

文章编号: 1000-8055(2007)10-1609-08

非加力涡轮发动机排气系统 红外辐射强度的数值计算

罗明东, 吉洪湖, 黄 伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究了非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度的数值计算方法. 计算中考虑了固体壁面的发射与反射, 以及燃气中水蒸气、二氧化碳和一氧化碳的吸收与发射. 应用该方法计算了某涡扇发动机排气系统缩比模型的红外辐射强度, 并且与实验结果进行了比较. 结果表明, 该方法能够比较精确地计算非加力涡轮发动机排气系统在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段的红外辐射强度, 具有工程实用性.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 红外辐射; 排气系统; 涡轮发动机

中图分类号: O434. 11; V231. 3

文献标识码: A

Numerical evaluation on infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning

LUO Ming-dong, JI Hong-hu, HUANG Wei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The numerical calculation method of infrared radiant intensity of exhaust system of turbine engine without afterburning was studied. Due consideration was given to emission and reflection of solid wall, absorption and emission of water vapor, carbon dioxide and carbon monoxide in the gas. This method was used to calculate the infrared radiant intensity of a scaled model of turbofan exhaust system, and compare with the experimental results. These results show that, this method could help you calculate accurately the infrared radiant intensity of turbine engine at waveband of $3\sim 5\ \mu\text{m}$, showing an engineering practicability.

Key words: aerospace propulsion system; infrared radiant; exhaust system; turbine engine

发动机排气系统的红外辐射是飞机在巡航状态下的主要辐射源, 主要集中在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 波段, 并且是红外探测器的主要探测目标. 为了发展飞机红外隐身技术, 国内外都围绕发动机排气系统的红外辐射展开了大量研究. 数值计算是研究发动机排气系统红外辐射特性的基本方法之一, 具有周期短、耗费低等优点, 并且随着计算机技术的

迅速发展, 日益引起科研人员的重视. 排气系统红外辐射特性的数值计算是一项综合性数值分析工作, 主要包括以下几个方面: 喷管内外流场的计算、固体表面温度场的计算、气体介质辐射特性的计算、大气透过率的计算和辐射传热计算.

国外对发动机排气系统红外辐射特性的数值计算研究比较成熟, 已经开发出 TEIRSP^[1],

收稿日期: 2006-09-14; 修订日期: 2007-01-18

作者简介: 罗明东, (1977-), 男, 四川双流人, 博士, 主要从事飞行器红外隐身技术研究.

SCOPIO-N^[2], NIRA TAM^[3]和 SMIR^[4]等能够计算发动机排气系统红外辐射特性的软件,并且从红外辐射强度的光谱分布和空间分布两个方面对这些软件进行了校核.国内的数值计算研究在上世纪90年代中期开始,并且取得了一定的研究成果.徐南荣等^[5]研究了发动机尾喷流和热空腔的红外辐射强度计算方法,金捷等^[6]计算了涡喷发动机排气系统红外辐射特性,张小英等^[7]计算了矢量喷管的红外辐射特性.但是国内目前的研究成果缺乏有效的实验校核,尚不能有力地对发动机排气系统的红外隐身设计提供技术支持.

喷管内外流场的计算、固体表面温度场的计算、气体介质辐射特性的计算和大气透过率的计算都有现成的商业软件或数据库可循,因此发动机排气系统红外辐射强度数值计算的重点是如何在这些参数已知的条件下通过辐射传热计算得到排气系统的红外强度.本文介绍了非加力涡轮发动机排气系统红外辐射的物理模型,发展了一套非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度数值计算方法,计算了某非加力涡扇发动机排气系统缩比模型的红外辐射强度,并且与实验结果进行了比较.结果表明,采用本文的方法能够比较精确地计算得到非加力涡轮发动机排气系统在3~5μm波段的红外辐射强度(包括辐射强度和光谱辐射强度),此方法具有工程实用性.

1 物理模型

发动机排气系统的红外辐射包括喷管内外燃气流和喷管内固体壁面的红外辐射.

在非加力状态下,发动机排气系统红外辐射强度的数值计算是一个牵涉到非均匀介质吸收、发射和固体壁面的发射、反射的物理问题.燃气的吸收、发射具有容积参与性和光谱选择性,其红外辐射主要取决于燃气内CO₂, H₂O, CO等成分的温度、压力、组份浓度等参数.喷管内壁面的红外辐射除了取决于表面的黑度和温度分布以外还取决于入射辐射的大小,包括燃气和其它固体壁面的红外辐射.燃气和固体壁面的红外辐射相互影响,燃气的发射能够增加固体壁面的入射辐射,燃气的吸收则会降低固体壁面的入射辐射以及它在部分方向的红外辐射;固体壁面能够在部分方向通过遮挡来降低燃气及自身的红外辐射.

2 基本方程

发动机排气系统红外辐射强度计算的基本方

程主要包括参与性介质内辐射亮度传输方程、辐射照度计算方程、辐射边界条件方程和辐射强度计算方程.

2.1 参与性介质内辐射亮度传输方程^[5,8]

辐射亮度为单位时间在单位立体角内通过单位面积的辐射能量,单位为W/(sr·cm²),光谱辐射亮度的单位为W/(sr·cm²·μm).不考虑散射时,在ω方向上,辐射亮度传输方程的具体形式为

$$L_{\lambda}(S, \omega) = L_{\lambda}(0) \tau_{\lambda}(0, S) + \int_0^S L_{\lambda}(T_s) \frac{\partial}{\partial S} \tau_{\lambda}(S, s) ds \quad (1)$$

公式的右边第一项为辐射线出发点的辐射贡献,右边第二项为沿程介质的辐射的贡献,其中: $\tau_{\lambda}(0, S)$ 为厚度为S的介质的透过率, $L_{\lambda}(0)$ 为辐射线出发点的光谱辐射亮度, $L_{\lambda}(\cdot)$ 为给定温度的黑体的光谱辐射亮度, T_s 为辐射线上点S对应的燃气的温度.

2.2 辐射照度计算方程

辐射照度为单位面积在单位时间内接收到的辐射能量,单位为W/cm²,光谱辐射照度的单位为W/(cm²·μm).辐射照度计算方程描述了辐射亮度和辐射照度之间的转换关系,其光谱形式为

$$H_{\lambda} = \int L_{\lambda}(S, \omega) \cos \beta d\omega \quad (2)$$

2.3 辐射边界条件方程

辐射边界条件与导热和对流的边界条件不同,它与界面的辐射性质有关,并且由于吸收、发射和散射的远程性,辐射边界条件中常含有远程项.如对于灰体界面(发动机喷管内壁面和飞行器蒙皮表面可近似为这一类表面),辐射边界条件可写为

$$L_{\lambda m}(0) = \varepsilon_m L_{\lambda b}(T_m) + \frac{1 - \varepsilon_m}{\pi} H_{\lambda m}^0 \quad (3)$$

其中,右边第一项为壁面m的自身辐射的光谱辐射亮度,第二项为壁面m对入射辐射的反射形成的光谱辐射亮度.

2.4 辐射强度计算方程^[5]

辐射强度是一个描述点源辐射特性的物理量,其定义为辐射源在单位时间内向单位立体角发射的能量,单位为W/sr,光谱辐射强度的单位为W/(sr·μm).在α方向上,辐射强度计算方程为

$$L_{\lambda,a} = H_{\lambda,a}^R R^2 / \tau_{\lambda,\text{atm}} \quad (4)$$

式中 R 为探测距离,单位为 cm , $\tau_{\lambda,\text{atm}}$ 为探测点和辐射源之间大气的光谱透过率, $H_{\lambda,a}^R$ 为探测点处来自辐射源的照度。

3 计算方程的离散和求解

在发动机非加力状态下,不考虑散射性介质的影响,辐射线在燃气内沿直线传输,这就为利用离散传递法^[9]计算排气系统的红外辐射强度创造了条件。

离散传递法的实质是将微元面的入射辐射区域对应的立体角划分为很多个小立体角,从而将计算壁面或者探测点的入射辐射照度的三维空间积分问题转换为一维多层介质内辐射亮度传输问题。本文用离散传递法计算排气系统的红外辐射强度的过程中,需要对公式(1),(2),(3)进行离散和求解。

3.1 辐射亮度传输方程的离散和求解

按照图 1 进行在出发点和 S 之间的辐射线段的离散,可以得到公式(1)的离散形式如下

$$L_{\lambda}(S) = L_{\lambda}(0) \prod_{i=1}^n \tau_{\lambda}(i) + \sum_{i=1}^n L_{\lambda}(T_i) \cdot [1 - \tau_{\lambda}(1)] + \sum_{i=2}^n L_{\lambda}(T_i) \cdot [1 - \tau_{\lambda}(i)] \prod_{j=1}^{i-1} \tau_{\lambda}(j - 1) \quad (5)$$

公式中,当辐射线的出发点是固体壁面时, $L_{\lambda}(0)$ 等于对应的固体壁面的光谱辐射亮度;当辐射线的出发点是燃气时, $L_{\lambda}(0) = 0$; $\tau_{\lambda}(i)$ 是第 i 段介质的光谱透过率,计算公式如下:

$$\tau_{\lambda}(i) = \exp[-\alpha_{\lambda}(i) \Delta S] \quad (6)$$

公式中, $\alpha_{\lambda}(i)$ 是第 i 段介质吸收系数,它由介质的温度、压力、组分浓度等参数确定,本文在流场计算结果的基础上采用 Ludwig 等^[10]发表的数据库来计算,具体方法见文献[7]。

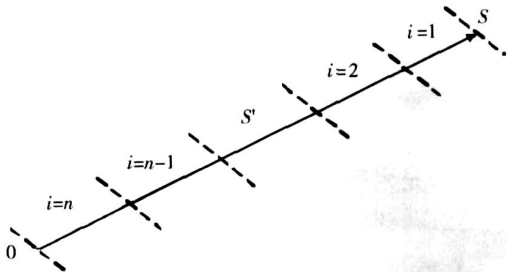


图 1 辐射线段的离散示意图

Fig. 1 Illustration of radiant line discretion

3.2 辐射照度计算方程的离散和求解

因为计算区域对喷管壁面上的微元面和探测点对应的微元面的立体张角不同,辐射照度计算方程的离散和求解具有两种不同的形式。

3.2.1 喷管壁面微元面的入射辐射照度的计算

考虑到喷管壁面属于排气系统的一部分,壁面的微元面对排气系统所张立体角的大小为 2π ,本文利用对壁面和射流边界的网格划分结果来离散排气系统对各个壁面微元面所张的立体角,这种通过对面网格的划分来离散空间立体角的方法可以称为间接离散。假设计算中共把壁面分为 M 个微元面,燃气流边界分为 N 个微元面,那么计算中就将立体角离散为 $M + N$ 份,并且微元面排列方式是先固体壁面微元面后燃气流边界微元面,如图 2 所示。

根据图 2 可以得到计算微元面 m 的入射辐射照度 $H_{\lambda,m}$ 时,对公式(2)的离散方式如下

$$H_{\lambda,m} = \int L_{\lambda}(m, \omega) \cos \beta_m d\omega = \sum_{i=1}^{M+N} L_{\lambda}(m, \omega_i) \cos \beta_i \Delta \Omega_i \quad (7)$$

其中, ω_k 表示微元面 k 的中心点出发到达微元面 m 的中心点的射线的方向; $L_{\lambda}(m, \omega_k)$ 表示 ω_k 方向入射到微元面 m 的中心点的辐射线的光谱辐射亮度; β_k 表示微元面 k 的中心点和微元面 m 的中心点形成的直线与微元面 m 的法线 S_m 的夹角; $\Delta \Omega_k$ 表示微元面 m 向微元面 k 所张的立体角。

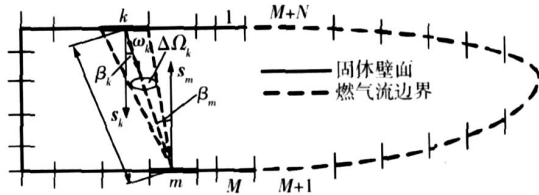


图 2 计算区域边界的网格划分示意图

Fig. 2 Illustration of grid generation on the boundary of compute zone

根据微元面之间角系数的定义得到

$$F_{m \rightarrow k} = \frac{\cos \beta_k \cos \beta_m}{\pi S_k^2} A_k \quad (8)$$

根据微元立体角的定义

$$\Delta \Omega_k = \frac{\cos \beta_k A_k}{S_k^2} \quad (9)$$

将公式(8)和(9)代入公式(7)得到

$$H_{\lambda,m} = \sum_{i=1}^{M+N} L_{\lambda}(m, \omega_i) \pi F_{m \rightarrow i} \quad (10)$$

按照图1进行辐射线的离散,并结合公式(5)对公式(10)进一步离散得到

$$H_{\lambda,m} = \sum_{k=1}^{M+N} \pi F_{m \rightarrow k} \left(L_{\lambda}(0) \prod_{i=1}^n \tau_{\lambda}(i) + \sum_{i=1}^1 L_{\lambda_b}(T_i) [1 - \tau_{\lambda}(1)] + \sum_{i=2}^n L_{\lambda_b}(T_i) [1 - \tau_{\lambda}(i)] \prod_{j=1}^{i-1} \tau_{\lambda}(j-1) \right) \quad (11)$$

公式中, $k \leq M$ 时, $L_{\lambda}(0) = L_{\lambda,k}(0)$, $k > M$ 时, $L_{\lambda}(0) = 0$, 其中 $L_{\lambda,k}(0)$ 为微元面 k 发出的辐射线的光谱辐射亮度, 包括其自身辐射和对入射辐射的反射两部分。

3.2.2 探测点对应的单元面的入射辐射照度的计算

考虑到探测点和排气系统的几何距离较远, 探测点对排气系统所张的立体角远小于 2π 。为了确保计算精度, 对该立体角的离散采用直接离散的方式进行, 具体过程是首先预估计算区域对探测点的立体张角 Ω , 包括天顶角 θ 和方向角 ϕ 的上限和下限, 然后通过 θ 和 ϕ 的离散实现对 Ω 的离散。 θ 是射线和 Z 轴正向的夹角, ϕ 是射线在 XY 平面内的投影和 X 轴正向的夹角, 如图3所示。立体角的划分如图4所示。

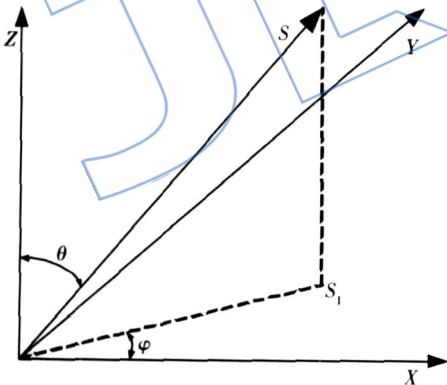


图3 天顶角和方向角的定义

Fig. 3 Definition of zenith angle and azimuth angle

通过前面的介绍可以看出, 计算排气系统对探测点的入射辐射照度 $H_{\lambda,a}^R$ 时, 假设将排气系统对应的立体角的天顶角和方向角分别离散为 K_θ 份、 K_ϕ 份, 即把它离散为了 $K_\theta \times K_\phi$ 个微元立体角, 从而得到公式(2)的离散形式如下:

$$H_{\lambda,a}^R = \sum_{l_1=1}^{K_\theta} \sum_{l_2=1}^{K_\phi} L_{\lambda}(R, \omega) \cos \beta \Delta \Omega \quad (12)$$

公式中, $(l = (l_1 - 1) K_\theta + l_2)$, ω 代表第 l 个微元

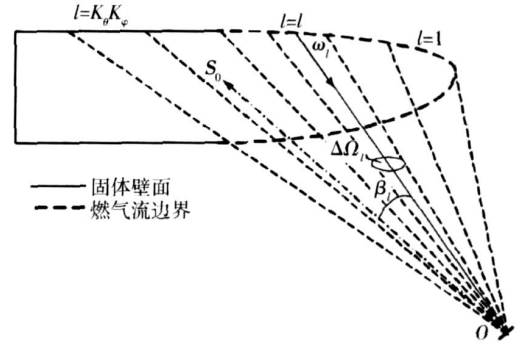


图4 探测点的入射立体角离散示意图

Fig. 4 Illustration of solid angle discretion of measuring point

立体角的中心线方向, $L_{\lambda}(R, \omega)$ 表示 ω 方向入射到探测点的辐射线的光谱辐射亮度; β 表示 ω 和和探测点所在的微元面的法线 S_0 的夹角; $\Delta \Omega$ 表示第 l 个微元立体角的大小。

仅考虑燃气和固体壁面的热辐射, 按照图1进行辐射线的离散, 并将公式(5)代入公式(12)得到

$$H_{\lambda,a}^R = \sum_{j_1=1}^{K_\theta} \sum_{j_2=1}^{K_\phi} \cos \beta \Delta \Omega \tau_{\lambda,atm} \left\{ L_{\lambda}(0) \prod_{i=1}^n \tau_{\lambda}(i) + \sum_{i=1}^1 L_{\lambda_b}(T_i) [1 - \tau_{\lambda}(1)] + \sum_{i=2}^n L_{\lambda_b}(T_i) [1 - \tau_{\lambda}(i)] \prod_{j=1}^{i-1} \tau_{\lambda}(j-1) \right\} \quad (13)$$

公式中, 假设图4中编号为 l 的微元立体角的辐射线的出发点对应的面网格编号为 k , 那么, 当 $k \leq M$ 时, $L_{\lambda}(0) = L_{\lambda,k}(0)$, 当 $k > M$ 时, $L_{\lambda}(0) = 0$, 其中 $L_{\lambda,k}(0)$ 为微元面 k 发出的辐射线的光谱辐射亮度, 包括其自身辐射和对入射辐射的反射两部分。

3.3 辐射边界条件方程的求解

将公式(11)带入公式(3), 并且简单变形得到

$$L_{\lambda,m}(0) = \varepsilon_m L_{\lambda}(T_m) + \frac{1 - \varepsilon_m}{\pi} \sum_{k=1}^{M+N} \pi F_{k \rightarrow m} \left\{ \sum_{i=1}^1 L_{\lambda_b}(T_i) [1 - \tau_{\lambda}(1)] + \sum_{i=2}^n L_{\lambda_b}(T_i) [1 - \tau_{\lambda}(i)] \prod_{j=1}^{i-1} \tau_{\lambda}(j-1) \right\} + \frac{1 - \varepsilon_m}{\pi} \sum_{k=1}^M L_{\lambda,k}(0) \pi F_{k \rightarrow m} \left[\prod_{i=1}^n \tau_{\lambda}(i) \right] \quad (14)$$

公式(14)是一个关于 $L_{\lambda,m}$ 的线性方程组, 可以用雅科比法^[11]来迭代求解。

4 计算方法的验证

为了验证本文的数值计算方法的可靠性, 计算了图5所示涡扇发动机排气系统缩比模型^[12]

在各个观测方向的光谱辐射强度和辐射强度,比较了计算结果和实验结果,分析了误差产生的原因.为了便于和实验测量结果进行比较,计算得到的光谱辐射强度和辐射强度都是考虑大气吸收后的结果.

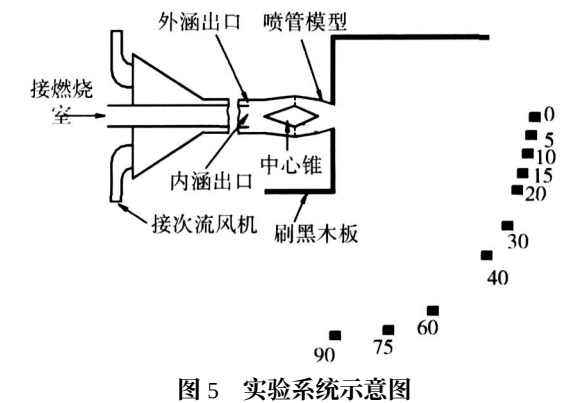


图 5 实验系统示意图

4.1 算例说明

4.1.1 流场计算的设置

由于轴对称喷管的对称性,本节只选取几何模型的 1/4 作为流场计算区域.计算区域的具体选取如图 6 所示,它包括喷管域和燃气射流域.喷管域从图 5 所示的内涵和外涵通道的出口开始,一直延伸到喷管出口.燃气射流域从喷管进口所对应的截面开始,在喷管下游的部分是一个 1/4 圆柱体,该圆柱体的直径等于 10D、高等于 15D, D 为喷管出口的直径.

流场计算中边界的选取如图 6 所示.流场计算是针对轴对称喷管地面实验时的状态进行的,流场计算的边界条件也根据此状态确定,各边界的具体位置如图 6 所示.外流场边界的进口(inlet)和出口(outlet)均设置为压力远场边界,给定压力 101 325 Pa、温度 300 K、喷管轴线方向的气流速度为零.外涵通道出口(inlet1)和内涵通道出口(inlet2)都设置为压力出口边界条件,给定的总温、总压都是文献[12]的测量结果,同时假设内涵通道出口 CO₂、H₂O 和 CO 等气体组分的摩尔浓度分别是 5%、5%和 0.1%.

因为到轴对称喷管的型面简单,计算中采用的是结构化网格.喷管内区域、轴线附近射流区域、外流场区域的网格较为密集,在喷口下游,网格随着和外流场边界出口距离的减小而逐渐变得稀疏,经过网格独立实验以后,发现整个计算区域的网格在 40 万左右以后,计算结果不随网格的增加发生明显变化.图 7 给出了对称面上的网格划

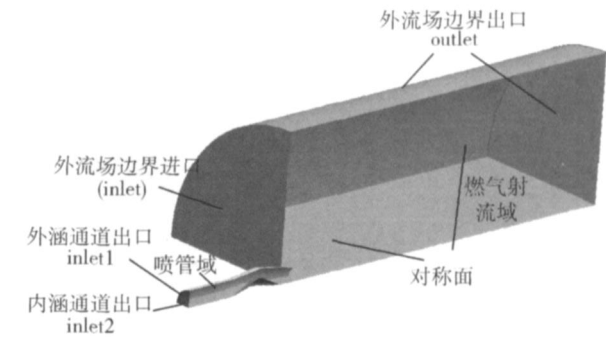


图 6 流场计算区域的示意图

Fig.6 Illustration of CFD zone

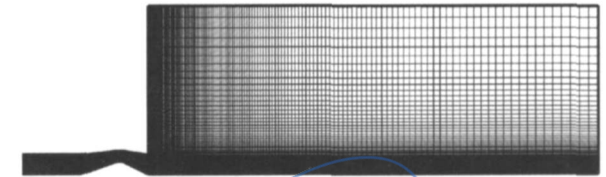


图 7 对称面上的网格划分的示意图

Fig.7 Illustration of grid generation on the symmetry face

分结果.

流场计算中采用 RNG $k-\epsilon$ 模型进行紊流模拟,在近壁区采用标准壁面函数法进行处理.流动方程、紊流动能 k 及其耗散率 ϵ 均采用二阶迎风差分格式进行离散,各方程耦合隐式求解并实施亚松弛.收敛的判断标准是各项相对残差小于 1×10^{-4} [13].

4.1.2 红外计算

本节所选取的红外辐射特性计算区域如图 8 所示(网格划分如图 9),它包括喷管域和燃气射流域.喷管域包括喷管内壁面、中心锥、射流进口截面和喷管内射流,其中射流进口截面是中心锥最大截面所对应的圆环面.燃气射流域的外形是一个圆柱体,它的半径等于 2D,高等于 10D,完全包括流场计算结果中射流温度明显大于环境温度 20 K 以上的区域或者射流内 CO₂、H₂O 和 CO 含量明显大于 0 的区域.

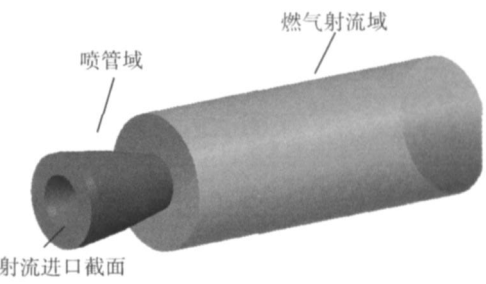


图 8 红外计算区域的示意图

Fig.8 Illustration of IR compute zone

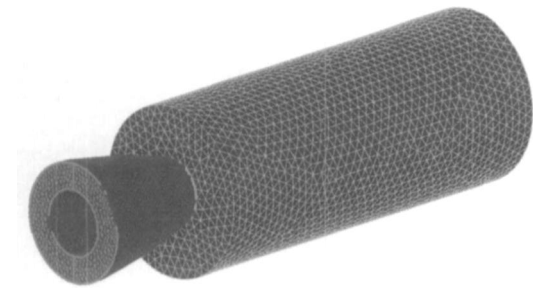


图 9 红外计算区域边界的网格划分示意图
Fig. 9 Illustration of grid generation on the boundary of IR compute zone

固体壁面的参数都是实验中的测量结果, 喷管内壁面温度为 350 K、黑度为 0.3; 中心锥表面温度为 650 K、黑度为 0.65^[12]. 红外计算过程中把射流进口截面作为各向异性辐射的固体壁面, 它的辐射只包括自身辐射, 当它向中心锥表面或 $\alpha=0^\circ$ 方向热辐射的时候, 其黑度和温度都和喷管内壁面相同; 当它向喷管内壁面或者 $\alpha \geq 5^\circ$ 方向热辐射的时候, 其黑度和温度都和中心锥表面相同.

4.2 计算结果与实验结果的比较

4.2.1 光谱辐射强度分布的比较

由于篇幅有限, 本文仅在图 10 所示的几个典型方向进行了计算结果和实验结果的比较. 图中横坐标是波长, 纵坐标为光谱辐射强度, 实线表示实验测量得到的排气系统的光谱辐射强度, 虚线表示计算得到的排气系统的光谱辐射强度.

从图 10 可以看出, 在各个方向、各个波段计算结果与实验结果的总体波形一致, 但是在具体数值上存在一定程度的差异. 在 $3.0 \sim 4.15 \mu\text{m}$ 波段, 计算结果在 $\alpha=0^\circ, \alpha=20^\circ$ 和 $\alpha=90^\circ$ 方向略大于实验结果, 而在 $\alpha=60^\circ$ 方向计算结果略小于实验结果; 在 $4.15 \sim 4.23 \mu\text{m}$ 波段计算结果略大于实验结果, 并且随着 α 的增加更加明显; 在 $4.23 \sim 4.5 \mu\text{m}$ 波段, 在 $\alpha=0^\circ, \alpha=90^\circ$ 方向计算结果略大于实验结果, 而在 $\alpha=20^\circ, \alpha=60^\circ$ 方向计算结果略小于实验结果; 在 $4.5 \sim 5.0 \mu\text{m}$ 波段, 在 $\alpha=0^\circ, \alpha=20^\circ$ 方向计算结果大于实验结果, 在 $\alpha=60^\circ, \alpha=90^\circ$ 方向计算结果略小于实验结果.

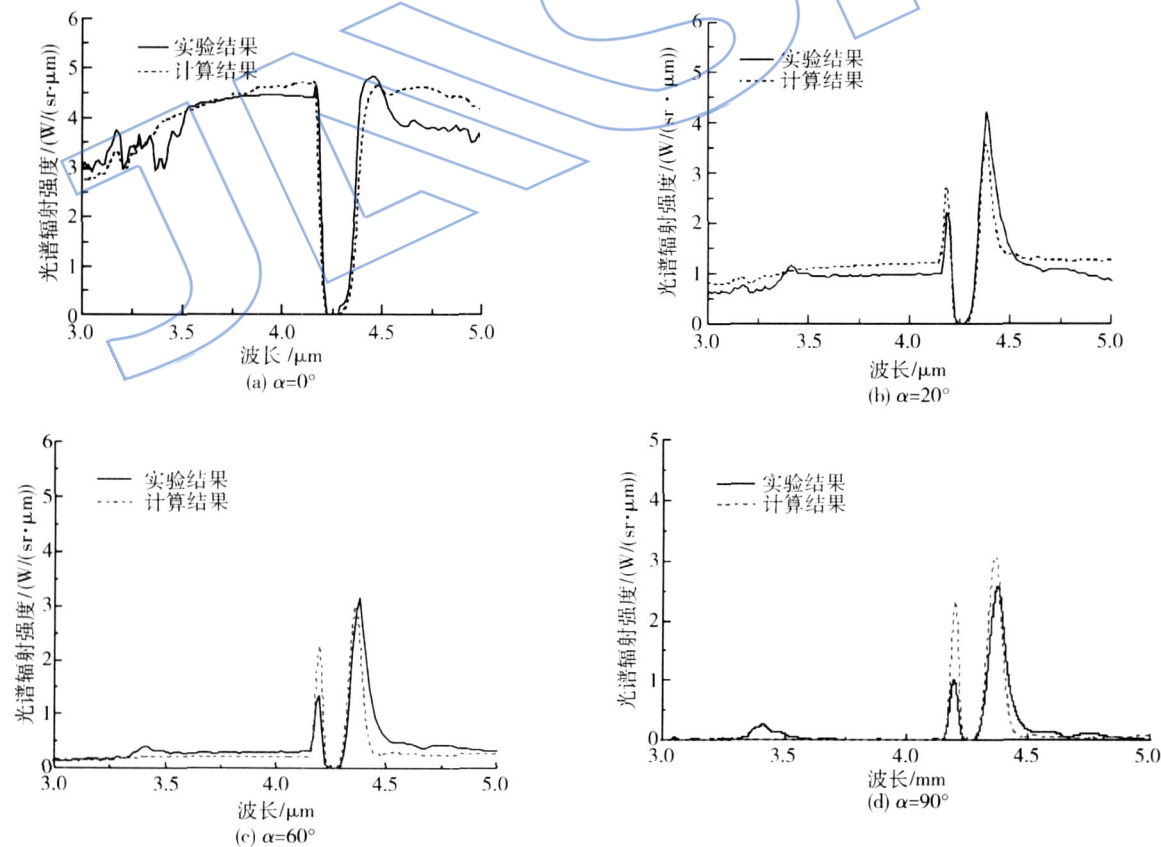


图 10 排气系统的光谱辐射强度

Fig. 10 Spectral radiant intensity of the exhaust system

计算结果与实验结果之间存在差异的主要原因如下: (1) 流场的温度、压力、组分浓度等参数是

用 FLUENT 计算得到, 并没有经过严格的实验校核; (2) 红外计算中假设流场仅有 $\text{CO}_2, \text{H}_2\text{O}$ 和

CO 参与了辐射换热,实际上流场内还存在燃烧产生的固、液体颗粒以及其它气体,计算中未考虑这些成分的辐射换热,实际上它们却参与了红外辐射的吸收、发射及散射;(3) 计算中假设固体壁面是灰体,实际上喷管壁面的发射及反射都不一定遵从灰体辐射定律;(4) Ludwig 等^[10]发表的报告中的数据 and 实际结果存在一定的误差,比如说北约的 NIRA TAM 软件就在后期版本中对 CO₂, H₂O 和 CO 的光谱吸收系数重新进行了计算就是一个明证^[14];(5) 实验测试过程中存在一定的误差;(6) 对计算区域的射流进口截面的处理存在一定的误差。

4.2.2 积分辐射强度分布

图 11 给出了排气系统辐射强度计算结果与实验结果的比较,图中大圆点表示实验结果,小圆点表示计算结果。

表 1 给出了不同空间方位角处红外辐射计算值、实测值及其相对误差。表中的相对误差的计算方法如下:

相对误差 = | 计算值 - 实测值 | / 实测值 (15)

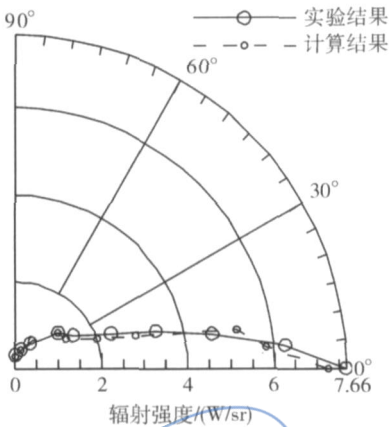


图 11 排气系统的辐射强度
Fig. 11 Radiant intensity of the exhaust system

表 1 不同空间方位角处辐射强度的计算值、实测值及其相对误差

方位角 / (°)	0	5	10	15	20	30	40	60	75	90
计算值/ (W/ sr)	7.66	6.27	4.62	3.36	2.35	1.53	1.28	0.68	0.46	0.32
实测值/ (W/ sr)	7.26	5.83	5.19	2.88	2.01	1.35	1.27	0.76	0.44	0.29
相对误差/ %	5.55	7.55	11.00	16.67	16.9	13.33	0.79	10.53	4.55	10.34

从图 11 及表 1 可以看出,计算结果与实测结果的空间分布基本一致,都与典型涡喷发动机排气系统的“梨”形分布^[6]有很大区别:排气系统的辐射强度的最大值出现在 $\alpha=0^\circ$ 方向,之后随着 α 的增加而降低,在 $\alpha=90^\circ$ 方向的辐射强度是 $\alpha=0^\circ$ 方向的 1/20 左右;计算结果与实测结果的最大误差不超过 20%。这说明本文所发展的计算方法是合理的、有效的,可以反映非加力涡扇发动机排气系统红外辐射强度的基本分布规律,并且计算精度满足工程设计的需要。

5 结 论

(1) 本文发展了一套非加力涡轮发动机排气系统红外辐射强度数值计算方法,该方法反应了固体壁面的辐射特性、燃气的辐射特性以及它们之间的相互影响,从而真实反应了非加力涡轮发动机排气系统红外辐射的物理模型。

(2) 实验结果和计算结果的差别不仅由红外计算的误差产生,还牵涉到流场计算、介质吸收系数计算、壁面情况以及实验的精度等因素,因此在

排气系统红外辐射特性数值计算的后期发展中,需要从多个环节展开深入研究以提高计算的精度。

(3) 本文所开发的非加力涡轮发动机排气系统红外辐射特性计算方法在地面缩比模型条件下,红外辐射强度的计算结果与实测结果光谱分布和空间分布基本一致,空间辐射强度误差不大于 20%,因此具有工程实用性。

参考文献:

[1] Segalman I, Semerjian H. Turbine engine infrared signature program[R]. AD- A028659, AFAPL- TR- 76- 38.

[2] Varney G E. Infrared signature measurement techniques and simulation methods for aircraft survivability [R]. AIAA- 79- 1186.

[3] Noah M, Kristl J, Schroeder J, et al. NIRA TAM- NATO infrared air target model[C] // SPIE, Vol 1479: 275- 282.

[4] Jim C, Denny B, Karen K, et al. F/ A- 22 IR signature flight Test model validation [J]. Aircraft Survivability, 2003, Fall: 9- 12.

[5] 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.
- [6] 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.
- [7] 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,2005,19(5):367-369.
- ZHANG Xiaoying, WANG Xianwei. Numerical research of infrared characteristics of axial-symmetrical vectored nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (5):366-369.
- [8] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer [M]. 3rd. Hemisphere, Washington D C: 1992.
- [9] Coelho P J, Carvalho M G. A conservative formulation of the discrete transfer method[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1997, 119:118-128.
- [10] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080,1973.
- [11] 沈永欢,梁在中,许履珊,等.实用数学手册[M].北京:科学出版社,北京,2003.
- [12] 罗明东,吉洪湖,黄伟,等.无加力高涵道比涡扇发动机二元喷管的红外辐射特性实验研究[J].航空动力学报,2006,21(4):631-636.
- LUO Mingdong, JI Honghu, HUANG Wei, et al. An experiment investigation on infrared radiation characteristics of 2D nozzles without afterburning[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21 (4):631-636.
- [13] 张勃.大宽高比矩形喷管的射流掺混与红外抑制特性研究[D].南京:南京航空航天大学,2005.
- [14] Nelson E L, Mahan J R, Turk J A, et al. Infrared characterization of jet engine exhaust plumes[C] //SPIE,1967: 411-418.