

文章编号:1004-4213(2011)02-0289-6

隐身飞机尾焰的红外辐射特性

宗靖国, 张建奇, 刘德连

(西安电子科技大学 技术物理学院, 西安 710071)

摘 要:隐身飞机尾焰的红外辐射是隐身飞机探测的主要辐射源. 本文提出了一种新的隐身飞机尾焰红外辐射特性计算模型. 该模型以普通飞机尾焰红外辐射特性计算模型为基础, 进而考虑红外隐身措施的影响, 间接实现隐身飞机尾焰的红外辐射特性的计算. 计算模型分别考虑了隐身飞机的二元喷口、引射技术、红外遮蔽云以及遮挡对尾焰辐射的影响. 计算结果得出, 添加隐身措施后尾焰辐射强度仅为添加前辐射强度的 5.8%. 针对隐身飞机尾焰红外辐射特性很难获取的问题, 将计算结果与喷灯燃烧航空煤油的光谱峰值数据进行了比较, 实验结果显示隐身前后辐射能量量级变化与国外文献相同, 表明该模型可以用于隐身飞机尾焰红外辐射特性计算.

关键词:隐身飞机; 红外辐射特性; 尾焰; 光谱

中图分类号: TN219

文献标识码: A

doi:10.3788/gzxb20114002.0289

0 引言

隐身飞机是目前世界上最为先进的高技术兵器之一, 现代隐身技术针对探测技术而言, 主要包括雷达隐身、红外隐身、声隐身以及可见光隐身等. 迄今为止隐身技术的重点仍然是雷达隐身. 随着红外探测系统的发展, 红外隐身技术也变得越来越重要. 由于隐身飞机尾焰的红外辐射是隐身飞机的主要辐射源, 因此, 隐身飞机尾焰红外辐射特性的研究对于隐身飞机的探测以及隐身性能改进等方面都有重要的研究价值. 然而, 现有的飞机尾焰红外辐射模型仍然针对的是没有添加隐身措施的普通飞机. 在这些红外辐射计算模型中比较著名的是北约空中目标辐射模型 NIRATAM^[1], 该模型由丹麦、法国、德国、意大利、荷兰、英国、美国合作研制, 被广泛用于西方国家的空中目标红外辐射特性计算. 国内在飞机尾焰红外辐射特性的研究上也做出了一系列的研究成果, 较早开展飞机尾焰红外辐射特性研究的是航天工业总公司二院 207 所的董雁冰研究员^[2]、北京航空航天大学的徐南荣教授^[3]、西安电子科技大学的张建奇教授^[4]和哈尔滨工业大学的董士奎博士^[5]等. 近年来, 中科院技术物理研究的汤心溢研究员着手将飞机尾焰的红外辐射特性应用于动态场景仿真, 取得了很好的效果^[6]. 空军工程大学导弹学院的吴建峰等首先利用 Flunt 计算飞机的流

场, 然后采用经验模型的方法计算尾焰的红外辐射^[7]. 以上所述的飞机尾焰红外辐射特性计算模型针对的仍然是普通飞机目标. 实际上, 由于保密等方面的原因, 能够获得的隐身飞机尾焰的红外辐射特性很少, 相关的计算模型也十分有限, 现有飞机尾焰红外辐射计算模型大多没有涉及隐身技术^[8-11].

鉴于此, 本文在分析现有红外隐身技术的基础上, 提出一种隐身飞机尾焰的红外辐射计算模型. 该模型以普通飞机尾焰红外辐射计算模型为基础, 进而考虑红外隐身措施, 间接实现隐身飞机尾焰的红外辐射特性计算. 为了验证给出计算模型的可用性, 本文采用航空煤油来模拟尾焰的辐射光谱, 实验结果表明本文给出的隐身飞机计算模型可以较好地描述隐身飞机的光谱辐射特性.

1 尾焰的红外隐身措施建模

对于飞机等空中目标, 降低机体的红外辐射强度是实现红外隐身最重要的手段. 空中目标的红外辐射能量主要来自于飞机发动机燃烧产生的尾焰. 尾焰辐射的抑制措施有: 1) 采用大宽高比二元非轴对称喷管; 2) 采用引射技术, 进行排气参混; 3) 使用气溶胶遮盖, 在尾喷流周围形成红外屏蔽云; 4) 外部遮挡也可以遮挡尾焰辐射, 通过遮挡尾焰的核心区可以大大减弱尾焰的红外辐射. 本文描述的红外

基金项目:国家自然科学基金(No. 60777042)和航空科学基金(No. 20090181004)资助

第一作者:宗靖国(1979-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为红外技术和红外成像光谱辐射计应用. Email: zongjing@126.com

导 师:张建奇(1960-), 男, 教授, 博导, 主要研究方向为红外成像系统性能评估. Email: jqzhang@mail.xidian.edu.cn

收稿日期:2010-08-12; **修回日期:**2010-09-16

隐身措施的建模考虑了以上四种措施.

1.1 采用大宽高比二元非轴对称喷管

大宽高比二元非轴对称喷管可促使尾焰同自由流动的外部空气很快地混合,使尾焰喷出喷口后尾焰核心区长度变短,尾焰辐射强度也相应降低.其另一个优点是对内部发动机尾焰及热的零部件有更多的遮挡,因而也更难看到有大方位比喷口的内部情况.

由文献[12]中给出的方法,首先计算出飞机喷口处的轴对称流场结果,然后采用等效的方法计算出二元喷口的流场结果.

二元喷口流场的计算除喷口宽 W_0 、高 d_0 取代圆喷口的半径 r_0 外,其它圆喷口的计算内容与各个给定的参量一致.

对于二元矩形喷口射流流入静态大气的流场特性可以通过图 1 近似描述.

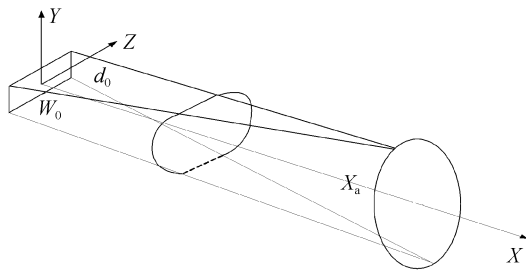


图 1 二元矩形喷口射流流场分布

Fig. 1 Fluid field of the 2D-rectangular nozzle

由图 1 可知,非轴对称的截面由两个半圆侧面之间的矩形截面所组成,这与在外界大气为静止的条件下,所观察到的情况吻合.中间截面的宽度随着气流的发展而变窄,到足够远处矩形截面消失,射流变为轴对称流.在半圆侧面中的流动特性可以由轴对称射流的特性换算而得到,在截面中间部分即矩形截面上,流动特性在连接两侧面的的直线上保持不变.矩形截面的宽度通过流量守恒来确定.构成射流模型的三个基本要素是:从喷口到射流横截面变为圆形截面的距离;换算系数;矩形截面的宽度.

换算系数定义为一乘数,当它乘以基本轴对称流场中某点的径向坐标和轴向坐标,就给出了非轴对称射流具有相同流动特性的相应点位置.换算系数 f 随轴向距离 X 变换的公式

$$f = 1 + f_1 X + (3f_a - 2f_1 X_a - 3)(X/X_a) + (2 + f_1 X_a - 2f_a)(X/X_a)^3 \quad (1)$$

图 1 表示了一个二元喷管射流的分割流面,它与射流的模型一致,其典型的横截面是由两个半圆截面和位于中间的矩形截面组成.假定两个半圆中间的流动是二维的,也就是说,中间截面单位宽度

的质量流量保持不变.同时沿流向质量从中截面的边缘连续转移到两个半圆截面内,中间截面宽度 W 逐渐减小,到 X_a 处 $W=0$,则

$$W_0 d_0 = (AR - \pi f^2 / 4) d_0^2 \quad (2)$$

1.2 采用引射技术,进行排气参混

众所周知,战斗系统的动力系统是红外探测的主要热源,而排气系统的温度最高,红外辐射信号最强.红外隐身主要是通过降低动力系统排出的废气温度,以达到红外隐身的目的.目前在红外隐身中大多都采用了引射外界冷空气技术[13].引射器主要由工作喷嘴、接受室、混合室及扩散室等部件组成.由动力装置排出的废气,经过喷嘴提速、降压后进入接受室形成射流.由于射流的紊动扩散作用,卷吸周围的流体而发生动量、能量的交换.被吸入接受室的引射流体大多是环境大气,工作流体与引射流体进入混合室,在流动过程中速度场和温度场渐渐均衡.这期间,伴随着压力的升高.混合后的流体再经过扩散室的压力恢复后排出,工作流体温度大幅降低,从而达到降低红外强度的效果.为了提高掺混效率更好地提高红外抑制效果,多采用复合管结构.

引射技术主要影响的是喷口流场的温度和压强,详细地给出引射技术对流场的影响几乎是不可能,这主要有以下两方面的原因,一方面是引射技术关乎隐身飞机的核心技术,相应的参量很难直接获得.另一方面是引射结构设计的十分复杂,详细解算引射技术对流场的影响也是十分困难的.作为工程应用来说,并不一定要给出十分精确的结果,很多情况下都是通过经验模型的方法给出.鉴于此,本文采用降低流场压强和温度的方法来模拟引射技术的影响,如式(3)

$$\Phi_1 = \alpha \Phi \quad (3)$$

式中 Φ 是没有添加引射技术的压强或温度参量, Φ_1 为添加引射技术后的结果, α 为衰减因子,其取值可参考文献[13].

1.3 使用气溶胶遮盖,在尾喷流周围形成红外屏蔽云

气溶胶是以液体或固体为分散相,以气体为分散介质所形成的胶体,它对激光、红外以及可见光均有散射和吸收作用.20世纪60年代末美国空军与约翰霍普金大学签约,使用在飞机后喷射烟云的方法来衰减红外辐射,并做了大量的试验.80年代以色列航空工业部组织研究了在模型发动机尾喷流四周喷射碳粒,形成气溶胶遮挡层,并测量了喷口后各个角度上的红外辐射衰减情况.通过试验发现,气溶胶的空气流量越大,其红外抑制越强.

红外隐身技术主要采用碳黑作为气溶胶来对红外辐射进行遮盖. 因此相应的遮盖系数是影响红外辐射的主要原因. 文献[14]中给出了碳黑所形成的烟幕随着时间变化的光谱透过率曲线. 从该文献中的光谱透过率曲线可知, 碳黑所形成的气溶胶, 其光谱透过率随着波长的变化几乎没有多少变化, 也就是说碳黑对不同波段的红外辐射所形成的消光没有多少差别的. 使用燃气添加剂, 在尾喷流周围形成红外屏蔽云其遮蔽作用对不同波段的红外辐射是大体相同的, 因此, 该类技术对尾焰辐射的影响仅仅是强度的影响, 对辐射的光谱特征没有太大的影响, 并不会引起辐射特征的变化. 因此, 针对气溶胶遮盖方式的模拟建模本文采用如式(4)所示方法

$$\Phi_C = \tau_c \Phi \quad (4)$$

式中 Φ 是没有添加引射技术的压强或温度参量, Φ_C 为添加引射技术后的结果, τ_c 为透过率因子, 其取值可参考文献[14].

1.4 遮挡

对飞机的尾部进行改造, 用机身、尾翼或其他挡板遮挡住尾喷管, 使尾喷管的红外辐射更具有方向性, 从而使红外探测器从下方和侧面难以探测到飞机, 而只能从某些特殊的方向进行探测, 起到隐身效果^[15]. F-15 和 F-22 战斗机是用尾翼遮挡喷管; F-117A 和 B-2 隐形轰炸机用机身遮挡尾喷管; YF-23 则同时用机身和尾焰遮挡尾喷管, 通过遮挡可以有效的降低尾焰的红外辐射.

在飞机的尾喷口的周围设置挡板就可以实现尾焰辐射的遮挡, 由流场计算可知, 当在尾焰的周围设置挡板时流场也会发生相应的变化, 流场的边界也会随着流场的变化有相应的变化, 要完全描述挡板对尾焰辐射的影响是十分困难的. 为此本模型中采取的方法如图 2.

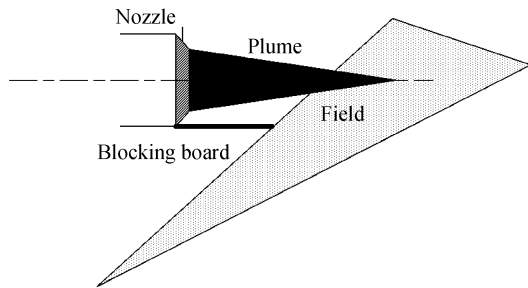


图 2 遮挡计算示意图

Fig. 2 Schematic of the blocking calculation

图中的遮挡板仅仅是遮挡作用, 在不考虑遮挡对流场影响的条件下, 挡板对尾焰辐射的影响可以在现有的流场计算中于尾喷口的下方设置一挡板实现. 在计算过程中当视线与挡板相交时即停止计

算, 输出计算结果, 即为添加挡板影响以后的结果.

2 尾焰的红外辐射计算

考虑上述模型得到尾焰的流场分布, 利用 C-G 谱线近似法, 并考虑谱线的碰撞展宽和多普勒展宽效应, 计算沿任一视线尾焰的辐射亮度.

将任意视线所截取的尾焰部分分为温度和组分压强均匀的子层, 如表 1. 每层的几何厚度为 Δl_m , 温度为 T_m , 组分压强为 p_m ($m=1, 2, \dots$).

表 1 尾焰温度和组分压强分层

Table 1 Temperature and pressure layers of plume

Layer No.	1	2	...	m
Thickness	Δl_1	Δl_2	...	Δl_m
Pressure	Δp_1	Δp_2	...	Δp_m
Temperature	ΔT_1	ΔT_2	...	$T_{\Delta m}$

尾焰的辐射是飞机燃料燃烧后所形成的高温气体的辐射, 主要是 H_2O 和 CO_2 气体分子在一定波段范围内的辐射. 本文选择文献[4]中波带计算范围.

各组分在各子层的光学厚度即为该组分在标准状态下相应的厚度, 又称大气厘米数, 计算公式为

$$\Delta u_m = (273/T_m) p_m \Delta l_m \quad (5)$$

在求每层的光谱透射率时, 需要考虑到谱线的碰撞展宽和多普勒展宽. 因此, 先分别求出碰撞展宽的半宽度、多普勒展宽的半宽度、弱线极限光学深度、洛仑兹线精细结构参量、多普勒线精细结构参量、纯碰撞光学深度、纯多普勒光学深度、总光学深度等量, 在此基础上求出每层的光谱透过率. 计算公式依次为:

碰撞展宽的半宽度 (cm^{-1})

$$(\gamma_c)_m = \left[\sum_j (\gamma_{ij})_{273} p_j \left(\frac{273}{T_m} \right)^{\eta_{ij}} \right] + (\gamma_{ii})_{273} p_i (273/T_m)^{\eta_{ii}} \quad (6)$$

多普勒展宽的半宽度 (cm^{-1})

$$(\gamma_D)_{m,\omega} = (5.94 \times 10^{-6}) \frac{\omega}{M^{1/2}} \left(\frac{T_m}{273} \right)^{1/2} \quad (7)$$

弱线极限光学深度

$$(X^*)_{m,\omega} = \sum_1^m K_{m,\omega} \cdot \Delta u_m \quad (8)$$

洛仑兹线精细结构参量

$$(\bar{a}_c)_{m,\omega} = \frac{1}{(X^*)_{m,\omega}} \sum_1^m \left(\frac{\gamma_c}{d} K \right)_{m,\omega} \cdot \Delta u_m \quad (9)$$

多普勒线精细结构参量

$$(\bar{a}_D)_{m,\omega} = \frac{1}{(X^*)_{m,\omega}} \sum_1^m \left(\frac{\gamma_D}{d} K \right)_{m,\omega} \cdot \Delta u_m \quad (10)$$

纯碰撞光学深度

$$(X_c)_{m,\omega} = (X^*)_{m,\omega} \left[1 + \left(\frac{X^*}{4u_c} \right)_{m,\omega} \right]^{-1/2} \quad (11)$$

纯多普勒光学深度

$$(Y)_{m,\omega} = \left[1 - \left(\frac{X_c}{X^*} \right)_{m,\omega}^2 \right]^{-2} + \left[1 - \left(\frac{X_D}{X^*} \right)_{m,\omega}^2 \right]^{-2} - 1 \quad (12)$$

总光学深度

$$(X)_{m,\omega} = [1 - (Y)_{m,\omega}^{-1/2}]^{1/2} (X^*)_{m,\omega} \quad (13)$$

则每层的光谱透射率

$$(\tau)_{m,\omega} = e^{-(X)_{m,\omega}} \quad (14)$$

利用所算出的每层的透射率,按辐射传输方程,计算每层的光谱辐射亮度.对层数和波长间隔求和,得到沿某一视线方向的辐射亮度.

按辐射传输方程,每层某波数的光谱辐射亮度,由每层透射率按式(15)计算

$$(L)_{m,\omega} = -L_{bb,\omega,T_m} \cdot [\tau_{m,\omega} - \tau_{m-1,\omega}] \quad (15)$$

式中, L_{bb,ω,T_m} 为以波数表示的普朗克公式.

沿某一视线的辐射亮度,由光谱辐射亮度对层数和波数求和得到

$$L = \sum_m \sum_{\omega} (L)_{m,\omega} \cdot \Delta\omega \quad (16)$$

3 实验结果

为了验证本文给出方法的可行性,分别针对普通飞机和隐身飞机的红外辐射特性进行了计算.由于飞机的参量很难获取,因此本文选取文献[15]中的公开报道的参量进行计算,假设飞机的高度 4.6 km,飞行速度 0.9 M,喷口面积 0.3 m²,喷口温度 1 128 K.而该文献中并没有给出计算尾焰所需要的其他参量,对于其他参量本模型的计算便取相应的典型数值进行计算.取喷口半径为 0.295 5 m 的圆喷口,相距为 10 km 处,在考虑大气透过率的情况下所得到的辐射强度如图 3.

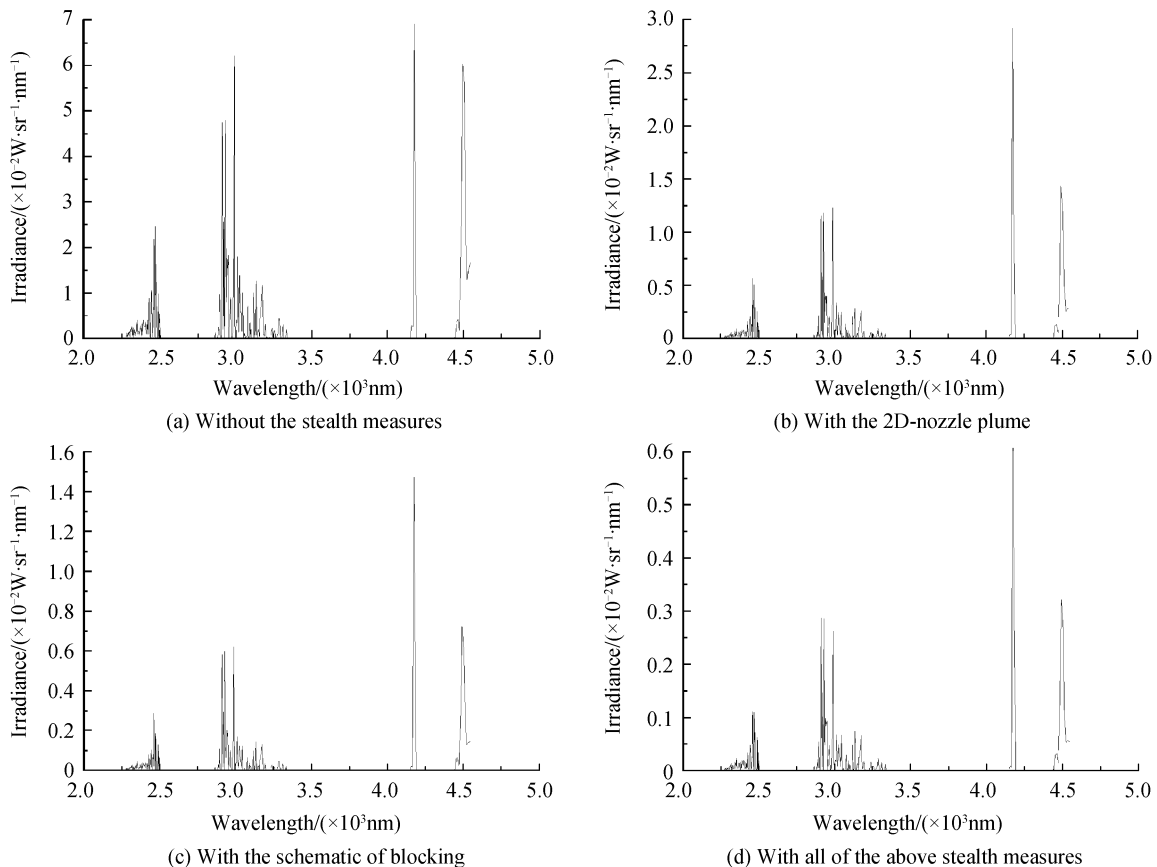


图3 2.7 μm 和 4.3 μm 附近考虑透过率时的尾焰辐射强度

Fig. 3 Spectrum radiation intensity of 2.7 μm and 4.3 μm

3.1 辐射能量量级分析

对计算结果进行积分分析:在 2~5 μm 波段内,没有添加隐身措施时飞机尾焰辐射强度为 6.034 W/sr;采用二元喷管后尾焰辐射强度为 1.465 W/sr;进一步考虑遮挡措施的尾焰辐射强度为 0.739 W/sr;添加多项隐身措施后其尾焰辐射

强度为 0.355 W/sr.以上三种方式的隐身措施添加后,尾焰辐射强度分别是没有添加隐身措施前的 24.3%、12.2%和 5.8%.这一结果与文献[15]中公开报道的数据类似.从中可以看出本文给出的隐身飞机尾焰红外辐射计算模型得到辐射总量是合理的.

3.2 辐射光谱位置分析

由于保密的原因,隐身飞机的光谱辐射数据很难获得,而公开发表的论文中又一般都做了特殊的数据处理.因此,为了验证本文模型的光谱正确性,本文采用喷灯燃烧航空煤油来模拟飞机尾焰的光谱辐射,尽管喷灯和飞机相差甚远,但是光谱数据在辐射峰的位置等趋势上应该是一致的.利用傅里叶光谱辐射计来测量喷灯燃烧航空煤油的辐射数据,测量结果如图4.

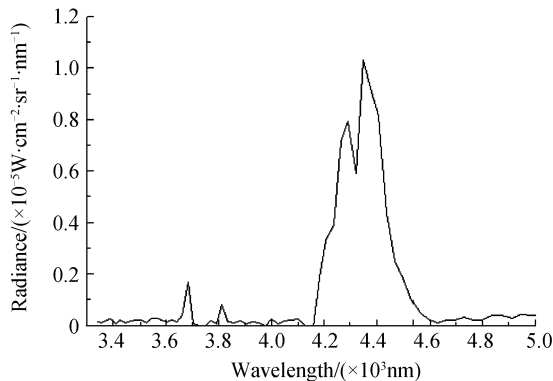


图4 实验测试结果
Fig.4 Result of the experiment

由于喷灯的燃烧较弱,实验只测试到了4.3 μm 附近的两个辐射峰.从这两个辐射峰可以看出,本文给出的计算模型得到辐射峰与测试结果得到辐射峰位置一致,光谱形状有很大的相似性.以上实验结果说明,本文给出的隐身飞机尾焰红外辐射计算模型,不仅在辐射总强度上,在光谱辐射上也能较好给出隐身飞机尾焰的红外辐射特性,可用于实际工程中的隐身飞机尾焰红外辐射特性的预测.

4 结论

本文针对隐身飞机尾焰红外辐射特性很难获取这一难题,提出一种新的隐身飞机尾焰红外辐射特性计算模型,该模型以普通飞机尾焰红外辐射特性计算模型为基础,进而对不同红外隐身措施进行建模,间接实现隐身飞机尾焰的红外辐射特性的计算.由于本文给出的算法是一种结合工程应用的等效算法,并不需要复杂的解算过程,因此,计算复杂度低,易于实现.将本文给出的模型应用于普通飞机和隐身飞机尾焰红外辐射特性的计算,实验结果表明本文给出的模型可以用于隐身飞机尾焰红外辐射特性计算.

参考文献

[1] BEIER K. Infrared radiation model for aircraft and re-entry vehicle[C]. *SPIE*, 1998, **972**: 363-374.
[2] LI Mo-rui, DONG Yan-bing, LIU Hao. System integration of airplanes infrared radiation model under PATRAN environment [J]. *Journal of Systems Engineering and*

Electronics, 1998, **20**(11): 65-67.

李墨瑞,董雁冰,刘浩. PATRAN 环境下飞机红外辐射模型系统集成的实现[J]. *系统工程与电子技术*, 1998, **20**(11): 65-67.

- [3] XU Nan-rong, QU Rong-zhen. Infrared signature of flight vehicles[J]. *Infrared and laser engineering*, 1999, **28**(1): 9-14.
徐南荣, 瞿荣贞. 飞行器的红外特性[J]. *红外与激光工程*, 1999, **28**(1): 9-14.
[4] ZHANG Hai-xing, ZHANG Jian-qi, YANG Wei, et al. Theoretical calculation of the IR radiation of an aeroplane[J]. *Journal of Xidian University*, 1997, **24**(1): 78-81.
张海兴, 张建奇, 杨威, 等. 飞机红外辐射的理论计算[J]. *西安电子科技大学学报*, 1997, **24**(1): 78-81.
[5] DONG Shi-kui, YU Jian-guo, LI Dong-hui, et al. Numerical modeling of infrared radiation properties of exhaust plume by the discrete ordinates method in body-fitted coordinates[J]. *University of Shanghai for Science and Technology*, 2003, **25**(2): 159-162.
董士奎, 于建国, 李东辉, 等. 贴体坐标系下离散坐标法计算尾喷焰辐射特性[J]. *上海理工大学学报*, 2003, **25**(2): 159-162.
[6] GAO Si-li, TANG Xin-yi. Building model of the plume released from the flying machine and simulation[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2007, **34**(8): 25-27.
高思莉, 汤心溢. 空中飞行目标尾焰红外辐射信号的建模与仿真[J]. *光电工程*, 2007, **34**(8): 25-27.
[7] WU Jian-feng, HE Guang-jun, ZHAO Yu-qin. The calculation for strength of infrared radiation in the opposite direction of the airplane [J]. *Journal of Air Force Engineering University*, 2006, **7**(6): 26-28.
吴剑锋, 何广军, 赵玉芹. 飞机尾向的红外辐射特性计算[J]. *空军工程大学学报*, 2006, **7**(6): 26-28.
[8] HUANG Feng, WANG Yue-feng, DONG Wei, et al. Study on infrared camouflage effect evaluation based on gray correlation[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2006, **35**(6): 928-931.
黄峰, 汪岳峰, 董伟, 等. 基于灰度相关的红外隐身效果评价方法研究[J]. *光子学报*, 2006, **35**(6): 928-931.
[9] FAN Wei, WANG Yi, RAO Rui-zhong. Wavelength band selection method for target detection considering surface reflectivity[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2006, **34**(5): 755-759.
范伟, 王毅, 饶瑞中. 根据表面反射特性进行目标探测的波段选择[J]. *光子学报*, 2006, **35**(5): 755-759.
[10] ZHANG Xiang, ZHANG Jian-qi, JIN Wei, et al. Improved method for retrieving remote sensing reflectance of ground targets from a spectral image[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2009, **38**(5): 1221-1225.
张翔, 张建奇, 靳薇, 等. 一种改进的光谱图像反演地表目标遥感反射率的方法[J]. *光子学报*, 2009, **38**(5): 1221-1225.
[11] ZHANG Wei, WANG Hong-yuan, WANG Zhi-le et al. Modeling method for visible scattering properties of space target[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2008, **37**(12): 2462-2467.
张伟, 汪洪源, 王治乐, 等. 空间目标可见光散射特性建模方法研究[J]. *光子学报*, 2008, **37**(12): 2462-2467.
[12] ZHANG Hai-xing, ZHANG Jian-qi, YANG Wei, et al. A theoretical calculation of the IR radiation of the 2D-nozzle plume[J]. *Journal of Xidian University*, 1998, **25**(1): 36-42.
张海兴, 张建奇, 杨威, 等. 二元喷管尾焰红外辐射的理论计算[J]. *西安电子科技大学学报*, 1998, **25**(1): 36-42.

- [13] TANG Zheng-fu, ZHANG Jing-zhou. Flow and mixing characteristics inside infrared suppressor utilizing nozzle ejection and rotor downwash [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2007, **39**(3): 288-292.
唐正府, 张靖周. 利用喷管引射和旋翼下洗的红外抑制器特性研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2007, **39**(3): 288-292.
- [14] 姚禄玖, 高钧麟, 肖凯涛, 等. 烟幕理论与测试技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [15] CONANT J A, LeCOMPTE M A. The infrared and electro-optical systems handbook: electro-optical systems design, analysis, and testing[C]. *SPIE*, 1994, 4: Chap 6.

Infrared Radiation Characteristics of the Stealth Aircraft

ZONG Jing-guo, ZHANG Jian-qi, LIU De-lian

(School of Technical Physics, Xidian University, Xi'an 710071, China)

Abstract: The infrared radiation characteristics of the plume of stealth aircraft are the key radiation resource for stealth aircraft detection. A new model was presented to calculate the infrared radiation of a stealth aircraft. Based on the model of the normal aircraft, the new model introduced the infrared radiation suppression module to describe the effect of infrared suppression technology. In order to test the feasibility of the model, for the lack of data, the new model was applied to calculate the infrared radiation of plume of the normal aircraft and stealth aircraft. The new model considered the impact of the 2D-nozzle plume, ejection, infrared obscure cloud and blocking on plume radiation of stealth aircraft. The calculation results show that plume radiation add stealth measures is the 5.8% of not added. Compared the calculation results with the reference results and tested spectrum data of the combustion of the aviation kerosene, it was found that the magnitude change in radiation energy is the same as the references, so the new model can be used for calculating infrared radiation of the plume of stealth aircraft.

Key words: Stealth aircraft; Infrared radiation characteristics; Plume; Spectra