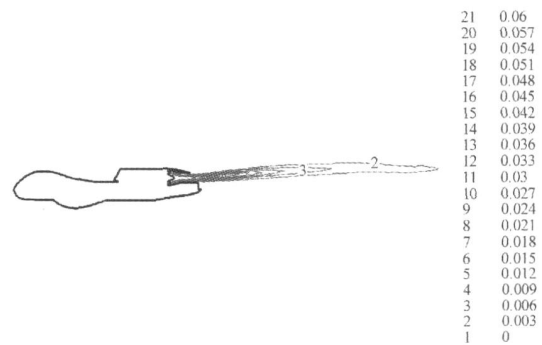


图 10 对称面上机身附近的 CO₂ 摩尔浓度分数

Fig.10 Molar fraction of CO₂ near the fuselage on the symmetrical plane

3.2 红外辐射特征计算结果

在红外辐射特征计算中,分别计算了不考虑大气吸收和考虑大气吸收两种情况.

(1) 不考虑大气吸收的情况

图 11 是无人机排气系统在不考虑大气吸收时各个平面内无量纲积分辐射强度 $I/I_{\max}$ 分布,其中 $I_{\max}$ 是排气系统在 $\alpha=0^\circ$ 方向上的积分辐射强度.可见:(1)涡扇发动机排气系统的积分辐射强度分布不具有典型涡喷发动机排气系统的“梨”形分布,且在各个计算平面内积分辐射强度的分布趋势相同:在 $\alpha=0^\circ$ 方向上红外辐射强度 I 最大;随着 α 的增加 I 迅速降低.这是因为中心锥和涡轮出口截面等高温壁面在 $\alpha=0^\circ$ 方向的投影面积较大,其红外辐射明显大于其它固体壁面;在 $\alpha=0^\circ\sim90^\circ$ 范围内,喷管内固体壁面在各个方向的投影面积随着 α 的增加而降低,虽然在 $\alpha=0^\circ\sim90^\circ$ 范围内燃气在各个方向的投影面积随着 α 的增加而增加,但相对于喷管内固体壁面的辐射而言,燃气的辐射是次要的;在 $\alpha=90^\circ\sim180^\circ$ 范围内,不能直接探测到喷管内部固体壁面的辐射,而燃气在各个方向的投影面积随着 α 的增加而逐渐降低.(2)在 α 相同的情况下,上方平面内的积分辐射强度最大,下方平面内的积分辐射强度最小.这是因为在下方平面内,喷管出口的下遮挡结构和下方机身均起到对红外辐射的遮挡作用;在水平侧向平面内,V 型尾翼起到遮挡作用,但是在该平面内遮挡的有效范围不如在下方平面内相同 α 时大.

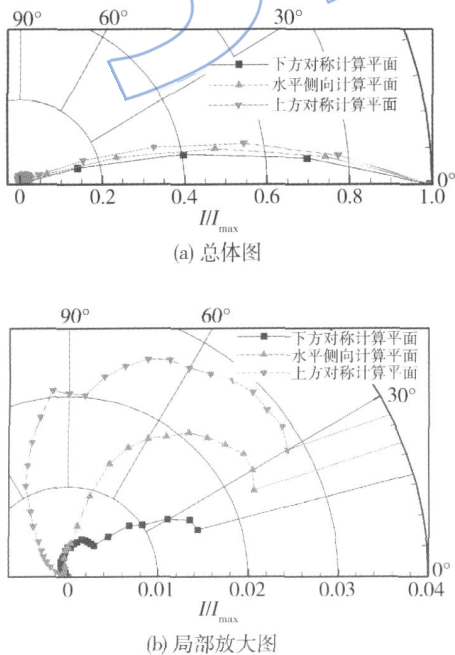


图 11 不考虑大气吸收时各个平面内无量纲积分辐射强度
Fig. 11 Dimensionless integral radiant intensity in each plane without the atmosphere absorption

(2) 考虑大气吸收的情况

在考虑大气吸收的红外辐射特征计算中,探测距离取为 1 km,选定 1976 年美国标准大气模型,图 12 是利用 MODTRAN 软件计算得到的探测点与排气系统间的大气光谱透过率 τ_λ 随波长变化的曲线.从图中可以看出,大气中组分对 $3\sim5\mu\text{m}$ 波段红外辐射的吸收主要是 CO_2 在 $4.3\mu\text{m}$ 附近的强烈吸收,同时 H_2O 和 CO 分别在 $3.2\mu\text{m}$ 和 $4.7\mu\text{m}$ 附近存在微弱的吸收.

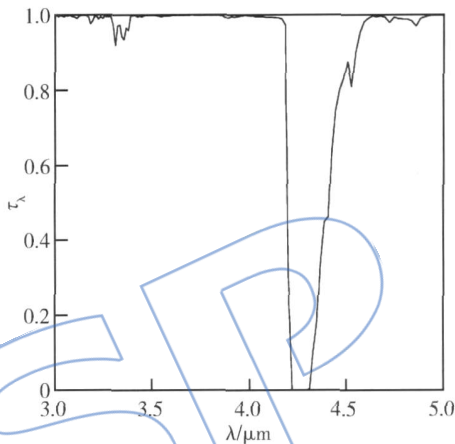


图 12 大气光谱透过率
Fig. 12 Spectrum transmittance of atmosphere

图 13 是无人机排气系统在考虑大气吸收时各个平面内无量纲积分辐射强度 $I/I_{\max}$ 分布,其分布趋势与图 11 相同,但数值相应地降低了.由图可见:(1)在 $\alpha=0^\circ$ 方向大气对红外辐射的吸收最弱,约为 3%.这是因为在该方向上的红外辐射

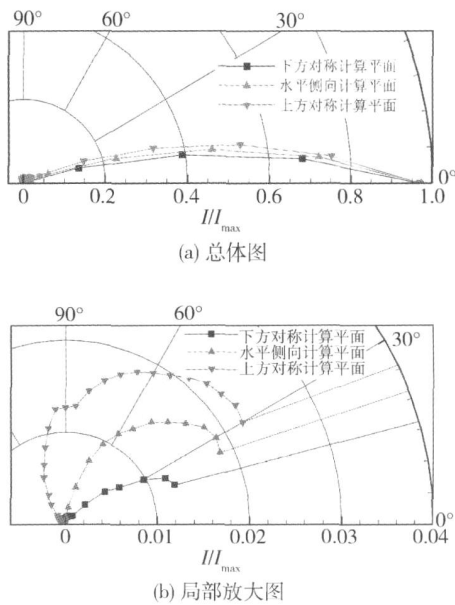


图 13 考虑大气吸收时各个平面内无量纲积分辐射强度
Fig. 13 Dimensionless integral radiant intensity in each plane with the atmosphere absorption

主要来自喷管内固体壁面,燃气流的红外辐射占的份额很小,因此大气对燃气流红外辐射的吸收是不明显的。(2)在 $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内,在各个平面内大气的吸收作用均随着 α 的增加而增强,如在 $\alpha=90^\circ$ 方向上(见图11(b)和图13(b)),下方和水平平面内的大气吸收均约为80%,而上方平面内的大气吸收约为38%。(3)在 $\alpha=90^\circ\sim 180^\circ$ 范围内,在各个平面内大气的吸收作用均大于 $\alpha=0^\circ\sim 90^\circ$ 范围内的相应值。

4 结 论

本文应用数值模拟的方法计算了发动机背负式安装的无人机的排气系统在 $3\sim 5\mu\text{m}$ 波段内在下方、上方对称平面和水平侧向平面内的红外辐射特征。主要结论如下:

(1) 该无人机排气系统在 $\alpha=0^\circ$ 方向上红外辐射强度最大,且前半球的红外辐射远远小于后半球的红外辐射。

(2) 通过发动机的背负式安装、尾喷口的下遮挡设计以及相对机身的内缩使得排气系统的红外辐射强度在下方平面内明显降低,而在上方平面内有所增强。

(3) 大气对该无人机排气系统前半球红外辐射的吸收明显强于后半球。

(4) 通过发动机与飞机的综合设计,利用飞机部件对排气系统的遮挡,可有效降低排气系统在给定方向的红外辐射特征。

参考文献:

- [1] 张小英,王先炜.轴对称矢量喷管红外特性的数值计算研究[J].航空动力学报,2004,19(5):366-369.
ZHANG Xiaoying, WANG Xianwei. Numerical research of infrared characteristics of axial-symmetrical vectored nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (5): 366-369.
- [2] 罗明东,吉洪湖,黄伟.非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算研究[J].航空动力学报,2007,22(10):1609-1616.
LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei. Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1609-1616.
- [3] 罗明东,吉洪湖,施小娟.隐身飞机上发动机红外隐身技术的分析与思考[J].隐身技术,2006,3:13-18.
LUO Mingdong, JI Honghu, SHI Xiaojuan. Analysis and thoughts of infrared stealth technology of stealthy aircraft engine [J]. Stealth Technology, 2006, 3: 13-18.
- [4] Bakker E J, Fair M L, Schleijpen H M A. Modeling multi-spectral imagery data with NIRATAM v3.1 and NPLUME v1.6 [R]. SPIE Vol. 3699, 80-91.
- [5] Cline J, Behm D, Kidd K, et al. F/A-22 IR signature flight test model validation [J]. Aircraft Survivability, 2003: 9-12.
- [6] 翟泉慧,王强,额日其太.高速飞机红外成像特性数值模拟研究[J].激光与红外,2002,32(3):146-148.
ZHAI Quanhui, WANG Qiang, Eriqitai. Numerical simulation of IR image of high-speed aircraft [J]. Laser and Infrared, 2002, 32(3): 146-148.
- [7] 华建军,张建强.直升机红外辐射特性计算研究[D].北京:北京航空航天大学,2001.
HUA Jianjun, ZHANG Jianqiang. Numerical research on infrared radiation characteristics of a helicopter [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [8] 罗明东.无人机排气系统红外隐身技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2006.
LUO Mingdong. Investigation of infrared stealth technology of the exhaust system for unmanned aerial vehicle [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [9] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases [R]. NASA-SP-3080, 1973.
- [10] Ontar Corporation. PcModWin Manual Version 4.0 [M]. USA: North Andover, 2002.
- [11] 方昌德.世界航空发动机手册 [M].北京:航空工业出版社,1996.
- [12] 张小英.飞机发动机排气系统红外辐射特性计算研究[D].北京:北京航空航天大学,1999.
ZHANG Xiaoying. Numerical research of infrared radiation characteristics of aircraft engine exhaust system [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [13] 徐南荣,朱谷君.热空腔喷气流的组合辐射[J].航空动力学报,1995,10(3):295-298.
XU Nanrong, ZHU Gujun. Thermal cavity plume combination radiation [J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10 (3): 295-298.
- [14] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer [M]. 3rd. Washington, DC: Hemisphere, 1992.