

文章编号:1000-8055(2011)01-0048-06

加力式涡扇发动机非加力状态部件 红外辐射分析

黄 伟^{1,2}, 吉洪湖¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国人民解放军 徐州空军学院 航空四站系, 徐州 221000)

摘 要: 采用反向蒙特卡罗法计算分析了加力式涡扇发动机非加力状态各固体壁面的有效辐射强度(包括自身辐射强度和反射辐射强度)、燃气辐射强度以及总辐射强度特性,并对它们的分布规律进行了讨论分析.结果表明:在新计算分析的状态中,中心锥是探测角度小于 15° 时的主要红外辐射源,在尾向贡献了最大辐射强度的 65% 以上;在探测角小于 20° 的范围内,末级涡轮叶片和径向稳定器是次于中心锥的重要红外辐射源;喷管扩张段对整个后半球的红外辐射都有明显的贡献,尤其是探测角度大于 20° 以后;中心锥、末级涡轮叶片和径向稳定器等部件的反射辐射强度不足自身辐射强度的 10%.

关 键 词: 涡扇发动机; 加力燃烧室; 红外辐射; 自身辐射; 反射辐射; 反向蒙特卡罗

中图分类号: O343.3; V231.1

文献标识码: A

Analysis of components infrared radiation of afterburning turbofan engine under non-afterburning condition

HUANG Wei^{1,2}, JI Hong-hu¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Department of Aerial Four Stations, Xuzhou Air Force College,

The Chinese People's Liberation Army, Xuzhou 221000, China)

Abstract: The effective infrared radiation intensity (self-radiation intensity and reflected radiation intensity), gas radiation intensity and total radiation intensity of afterburning turbobfan engine under non-afterburning condition were calculated and analyzed using reverse Monte-Carlo method. The distributions of them were discussed and analyzed. The results show that, under the conditions given hereto, the cone is the strongest infrared radiation source, which contributes more than 65% to the maximum infrared radiation intensity; the turbine blade and radial flame holder are the second ones when the detective angle is less than 20° ; the divergent part of nozzle plays an important role to the spatial distribution of infrared radiation towards the aft-hemisphere, especially in the region with detective angle bigger than 20° ; the reflected radiation intensity of cone, turbine blade and radial are less than 10% of the self-radiation intensity.

Key words: turbobfan engine; afterburner; infrared radiation; self-radiation; reflected radiation; reverse Monte-Carlo

收稿日期:2009-11-23; 修订日期:2010-04-04

基金项目:国防基础研究

作者简介:黄伟(1983—),男,江苏淮安人,博士生,主要从事飞行器红外隐身技术研究.

随着红外探测技术的发展,作战飞机在敌方环境中必须有足够的隐身性能才能完成作战任务.红外探测系统探测飞机发射的红外辐射属于被动探测,与其他主动探测方式相比,这种探测方式具有更大的威胁^[1].发动机排气系统的红外辐射是飞机的主要中波红外辐射源,包含金属固体辐射和燃气辐射两部分^[2],了解其红外辐射特性以及热部件的辐射贡献对开展红外隐身工作,提高飞机的生存力具有重要意义.

金捷、朱谷君等^[3],额日其太、王强等^[4],吴剑锋、何广军等^[5],刘友宏、邵万仁等^[6],单勇、张靖周等^[7],邓洪伟、周胜田等^[8],ZHANG, WANG等^[9]从不同方面对发动机排气系统的红外辐射特征进行了研究,但文献大多针对发动机的总体辐射特征进行研究,很少有关于发动机各组成部件的辐射对总体辐射贡献的分析.加力燃烧室广泛用于军用发动机上,以增加单位迎面推力和推质比,本文计算分析了一种带加力燃烧室结构的典型涡扇发动机,在非加力状态下热部件的红外辐射特征,并分析了它们对总辐射特征的贡献,对红外辐射抑制措施的采用具有参考价值.

1 物理简化模型

带加力燃烧室结构的涡扇发动机排气系统简化模型如图1所示,它由外涵、末级涡轮叶片、中心锥、内外涵分界面、周向稳定器、径向稳定器、隔热屏和收扩喷管等部件组成,隔热屏被简化为一个未开孔的圆形筒体.主燃烧室产生的高温、高速燃气与外涵的冷空气混合后由喷管排出.

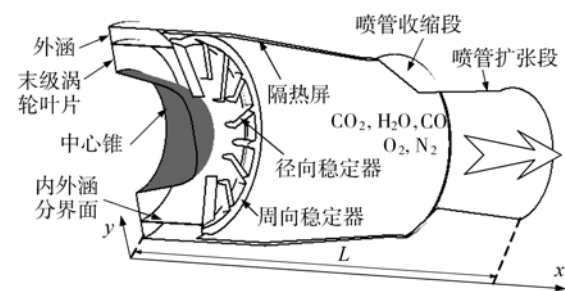


图1 加力涡扇发动机排气系统简化模型

Fig.1 Simplified model of turbofan engine exhaust system with afterburner structure

这些部件中,末级涡轮叶片、中心锥和径向稳定器的温度最高,可达上千开尔文,其红外辐射也最强;外涵、周向稳定器、隔热屏及喷管由于受到外涵冷气的影响,温度通常较低;内外涵分界面的

温度则介于两者之间.这些部件受高温燃气的影 响,表面通常都发生了重度氧化,假设各表面为漫灰辐射表面,其发射率为0.85.由主燃烧室产生的高温燃气主要含 CO_2 , H_2O , CO , O_2 和 N_2 五种组分,其中前三种组分是影响燃气辐射的主要成分.

2 计算方法

计算发动机整体及各部件的红外辐射特性时需要分两步进行:首先进行流场计算,得到喷流的温度、压力、组分质量分数以及空腔壁面温度的分布,然后再进行红外辐射强度计算,得到固体部件以及燃气的红外辐射特性.

2.1 流场计算方法和边界条件

采用商业软件 FLUENT 进行流场计算.计算时采用基于密度的隐式算法,流动方程的差分格式为三阶 MUSCL (monotone upstream-centered schemes for conservation laws) 格式,湍动能以及耗散率方程的差分格式为二阶迎风格式.湍流模型采用 SST (shear-stress transport) $k-\omega$ 模型,组分质量分数分布由组分传输模型计算,并使用离散坐标(DO)模型考虑对流、辐射的耦合换热对温度场计算结果的影响.

考虑到几何模型的周期性,选用1/8的排气系统腔体作为计算模型,设置计算域.计算域的外径取为 $15D_{\text{out}}$ (D_{out} 为喷管出口直径),轴向长度取为 $60D_{\text{out}}$.计算域周期面上的网格划分及局部放大图如图2所示,划分网格时对计算域进行了分块处理,流体网格均为六面体网格,壁面网格均为四边形网格,靠近喷管出口附近的网格进行了加密处理,远离喷管的网格间距逐渐加大.

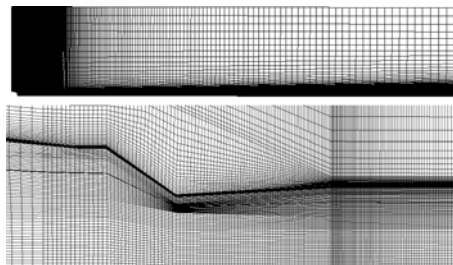


图2 计算域周期面网格及局部放大图

Fig.2 Grid of periodic plane of the computation domain and its local magnification

本文计算的发动机工作状态为地面试车状态,外流马赫数为0,喷管落压比约为4.流场计算时,内、外涵进口处的边界条件为质量流量进口;壁

面为无滑移壁面,除中心锥为绝热边界条件外其他壁面均采用流固耦合边界条件;温度场计算时给定进口总温。

2.2 红外辐射强度计算方法

本文采用反向蒙特卡罗(RMC)法^[10-11]计算发动机排气系统的红外辐射强度分布。

探测器与发动机排气系统的关系如图3所示,探测器位于发动机后方,探测器到发动机出口中心的连线长度为 R (R 大于30倍发动机特征尺寸),连线与发动机轴线之间的夹角 α 为探测角。

实际的排气系统向外空间发射无数的射线,但只有其中的一小部分可以到达红外探测器,因此在计算红外辐射强度时没有必要对所有的射线进行跟踪,只要跟踪那些到达探测器的射线就足够了。为此,在确定所跟踪的射线时,可以只选定那些由探测器发出并在排气系统所张的立体角内传播的射线。

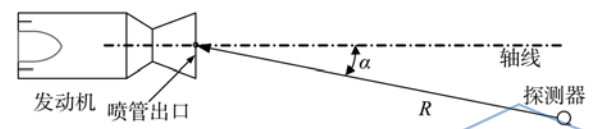


图3 探测器与发动机排气系统的关系

Fig. 3 Relation of detector and engine exhaust system

首先从探测器表面随机地发射出一束射线,该射线沿着前进方向逐段向前推进,在前进过程中判断是透过燃气还是被燃气吸收,是被壁面反射还是被壁面吸收。这些情况的判断原则可参考文献^[12]。如果射线被吸收,则停止跟踪,反之继续跟踪,直到被吸收或离开系统为止。在探测器视场内发射 N (足够大)条射线,判断每条射线的归属情况,采用以下的计算式计算目标的红外辐射强度(单位 W/sr):

$$I = \frac{\Omega_{fov} R^2 \Delta\lambda}{\pi N} \sum_{n=1}^N \sum_{m=1}^M E_b(T_{n,m}, \lambda_m) \quad (1)$$

式中 Ω_{fov} 为探测器视场立体角, R 为探测器距目标的距离, $\Delta\lambda$ 是波长离散间隔, N 为射线数, M 是波长离散数, E_b 为普朗克函数, T 是温度。

也可根据光线的归属是燃气还是壁面分别计算燃气辐射强度 I_{gas} 和固体壁面辐射强度 $I_{surface}$,再据此也可求出总的辐射强度,即

$$I = I_{gas} + I_{surface} = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{\lambda, gas} + \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{\lambda, surface} \quad (2)$$

进一步可根据归属于固体部件 i 的射线求出该部件的辐射强度 $I_{i, surface}$,则总的辐射强度可写为

$$I = I_{gas} + \sum_{i=1}^{N_{wall}} I_{i, surface} \quad (3)$$

式中 N_{wall} 为固体部件数。

对于任一固体部件的辐射强度,还可进一步分为自身辐射强度 $I_{i, s}$ 和反射辐射强度 $I_{i, f}$,这两部分之和即为部件的有效辐射强度 $I_{i, e}$,即

$$I_{i, e} = I_{i, s} + I_{i, r} \quad (4)$$

计算自身辐射和反射辐射特性的方法是:如果射线在第一次遇到壁面 i 时就被吸收,则该射线的辐射即为壁面 i 的自身辐射;如果射线在第一次遇到壁面 i 被反射,然后被燃气或壁面 j 吸收时,则该射线的辐射即为壁面 i 反射燃气或壁面 j 的辐射。

需要说明的是,本文的计算结果均为发动机本身的辐射特征,没有考虑远距离探测时大气吸收对红外辐射的衰减作用,所以计算结果中燃气辐射所占的比重明显高于考虑大气吸收之后的情况。

3 计算结果与分析

3.1 流场计算结果

图4~图6分别是周期面上喷管附近的无量纲等压力线图(p/p_{max})、等温线图(T/T_{max})和 CO_2 等质量分数线图(m/m_{max})。压力从喷管进口到喷流下游逐渐呈降低趋势,喷管出口处的压力略低于环境背压(约为0.241),在喷管出口以后继续进行压缩和膨胀流动,形成了一系列低压和高压区。温度分布存在明显的梯度,喷管内的气流温度明显高于喷管外,随着喷流的扩散,温度逐渐接近环境值。 CO_2 质量分数分布存在明显的核心区,一直延伸到喷管出口下游,在径向存在明显的梯度, H_2O 和 CO 的质量分数分布规律与 CO_2 基本一致,只是幅值不一样。

图7给出了末级涡轮叶片、中心锥、径向稳定器、内外涵分界面、隔热屏和喷管这几个部件表面温度沿发动机轴向距离 x/L 的分布,其中 L 是发动机从末级涡轮叶片到喷管出口的长度。由图可见:末级涡轮叶片的温度最高(在图中用一个点表示),隔热屏进口段温度最低。中心锥、内外涵分界面和喷管扩张段的温度分布比较均匀;径向稳定器、隔热屏和喷管收缩段的温度沿着轴线逐渐升高。

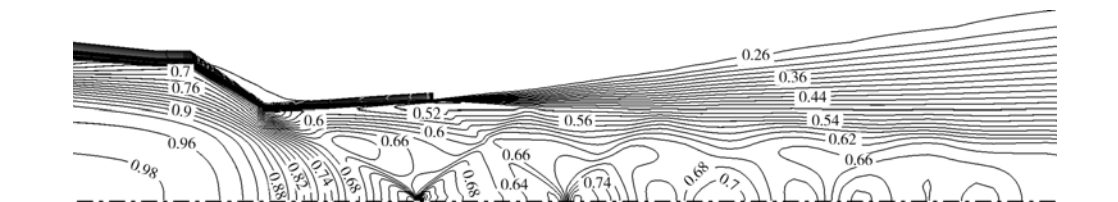
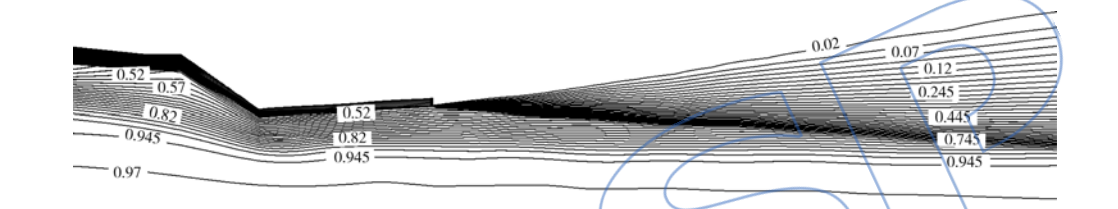
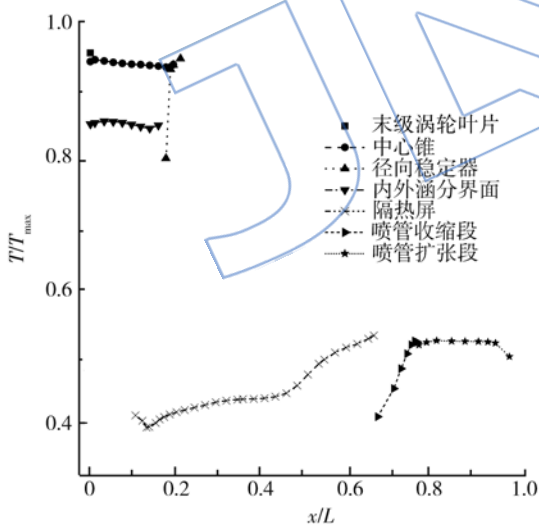
图 4 周期面上喷管附近的无量纲等压力线图($p/p_{\max}$)Fig. 4 Isolines of nondimensional static pressure on the periodic plane near nozzle ($p/p_{\max}$)图 5 周期面上喷管附近的无量纲等温线图($T/T_{\max}$)Fig. 5 Isolines of nondimensional static temperature on the periodic plane near nozzle ($T/T_{\max}$)图 6 周期面上喷管附近的无量纲 CO_2 等质量分数线图($m/m_{\max}$)Fig. 6 Isolines of nondimensional CO_2 mass concentration on the periodic plane near nozzle ($m/m_{\max}$)

图 7 部件沿发动机轴向的温度分布

Fig. 7 Axial temperature distribution of different engine components

3.2 红外辐射强度计算结果

3.2.1 发动机各部件投影面积计算

图 8 给出了发动机各部件投影面积分布,投影面积是指排气系统腔体内部各部件的实际面积在垂直于喷管出口中心与探测器表面中心的连线

上的投影.在 $\alpha=0^\circ$ 方向上,投影面积最大的部件是中心锥,其次是喷管扩张段、径向稳定器,由于喷管遮挡了内外涵分界面、隔热屏、末级涡轮叶片等部件,因此这些部件的投影面积为零.末级涡轮叶片、径向稳定器、内外涵分界面、隔热屏、喷管扩张段等部件的投影面积均随着探测角度的增加而先增加后降低,末级涡轮叶片的投影面积在 $\alpha=5^\circ$ 和 10° 处最大, $\alpha>20^\circ$ 以后为零,径向稳定器的投

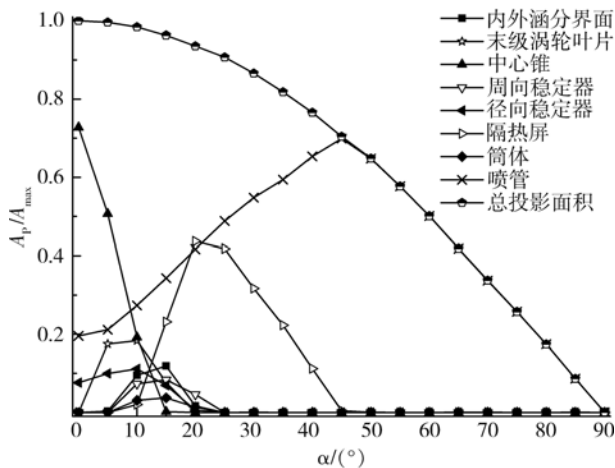


图 8 发动机各部件投影面积

Fig. 8 Projective area of each engine component

影面积在 $\alpha=10^\circ$ 处最大, $\alpha>20^\circ$ 以后为零, 内外涵分界面的投影面积在 $\alpha=15^\circ$ 处最大, $\alpha>20^\circ$ 以后为零, 隔热屏的投影面积在 $\alpha=20^\circ$ 处最大, $\alpha>50^\circ$ 以后为零, 喷管扩张段的投影面积 $\alpha=45^\circ$ 处最大, 中心锥的投影面积随着探测角度的增加而降低, $\alpha>20^\circ$ 以后为零。

3.2.2 发动机辐射特征计算及各部件贡献分析

图9给出了发动机排气系统辐射强度 I (单位是 W/sr) 的无量纲分布. 总辐射强度在 $\alpha=5^\circ$ 附近出现极大值, 然后随着角度的增加而迅速下降. 燃气辐射强度在整个后半球范围内的分布规律是: 随着 α 的增加先增加后降低, 最大值出现在 $\alpha=10^\circ$ 附近. 出现这种分布规律的原因是: 在 $\alpha\leq 10^\circ$ 的范围内, 可以探测到排气系统腔体内的高温燃气发出的辐射, 而喷管出口以后的喷流厚度随着角度的增加而逐渐下降, 其吸收作用也减小; 在 $\alpha>10^\circ$ 以后, 由于喷管腔体内的高温燃气逐渐不可见, 燃气辐射强度下降。

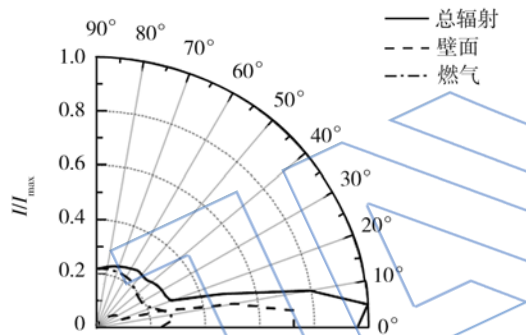


图9 目标的辐射强度分布

Fig.9 Radiation intensity distribution of the target

从壁面辐射强度与燃气辐射强度的贡献比例来看, $\alpha\leq 15^\circ$ 范围内, 以固体辐射为主; $\alpha>15^\circ$ 以后, 燃气辐射占主导地位, 并且随着 α 角度的增大燃气辐射的比例逐渐增加, 直至 $\alpha=90^\circ$ 时全为燃气辐射。

图10给出了喷管腔体中各主要部件的壁面辐射强度对总辐射强度的贡献. 由图可见, 末级涡轮叶片和中心锥是最强的红外辐射源, 径向稳定器次之, 但其影响范围主要在 $\alpha<20^\circ$ 的范围内, 这和它们的投影面积分布是一致的. 中心锥在 $\alpha=0^\circ$ 的辐射强度约为最大辐射强度的65%以上, 由于末级涡轮叶片不可见, 所以没有贡献. 末级涡轮叶片在 $\alpha=5^\circ$ 和 10° 的辐射贡献最大, 约为最大辐射强度的20%. 径向稳定器的辐射强度在 $\alpha<15^\circ$ 范围内约为最大辐射强度的5%. 内外涵分界面的最大辐射强度出现在 $\alpha=15^\circ$ 附近。

尽管喷管的投影面积和隔热屏的投影面积占总投影面积的份额很大, 但是由于这两个部件的温度相对较低, 使得它的辐射贡献整体较小, 但是它们的影响范围更广. 隔热屏的最大辐射强度在 $\alpha=30^\circ$ 附近, 喷管的最大辐射强度出现在 $\alpha=45^\circ$ 。

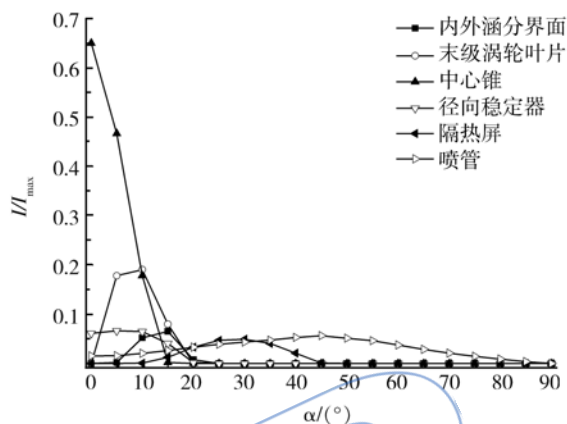


图10 各主要固体部件的有效辐射

Fig.10 Effective radiation of main solid components

3.2.3 各部件表面自身辐射与反射辐射比较

3.2.2 节讨论的固体壁面的辐射强度是它的有效辐射强度, 它包括自身辐射强度和反射辐射强度两部分, 前者是由其自身发射的辐射能量, 与其温度及发射率状况成正比, 后者是对外来入射辐射的反射引起的向外的辐射能量, 它与入射辐射以及反射率成正比。

图11和图12分别给出了各主要辐射部件的自身辐射强度和反射辐射强度的比较. 由图可见各部件的自身辐射强度都远大于反射辐射强度。

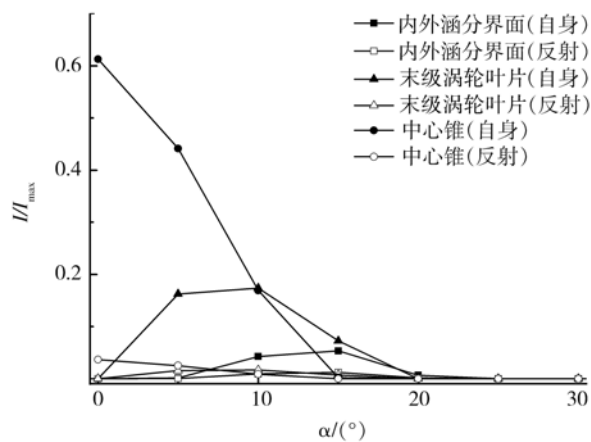


图11 内外涵分界面、末级涡轮叶片及中心锥壁面上的自身辐射强度与反射辐射强度

Fig.11 Self-radiation intensity and reflected radiation intensity of divided duct, turbine blade and cone

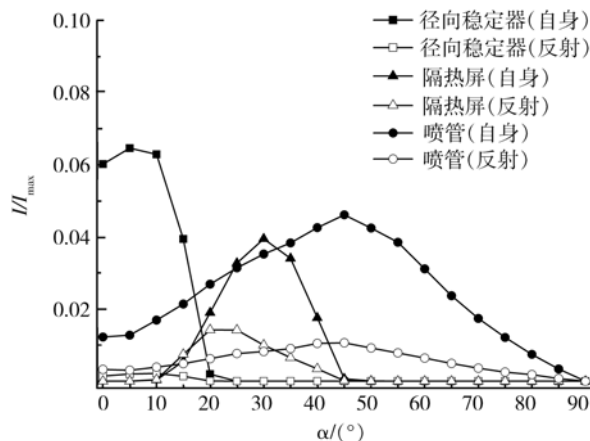


图12 径向稳定器、隔热屏及喷管壁面上的自身辐射强度与反射辐射强度

Fig. 12 Self-radiation intensity and reflected radiation intensity of flame holder, nozzle and heat shield

内外涵分界面、末级涡轮叶片、中心锥、径向稳定器、隔热屏和喷管的反射辐射强度分别约为自身辐射强度的25%, 10%, 6%, 4%, 27%和22%。

4 结 论

1) 对于加力式涡扇发动机排气系统而言,中心锥是探测角度小于 15° 时的主要红外辐射源,其在尾向的红外辐射强度约为最大辐射强度的65%以上。当探测角大于 15° 以后,该部件的红外辐射贡献不再明显。末级涡轮叶片和径向稳定器是次于中心锥的重要红外辐射源,但其主要辐射贡献范围仅限于尾向 20° 以内。

2) 喷管扩张段的红外辐射对整个后半球的红外辐射都有明显影响,尤其是探测角度大于 20° 以后。

3) 各部件的自身辐射强度远大于反射辐射强度,对末级涡轮叶片、中心锥和径向稳定器而言反射辐射强度不超过自身辐射强度的10%。

参考文献:

- [1] Rao G A, Mahulikar S P. Effect of atmospheric transmission and radiance of aircraft infrared signatures[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 1046-1054.
- [2] 《航空发动机手册》编委会. 航空发动机手册(第七分册)进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 276-277.
- [3] 金捷, 朱谷君, 徐南荣, 等. 发动机高速排气系统红外辐射特性的数值计算和分析[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 582-585.

JIN Jie, ZHU Gujun, XU Nanrong, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics for aeroengine high-speed exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 582-585. (in Chinese)

- [4] 额日其太, 王强, 陈渭鹏. 两种涡扇发动机排气系统红外辐射特性的比较[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 334-336.
Eriqitai, WANG Qiang, CHEN Weipeng. Comparative investigation of the infrared characteristics for two exhaust systems of a turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 334-336. (in Chinese)
- [5] 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(自然科学版), 2006, 7(6): 26-28.
WU Jianfeng, HE Guangjun, ZHAO Yuqin. The calculation for strength of infrared radiation in the opposite direction of the airplane[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2006, 7(6): 26-28. (in Chinese)
- [6] 刘友宏, 邵万仁, 张锦绣. 发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 591-597.
LIU Youhong, SHAO Wanren, ZHANG Jinxiu. Numerical simulation of flow field and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 591-597. (in Chinese)
- [7] 单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 某型涡扇排气系统缩比模型红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2228-2234.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experiments on infrared radiation characteristics of exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2228-2234. (in Chinese)
- [8] 邓洪伟, 周胜田, 邵万仁, 等. 航空发动机排气系统红外辐射特征数值计算研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(1): 26-29.
DENG Hongwei, ZHOU Shengtian, SHAO Wanren, et al. Numerical calculation of infrared characteristics for aero-engine exhaust system[J]. Aeroengine, 2009, 35(1): 26-29. (in Chinese)
- [9] ZHANG Jiandong, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. Computation of an exhaust system flow field and infrared radiation[R]. AIAA 2009-4904, 2009.
- [10] Everson J. Development and application of a reverse Monte Carlo radiative transfer code for rocket plume base heating[R]. AIAA 93-0138, 1993.
- [11] Modest M F. Radiative heat transfer[M]. 2nd ed. San Diego: Academic Press, 2003.
- [12] 谈和平, 夏新林, 刘林华, 等. 红外辐射特性与传输的数值计算——计算热辐射学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006.