

文章编号: 1000-8055(2008)04-0591-07

发动机排气系统及尾喷流的流场和红外特征数值模拟

刘友宏¹, 邵万仁^{1,2}, 张锦绣²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 建立了发动机排气系统及尾喷流的内外流一体化流场数值模拟计算模型, 得到了发动机排气系统及尾喷流的流场。然后采用辐射传递方程(RTE)积分法研究了发动机排气系统及尾喷流的红外辐射特征, 开发了相应的红外辐射特征计算源程序。程序可以计算加力和非加力两种状态下的红外光谱辐射特征, 在加力状态下主要增加考虑了 soot 粒子的光谱吸收与发射。气体介质考虑了水蒸气、二氧化碳、一氧化碳和一氧化氮的红外光谱吸收与发射。最后给出了在光谱 3~5 μm 范围内, 某发动机在高空飞行时其排气系统及尾喷流在加力和非加力状态下的红外辐射特征的模拟结果。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 发动机排气系统; 尾喷流; 红外特征; soot 粒子

中图分类号: V231. 1

文献标识码: A

Numerical simulation of flowfield and infrared characteristics of an aeroengine exhaust system and its plume

LIU You-Hong¹, SHAO Wan-ren^{1,2}, ZHANG Jin-xiu²

1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: The flow field of an aeroengine exhaust system including its inner space and outer space was calculated using the Navier-Stokes equations. And then the infrared calculation model of the aeroengine exhaust system and its plume using integration method of the radiative transfer equation (RTE) were established. The corresponding FORTRAN programs for the infrared radiation calculation were written, which can simulate two cases if the after burner is on or not. If the after burner is on the soot absorption and its radiation must be considered except for the gas media radiation of the water stream, the carbon dioxide, the carbon monoxide and the nitrogen monoxide. This paper finally gives the simulated results of the infrared characteristics in the wave of 3~5 μm in the flying condition of high altitude.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine exhaust system; plume; infrared characteristics; soot

发动机排气系统高温燃气及尾喷流的红外辐射是飞行器在短红外波段的主要红外特征信

号, 发动机排气系统设计的好坏不但关系到发动机的性能, 而且关系到飞行器的战场生存。因为计

收稿日期: 2007-09-28; 修订日期: 2007-12-10

基金项目: 航天支撑基金部分资助项目(200503)

作者简介: 刘友宏(1963-), 男, 江苏东台人, 副教授, 博士, 主要从事传热、红外、结构优化等研究。

算发动机排气系统及尾喷流的红外辐射计算问题的复杂性和一些其它原因,目前国内外文献报导的关于发动机排气系统及尾喷流的红外辐射特征方面的研究工作比较少.文献[1-2]对发动机排气系统封闭腔通过喷口平面向后半球的红外辐射特征进行了数值计算研究,考虑了水蒸气和二氧化碳的光谱吸收与发射,对实际发动机中涡轮、涡轮后支板、中心锥和加力稳定器等高温热部件的红外辐射没有考虑,缺乏排气系统封闭腔喷口平面的红外辐射在尾喷流中的辐射传递以及尾喷流红外辐射传递的全面研究.为此,本文首先研究了发动机排气系统及尾喷流(含夹层引射流)的内外流一体化流场,然后根据吸收、发射和散射性介质的辐射传递方程,采用 RTE 积分法,编制了 FORTRAN 源程序,计算了发动机排气系统封闭腔及尾喷流的红外辐射特征,计算中考虑了水蒸气、二氧化碳、一氧化碳和一氧化氮的光谱吸收与发射,在加力状态下还考虑了 soot 粒子的光谱吸收与发射,在计算域的进口平面考虑了实际发动机中所有高温部件的等效辐射.

1 流场计算

1.1 计算模型

由于发动机排气系统具有轴对称性,所以选取对称平面作为计算对象.建立的发动机排气系统内外流一体化流场的轴对称计算区域模型包含加力燃烧室、内外涵、喷管、发动机机外流、外调节片与喷管筒体之间的引射流、尾喷流,如图1所示.排气系统由喷管平直段、预收敛平直段、收敛段、扩张段和内侧的隔热屏、外侧引射冷却夹层通道构成,喷管筒体内侧的隔热屏因为开孔直径非常小,冷气流量小,从而气膜冷却热流也很小,所以流场计算模型中没有直接考虑隔热屏的隔热作用,外涵气流直接冷却喷管筒体内壁面.在图1的计算区域中,下侧线为对称轴 x 轴, x 轴的原点位于喉部截面,赋予对称轴边界条件;图中左侧由中心向外依次为内、外涵进口、引射流进口和大气外流进口,内外涵进口分别赋予相应的来流总温、总压边界条件,喷管筒体外侧、外调节片内侧引射的空气进口则赋予大气压力进口边界条件,排气系统以外的大气进口赋予远场大气来流边界条件;图中上侧为大气外流边界,赋予远场大气来流边界条件;图中右侧为计算域出口,赋予远场压力边界条件,其它参数为一阶精度外推.收扩喷管的固壁为无滑移、绝热边界条件.内外涵气流在排气系

统喷管的空腔内掺混,经过喉部截面后加速为超声速气流,在喷管出口截面的唇部超声速气流除与外调节片内侧引射的冷却大气气流混合外,还与排气系统外侧的大气来流混合,形成复杂的尾喷流流场.

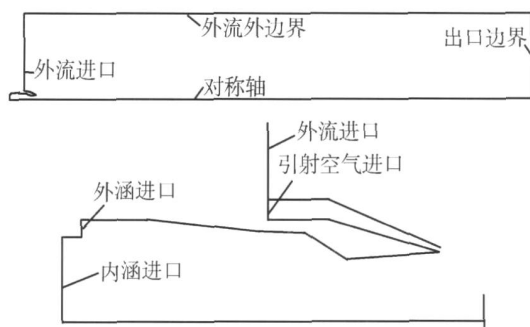


图1 流场计算区域及其局部放大图

Fig. 1 Selected computational zone and its local magnification

计算网格采用四边形为主的非结构化网格,空腔内网格很密,外流网格逐渐稀疏,在固壁附近网格进行加密处理.进行了网格无关解数值试验.计算区域网格划分和轴对称喷管内流网格划分的局部放大如图2所示.

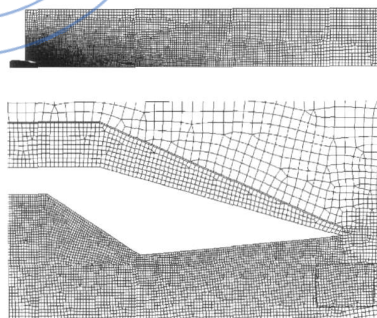


图2 计算网格及局部放大图

Fig. 2 Mesh and its local magnification

计算流场为稳态、轴对称、可压流. CFD 算法采用基于密度的可压缩流求解器, N-S 方程组对流项离散格式采用二阶上风格式^[3], 梯度的计算采用精度较高非常适合非结构化网格的以控制单元为基准的 Green-Gauss 理论^[4-5], 湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型^[6], 考虑了喷管的跨声速流动特征. 流场求解采用商业软件 FLUENT 进行.

1.2 流场结果与讨论

本文进行了发动机排气系统及尾喷流在多工况下的流场计算. 限于篇幅, 这儿仅给出了发动机在高度 10 km 飞行速度 2 马赫条件下非加力状态内外流一体化的流场, 各组分浓度场和地面状态红外特征等的研究结果另文发表. 图3所示为计算域

及喷管出口截面附近的轴向速度分布等值线图,图中呈现出典型的高度欠膨胀射流特征,射流核心区存在多个波节结构.图 4 所示为喷口附近压力场分布等值线图.由图 3 和图 4 可以看出,在喷管喉部以后射流核心区,起始波节内射流核心遇到喷管扩张起始段传来的膨胀波时气流经历了膨胀过程,当它遇到穿过中心线连续传来的膨胀波时引起进一步膨胀,在沿中心线膨胀最充分处静压低于外界大气压.波节内其余区域的气流通过斜激波重新压缩,为了提供所需要的压缩,在中心线形成马赫盘.由于马赫盘的存在,原来斜激波的强度和形状发生了改变,但是仍然保持斜激波的结构.在射流核心区外侧的超声速混合流区和亚声速混合流区,气流的速度由内到外逐渐降低.在喷口截面唇部由于引射流的作用,气流速度过渡平稳.

图 5 所示为喷管内外温度场及在喷口附近的局部放大图.从图 5(a)中可以看出,计算模型选择的计算域对红外特征的计算是合适的,在计算域边界处的气流温度与大气环境温度 223.3 K 基本相同.从图 5(b)中可以看出,1 100 K 的高温燃气流过喷管喉部后,温度逐渐降低,由于膨胀波的

作用,在第 1 个波节中第 2 个马赫盘处温度降到了最低 600 K 以下,紧随其后由于复杂激波系的压缩作用,气流温度陡然升高,在中心轴一个很小的区域内温度达到了 1 000 K,略小于 1 100 K.然后开始第 2 个波节的温度变化,在第 2 个波节中沿第 1 个马赫盘、第 2 个马赫盘的温度逐渐降低.如此周而复始,由于粘性和激波的影响,核心区的波节逐渐模糊,最后转变为均匀的超声速射流流动.

2 红外特征计算模型

2.1 RTE 的积分形式

按照 Siegel 和 Howell^[7] 论著中关于辐射传热术语、名词的定义和标识,在吸收-发射性介质中方向光谱辐射强度 RTE 的积分形式 $i'_v(\kappa)$ 可以写成在光学厚度 κ 处两项方向光谱辐射强度 (Directional spectral radiation intensity) 的叠加

$$i'_v(\kappa) = i'_v(0) \exp(-\kappa) + \int_0^\kappa i_{vb} \exp[-(\kappa - \kappa^*)] d\kappa^* \tag{1}$$

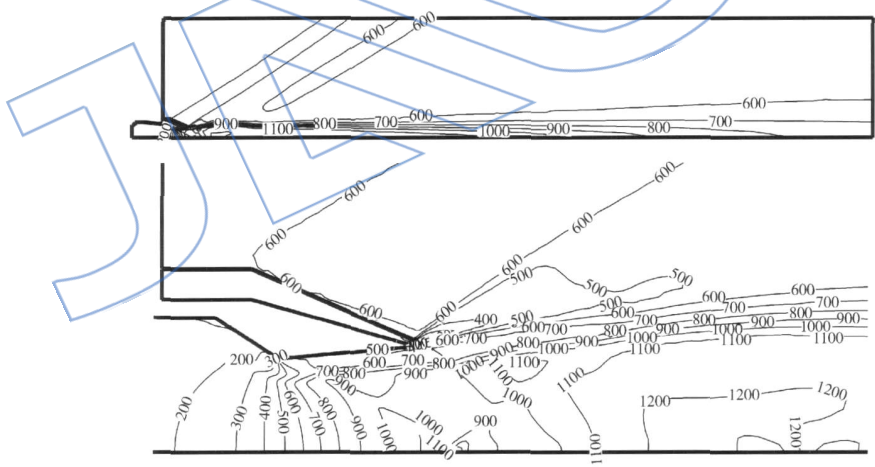


图 3 喷管内外轴向速度分布等值线图(单位:m/s)
Fig. 3 Axial velocity contour around the nozzle

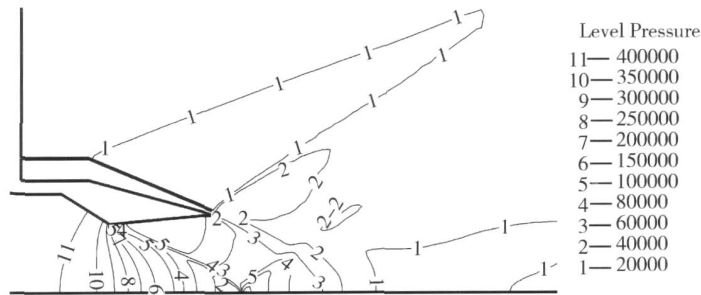


图 4 喷管内压力场(单位:Pa)
Fig. 4 Pressure distribution around the nozzle

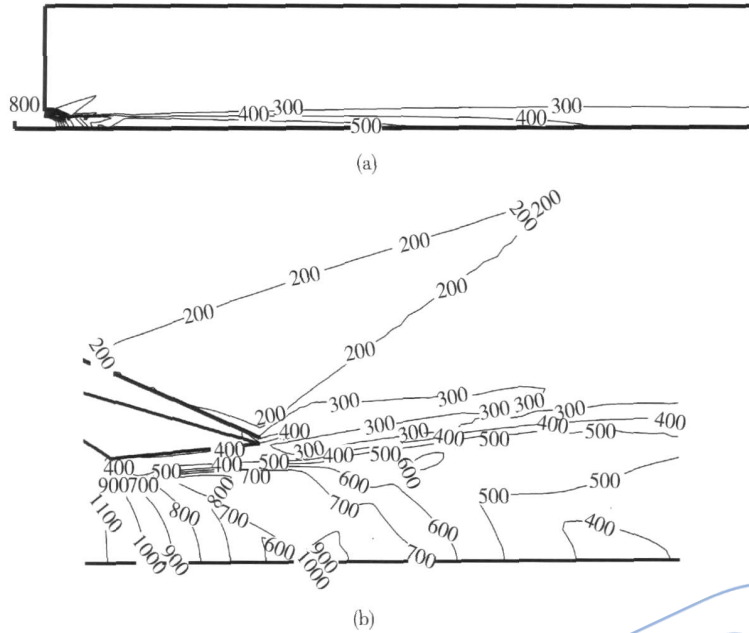


图 5 喷管内外温度场及其局部放大图(单位:K)

Fig. 5 Temperature distribution and its local magnification

式中,光学厚度 $\kappa = \int K_v dS$, K_v 是气体的光谱吸收系数,第一项是计算域边界发射的方向光谱辐射强度到达 κ 处的,被衰减后的入射方向光谱辐射强度;第二项是在路程方向上沿途整个厚度气体介质的自发发射的,再经过每一发射点 κ 到位置 κ 之间的衰减所得到的方向光谱辐射强度.文献[8]给出了飞行器燃气中水蒸气和二氧化碳等气体介质在标准大气压下的光谱吸收系数 K_{STP} (单位: cm^{-1}),而实际压力 p (单位: Pa) 和温度 T (单位: K) 下该气体组分的光谱吸收系数 K_v 为

$$K_v = \frac{C \cdot p \cdot 273}{1.01325 \times 10^5 \cdot T} K_{STP} \quad (2)$$

式中, C 为相应气相组分的摩尔百分数. 文献[8]同时给出了一氧化碳和一氧化氮气体等介质在标准大气压、300~3 000 K 下以 300 K 为间隔温度下的光谱吸收系数 K_{STP} (单位: cm^{-1}),而实际温度 T (单位: K) 下的光谱吸收系数 K_v 本文则取为已知温度下的线性插值. 燃气的光谱吸收系数等于水蒸气、二氧化碳、一氧化碳和一氧化氮辐射组分的光谱吸收系数与各自的摩尔分数相乘结果之和.

在加力状态下,燃气流中的 soot 粒子的吸收-发射不容忽视. 本文不考虑 soot 粒子的散射效应,采用文献[7]中推荐的经验公式计算燃气流中 soot 粒子的光谱吸收系数

$$K_\lambda = Ck\lambda^{-\alpha} \quad (3)$$

式中, C 是 soot 粒子的体积浓度 (每单位体积 soot 粒子云中所含 soot 粒子的平均体积), k 为常数,对航空煤油火焰, $k \approx 5.6$, 波长 λ 的单位是 μm , 在 $\lambda = 1 \sim 7 \mu\text{m}$ 的范围内, $\alpha = 0.7$. Kungl 和 Jinno^[9] 对典型碳氢燃料火焰的实验测量发现,正常燃烧产物中 soot 粒子的体积浓度在 $10^{-4} \% \sim 10^{-6} \%$ 之间,经作者的计算分析,该浓度对本文排气系统及尾喷流的红外特征几乎没有影响;在加力状态下 soot 粒子的体积浓度远大于该值,取内涵燃气中 soot 粒子的等效摩尔浓度为 10^{-2} , 喷流中 soot 粒子的摩尔浓度场按内涵燃气 soot 粒子与外涵、外界大气掺混的浓度场,采用 FLUENT 软件中的组分混合模型计算.

2.2 封闭腔辐射传递

喷管的进口平面、隔热屏、收扩段筒体、喷口平面组成一个封闭腔,进口平面包括涡轮后支板、低压涡轮、中心锥、加力燃烧器、加力稳定器、内外涵分隔板等,封闭腔划分的有限元网格如图 6 所示. 考虑气体介质参与的封闭腔辐射传递,根据方程(1),可得喷管封闭腔内壁面离散的每个面元的光谱辐射力 (Emissive power) 为

$$e_{v,o,k} = \epsilon_k \cdot e_{v,b,k} + \rho_k \cdot \sum_j F_{k-j} \left[e_{v,o,j} \tau(\kappa_j) + \sum_i e_{v,b}(\kappa_{i,b}^*) \cdot \{ \tau[\kappa_j - (\kappa_i^* + \delta\kappa_i^*)] - \tau[\kappa_j - \kappa_i^*] \} \right] \quad (4)$$

式中, $e, \epsilon, \rho, F, \tau$ 分别为辐射力、固体壁面发射

率、固体壁面反射率、角系数和介质透过率

$\tau_v(S) = \frac{i_v'(S)}{i_v(0)} = \exp - \int K_v(S^*) dS^*$, 下标 v, b, o 分别表示波数、黑体和离开面元的辐射(out), 下标 j, k 表示离散的面元变量. 透过率采用文献[7]的Bouguer 定律进行计算. 对喷管封闭腔内表面每个面元列出(4)式, 进行整理, 将与光谱辐射力有关的未知项全都置于方程式的左边, 其它项置于方程式的右端, 写成矩阵形式

$$AX = B \tag{5}$$

便可以联立求解方程组(5). 只要封闭腔的几何形状、表面的辐射性质和气体的辐射性质确定, 系数矩阵 A 和常数列 B 的各元素便可以确定, 然后, 采用迭代法求解方程组得到封闭腔边界每个面元的半球光谱辐射力(Hemispherical spectral emissive power) $e_{v,o,k}$, 式中 k 为第 k 个面元.

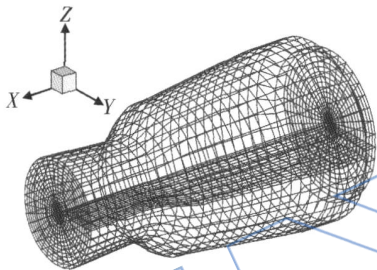


图 6 封闭腔有限元网格示意图

Fig. 6 Aeroengine exhaust room and its finite elements

根据面元的光谱辐射力, 一定光谱间隔(v_1, v_2) 内的固壁 k 面元的半球有限光谱段辐射力(Hemispherical band emissive power) 只需在该光谱范围内积分

$$e_{o,k}(v_1, v_2) = \sum_i^n e_{v,o,k} dv_i \tag{6}$$

式中, n 为在光谱间隔(v_1, v_2) 内划分的光谱微元数.

2.3 尾喷流辐射传递

尾喷流红外辐射特征的计算域为一圆柱形区域, 该圆柱形区域取自本文流场计算域的内部, 圆柱体径向边界确定原则是几乎不受尾喷流扰动影响, 圆柱体轴向边界为流场计算域的出口边界, 圆柱体的进口平面由中心的封闭腔喷口平面和外侧的流场横截面两部分组成, 尾喷流计算域及其划分的有限元网格如图 7 所示. 天顶角 θ 定义为与中心轴 x 的夹角, 周向角 ϕ 定义为与图 7 中 y 轴的夹角. 当尾喷流红外辐射传递方向线的反向延长线与尾喷流计算域边界的交点位于圆柱体进口平面中的封闭腔喷口平面内时, 则该交点所在的离散面元沿该方向 p 传递的方向光谱辐射强度为

$$i_v(p) = \frac{e_{v,outplane,k}}{\pi} \tau(\kappa_v) + \sum_{i=1}^n i_{v,b}(\kappa_{v,b}^*) \{ \tau[\kappa_v - (\kappa_v^* + \delta\kappa_v^*)] - \tau[\kappa_v - \kappa_v^*] \} \tag{7}$$

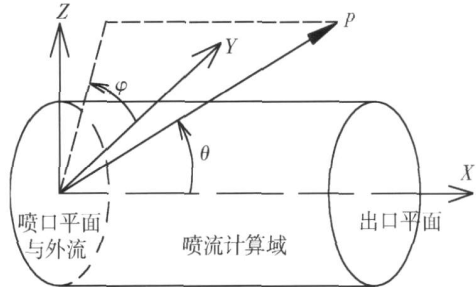


图 7 尾喷流计算域及其有限元网格示意图

Fig. 7 Plume region and its finite elements

式中, 第一项表示封闭腔从喷口平面第 k 个面元辐射出的方向光谱辐射强度传递到 p 点处的方向光谱辐射强度, $e_{v,outplane,k}$ 由本文的 2.2 节根据射线的反向延长线与喷口平面交点所在的面元确定, 第二项表示沿途吸收-发射性介质对 p 点处的方向光谱辐射强度的贡献.

当尾喷流红外辐射传递方向线的反向延长线与尾喷流计算域边界的交点没有位于喷口平面内时, 则该交点所在边界的离散面元沿该方向 p 的方向光谱辐射强度为

$$i_v(p) = \sum_{i=1}^n i_{v,b}(\kappa_{v,b}^*) \{ \tau[\kappa_v - (\kappa_v^* + \delta\kappa_v^*)] - \tau[\kappa_v - \kappa_v^*] \} \tag{8}$$

整个排气系统及尾喷流向全球立体角发射的光谱辐射强度 i_v 等于尾喷流表面上所有面元向全球所有方向的方向光谱辐射强度积分

$$i_v = \sum_{\theta=0}^{n_\theta} \sum_{\phi=0}^{n_\phi} \sum_{p=1}^{n_p} i_v(p) \Delta A_p \cos \theta_\theta \sin \theta_\theta \Delta \theta \Delta \phi \tag{9}$$

式中, n_θ, n_ϕ, n_p 分别为角空间划分的天顶角数、周向角数和计算域边界划分的面元数. 在某波数范围 $v_1 \sim v_2$ 内, 整个排气系统及尾喷流向某一方向(θ, ϕ) 的方向光谱段辐射强度需要将尾喷流表面上所有面元向该方向的方向光谱辐射强度对波数积分即可得到

$$i_{v_1 \sim v_2}(\theta, \phi) = \sum_{i_v}^{n_v} \sum_{i_p}^{n_p} i_v(p) \Delta A_p \cos \theta_v \quad (10)$$

式中, n_v 为所求波带中划分的光谱微元数。

3 红外计算结果与分析

本文利用上面建立的流场和红外辐射场计算模型,考虑到离散光谱分辨率^[10]、离散角空间分辨率无关解的要求,对某一发动机排气系统及尾喷流在不同的飞行状态下进行了一系列的计算分析,得到了在红外辐射波长范围 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 内的辐射特征。图 8、图 9 分别为发动机排气系统及尾喷流在飞行高度 10 km 速度 2 马赫条件下加力和非加力两种状态在 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 内的红外辐射强度在不同的天顶角 θ 下随波长的变化曲线,喉道截面位于 $x=0$ 处,之前为喷管收敛段,之后为喷管扩张段。计算条件为:非加力状态下喷管入口的燃气温度为 868 K,压力为 283 875 Pa;加力状态下喷管入口处燃气的温度为 1 969 K,压力为 282 437 Pa,从图 8 和图 9 中可以看出:(1) 发动机排气系统及尾喷流的红外辐射强度表现出很强的光谱特性和方向特性;(2) 在收扩喷管的正后方,即 $\theta=0^\circ$ 方向加力状态的红外辐射强度远大于非加力状态;(3) $\theta=180^\circ$ 方向及附近的红外辐射强度为 0,下面分别分析和讨论之。

由图 8 可见,红外辐射强度的光谱特性非常显著。(1) 在 $3.0 \sim 3.5 \mu\text{m}$ 光谱区间光谱辐射强度曲线出现一些明显的波动,这些波动在 $\theta=0^\circ$ 方向附近表现为对封闭腔发射的方向红外光谱辐射强度的吸收,在 $\theta=90^\circ$ 方向附近表现为对封闭腔发射的方向红外光谱辐射强度的增强,并且表现为一些明显的小波峰,这主要是由于 H_2O 在 $3.2 \mu\text{m}$ 有一个辐射峰值谱带。(2) 在 $3.5 \sim 4.12 \mu\text{m}$ 光谱区间红外光谱辐射强度曲线大致为一根直线。(3) 在 $4.12 \sim 4.6 \mu\text{m}$ 光谱区间红外辐射强度曲线出现两个非常明显的波峰和波谷。在 $\theta=0^\circ$ 方向封闭腔发射的红外光谱辐射强度在 $4.16 \sim 4.5 \mu\text{m}$ 光谱区间主要由于 CO_2 的作用而全部吸收;在其它方向,特别是在 $\theta=90^\circ$ 方向,红外光谱辐射强度主要是尾喷流中各组分的发射,形成了两个明显的波峰,峰值位于 $4.16 \mu\text{m}$ 和 $4.4 \mu\text{m}$ 处。这个峰值光谱与每个组分气体的峰值光谱有偏移。根据文献[8]的数据,在光谱 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 范围内, CO_2 辐射的峰值光谱为 $4.3 \mu\text{m}$, H_2O 辐射的峰值光谱为 $3.2 \mu\text{m}$, $5.0 \mu\text{m}$, CO 辐射的峰值光谱为 $4.66 \mu\text{m}$, NO 辐射的峰值光谱为 $5.0 \mu\text{m}$ 。因为

尾喷流核心区域燃气的温度最高,燃气温度随半径增加迅速下降,气体的辐射与温度呈 4~5 次方关系,核心区域高温燃气和封闭腔发射的辐射必须经过尾喷流外围的低温燃气和引射的大气冷却气流混合层的吸收衰减才能到达尾喷流表面,导致各组分辐射的峰值光谱辐射强度均有所降低,辐射光谱有所改变,因此辐射强度的峰值光谱与各组分辐射的峰值光谱有偏离。(4) 在 $4.6 \sim 5.0 \mu\text{m}$ 光谱区间,红外光谱辐射强度曲线也存在一些小的波动,但总体表现为随着波长的增加而下降的趋势。(5) 在 $\theta=90^\circ$ 方向,尾喷流气体发射的最大红外光谱辐射强度,在本文模拟的发动机条件下,高于封闭腔发射(含有固体壁面贡献)的最大红外光谱辐射强度。

从图 8 中也可以看出红外辐射强度的方向特性比较显著,不同方向的红外光谱辐射强度变化较大。其原因在于在 $\theta=0^\circ$ 方向的红外光谱辐射强度主要是封闭腔的发射,在 $\theta=90^\circ$ 方向的红外光谱辐射强度主要是尾喷流中各气体组分的发射,而封闭腔的发射含有高温固壁连续光谱发射。

比较图 9 和图 8 可见,加力状态的红外光谱辐射强度 $\theta=0^\circ$ 方向附近远大于非加力状态,但在其它方向差别不大,而且两者的变化规律基本相同。造成在 $\theta=0^\circ$ 方向两者差异特别大的原因在于封闭腔中高浓度的高温 soot 粒子的辐射沿喷口向外的传输,而其它方向的差异很小的原因在于尾喷流高温燃气、soot 粒子与周围大量冷空气混合后,soot 粒子的浓度大大减小,温度降低,所以 soot 粒子的辐射作用大大变小。在 $\theta=90^\circ$ 方向,加力状态尾喷流气体发射的最大红外光谱辐射强度,在本文模拟的发动机条件下,低于封闭腔发射的最大红外光谱辐射强度。

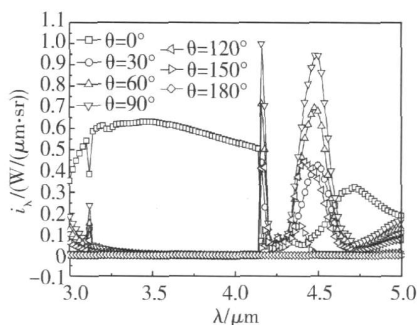


图 8 非加力状态下红外辐射强度随波长的变化

Fig. 8 Infrared radiant intensity vs. wavelength

在考虑了封闭腔红外辐射在尾喷流中的辐射传输后,尾喷流表面方向总辐射强度沿天顶角的

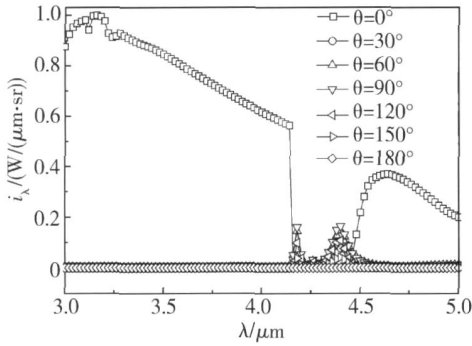


图9 加力状态下红外辐射强度随波长的变化

Fig. 9 Infrared radiant intensity vs. wavelength when after burning is on

分布不再是一个梨形,而是一个带有长柄的苹果形;如图10所示。另外,在本文考虑的 soot 粒子浓度范围内,在 $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 的光谱范围内的方向总辐射强度在 $\theta=0^\circ$ 方向附近加力状态的远大于非加力状态,其它方向两者差别不大,造成在 $\theta=0^\circ$ 方向附近两者差异很大的原因仍然在于加力状态下封闭腔中高浓度的高温 soot 粒子沿喷口向外的辐射;而其它方向两者数值差别不大的原因在于尾喷流中 soot 粒子的浓度低小,温度小,所以尾喷流中 soot 粒子的红外辐射作用大大减弱。再者从图10也可以看出,方向总辐射强度随着天顶角的增加先急剧减小,然后缓慢增加,在 $\theta=90^\circ$ 方向达到极大值,接着再减小。原因在于在 $\theta=90^\circ$ 方向喷流的表现面积达到最大。在本文的计算参数下,加力状态的最大方向总辐射强度比非加力状态下的最大方向总辐射强度大5倍左右。

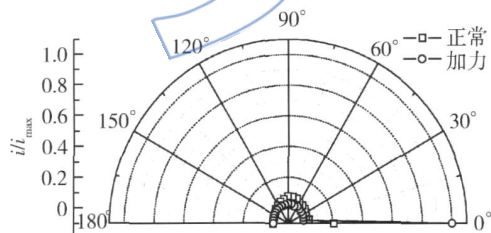


图10 方向总辐射强度随天顶角的变化

Fig. 10 Directional total intensity vs. polar angle

4 结 论

本文采用基于密度的求解器成功模拟了发动机排气系统及尾喷流内外流一体化的流场、温度场和浓度场,考虑了喷管筒体夹层的引射冷却大气流。采用 RTE 积分法计算了发动机排气系统封闭腔及尾喷流的红外辐射特征,结果表明:在高空飞行状态下,红外光谱辐射强度表现出很强的光谱特性和方向特性,考虑了封闭腔红外辐射在尾喷流中的辐射传输后,尾喷流表面方向总辐射

强度沿天顶角的分布不再是一个梨形,而是一个带有长柄的苹果形;喷流表面方向光谱辐射强度,最大值可能出现在高温固壁发射的连续光谱段,也可能在略偏移的气体发射峰处;在本文考虑的 soot 粒子条件下,红外辐射强度在加力状态在 $\theta=0^\circ$ 方向为非加力状态的5倍左右,在其它方向两者差别不大。

致谢 本文部分工作受到了航天支撑基金的支持,作者表示衷心感谢。

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] 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.
- [3] Barth T J, Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes [R]. AIAA-89-0366, 1989.
- [4] Holmes D G, Connell S D. Solution of the 2D Navier-Stokes equations on unstructured adaptive grids[R]. Presented at the AIAA 9th Computational Fluid Dynamics Conference, June, 1989.
- [5] Rauch R D, Batira J T, Yang N T Y. Spatial adaption procedures on unstructured meshes for accurate unsteady aerodynamic flow computations[R]. AIAA-91-1106, 1991.
- [6] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [7] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer [M]. 4th ed. New York: Taylor & Francis, 2002.
- [8] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion[R]. NASA-SP-3080, 1973.
- [9] Kungi M, Jinno H. Determination of size and concentration of soot particles in diffusion flames by a light-scattering technique[R]. In Seventh Symposium on Combustion. The Combustion Institute, 1966:257-266.
- [10] 刘友宏. 离散光谱分辨率对喷流红外特性 FVM 计算的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 436-442.
LIU Youhong. Discrete spectral resolution effect on calculation of the infrared characteristics of engine plume. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 436-442.