

文章编号: 1000-8055(2004) 05-0366-04

# 轴对称矢量喷管红外特性的 数值计算研究

张小英, 王先炜

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

**摘要:** 研究了轴对称矢量喷管在光谱  $2\ 100\sim 5\ 260\ \text{cm}^{-1}$  范围内红外特性的数值计算方法, 并开发了三维计算程序, 可以计算喷管在加力与非加力状态下的红外辐射特性。计算中考虑水蒸气和二氧化碳的光谱吸收与发射, 在加力状态下还考虑烟粒子的光谱吸收与发射。给出了在光谱  $2\ 100\sim 5\ 260\ \text{cm}^{-1}$  范围内, 轴对称矢量喷管在加力与非加力状态下壁面及喷口辐射的计算结果。应用本文的程序计算某型实际发动机上轴对称矢量喷管红外特性的结果与发动机试车的实验结果基本一致。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 轴对称矢量喷管; 红外特性; 数值计算; 壁面辐射; 气体辐射

中图分类号: O434.3; V228.7<sup>+</sup>3

文献标识码: A

## Numerical Research of Infrared Characteristics of Axial-Symmetrical Vectored Nozzle

ZHANG Xiao-ying, WANG Xian-wei

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100083, China)

**Abstract:** Numerical simulation methods of infrared characteristics of vectored nozzle in the spectrum range of  $2\ 100\sim 5\ 260\ \text{cm}^{-1}$  are studied and corresponding Three Dimension (3-D) program was developed. The program can compute infrared characteristics of nozzle both in after-burning condition and non-after-burning condition. Spectral emission and absorption of water vapor and carbon dioxide, and soot after-burning condition were also considered in computation. The simulated results of axial-symmetrical vectored nozzle on wall and in the exit plane in after-burn-ing condition and non-after-burning condition in the spectrum range of  $2\ 100\sim 5\ 260\ \text{cm}^{-1}$  are presented in the paper. The numerical calculation results obtained by applying the present simulation approach to a real engine show general agreement with the experiments.

**Key words:** aerospace propulsion system; vectored nozzle; infrared characteristic;  
numerical computation; wall radiation; gas radiation

发动机尾喷管及高温燃气的红外辐射是飞机  
向后半球的主要红外信号, 轴对称矢量喷管从  
上世纪 80 年代开始成为国际上航空发动机推进系

统研究的热点问题<sup>[1]</sup>。轴对称矢量喷管作为一种  
新型的推进系统, 它的采用将会对飞机的红外特  
性带来何种影响成为飞机红外隐身设计关心的问

收稿日期: 2002- 11- 19; 修订日期: 2003- 03- 05

作者简介: 张小英(1973- ), 女, 贵州湄潭人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士后, 主要从事飞行器及喷焰红外辐射方面的研究。

题。由于计算轴对称矢量喷管的辐射必须考虑吸收—发射性介质,介质的辐射有强烈光谱性,能量的吸收和发射不仅发生在系统的边界上,而且还发生在充满介质的全部空间,在计算中必须考虑介质中各点的温度、压力、浓度、成份以及物性在空间上的变化,又由于轴对称矢量喷管内的角系数很难计算,因此目前国际上关于轴对称矢量喷管的红外光谱辐射特性方面的研究工作比较少。

本文根据吸收—发射性介质的辐射传输方程,计算了轴对称矢量喷管的红外特性<sup>[2,3]</sup>,计算中考虑了水蒸气和二氧化碳的光谱吸收与发射,在加力状态下还考虑了烟粒子的光谱吸收与发射。本文计算的某型发动机上轴对称矢量喷管红外特性的结果与发动机试车的实验结果基本一致,说明本文的计算方法和程序是合理的。

## 1 数学模型

吸收—发射性介质中积分形式的辐射传输方程可以写为:

$$i_v'(\kappa) = i_v'(0) \exp(-\kappa) + \int_v^* \bar{w}_{vb} \exp[-(\kappa - \kappa^*)] d\kappa^* \quad (1)$$

上式表示在光学厚度  $\kappa$  处两项定向光谱辐射亮度的叠加,第一项是到达  $\kappa$  处的,被衰减后的入射定向光谱辐射亮度;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  $\kappa^*$  到位置  $\kappa$  之间的衰减得到的光谱辐

射亮度。光学厚度  $\kappa = \int K_v dS$ ,  $K_v$  是气体的光谱吸收系数。文献[5]给出了飞行器尾焰中主要气体组分在标准大气压、几个温度下的光谱吸收系数  $K_{STP}/\text{cm}^{-1}$ , 实际压力  $P/\text{Pa}$  和温度  $T/\text{K}$  下某气体组分的光谱吸收系数  $K_v$  为:

$$K_v = \frac{C \cdot P \cdot 273}{1 \times 10^5 \cdot T} K_{STP} \quad (2)$$

其中,  $C$  为气相组分的摩尔百分数,燃气的光谱吸收系数则等于所有辐射组分的光谱吸收系数之和。

### 1.1 喷管壁面的辐射

根据方程(1),可得喷管壁面的光谱有效辐射为:

$$q_{w,k} = \epsilon_k \cdot e_{vb,k} + \rho_k \cdot \sum_{j=1}^n F_{k-j} \cdot \left[ q_{v\alpha,j} \tau(\kappa) + \sum_{i=1}^n e_{ib}'(\kappa_{ib}^*) \{ \tau(\kappa - (\kappa^* + \delta\kappa^*)) - \tau(\kappa - \kappa^*) \} \right] \quad (3)$$

(2)式说明喷管壁面上每个面元的光谱有效辐射亮度都与其他面元的光谱有效辐射亮度相互影响,因此必须联立所有面元的光谱有效辐射亮度方程,解方程组。为此,列出相同光谱下所有面元的有效辐射亮度方程,将方程中与面元光谱有效辐射亮度有关的项全都置于方程式的左边,其他项均置于方程式的右端,稍加整理便得到以下形式的方程组:

$$\begin{cases} q_{v\alpha,1} - \rho_1 F_{1-2} \tau(\kappa_{v,1-2}) q_{v\alpha,2} - \cdots - \rho_1 F_{1-N} \tau(\kappa_{v,1-N}) q_{v\alpha,N} = \\ \epsilon_1 \cdot e_{vb,1} + \rho_1 \cdot \sum_{j=1}^N F_{1-j} \left[ \sum_{i=1}^n e_{ib}'(\kappa_{ib}^*) \{ \tau(\kappa - (\kappa^* + \delta\kappa^*)) - \tau(\kappa - \kappa^*) \} \right] - \\ \rho_2 F_{2-1} \tau(\kappa_{v,2-1}) q_{v\alpha,1} + q_{v\alpha,2} - \cdots - \rho_2 F_{2-N} \tau(\kappa_{v,2-N}) q_{v\alpha,N} = \\ \epsilon_2 \cdot e_{vb,2} + \rho_2 \cdot \sum_{j=1}^N F_{2-j} \left[ \sum_{i=1}^n e_{ib}'(\kappa_{ib}^*) \{ \tau(\kappa - (\kappa^* + \delta\kappa^*)) - \tau(\kappa - \kappa^*) \} \right] - \\ \vdots \\ - \rho_N F_{N-1} \tau(\kappa_{v,N-1}) q_{v\alpha,1} - \rho_N F_{N-2} \tau(\kappa_{v,N-2}) q_{v\alpha,2} - \cdots + q_{v\alpha,N} = \\ \epsilon_N \cdot e_{vb,N} + \rho_N \cdot \sum_{j=1}^N F_{N-j} \left[ \sum_{i=1}^n e_{ib}'(\kappa_{ib}^*) \{ \tau(\kappa - (\kappa^* + \delta\kappa^*)) - \tau(\kappa - \kappa^*) \} \right] \end{cases} \quad (4)$$

将方程组(4)写成矩阵形式:

$$AX = B \quad (5)$$

为了求解方程组(5),我们必须首先要计算出系数矩阵  $A$  和常数列  $B$  的各元素。只要封闭腔的几何形状和表面的辐射性质以及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。编写程序时可以首先将它们计算出来,用一个  $N(\text{行}) \times N(\text{列})$  维的数组来存放系数矩阵  $A$  的元

素,并用一个  $N(\text{行}) \times 1(\text{列})$  的数组来存放常数列  $B$  的各元素,然后,就可以用通常的求解线性方程组的方法求解。

根据面元的光谱有效辐射,一定光谱间隔  $(v_1, v_2)$  内面元的有效辐射只需在该光谱范围内积分:

$$q_{\alpha,k}(v_1, v_2) = \sum_{v=1}^n q_{v\alpha,k} dv \quad (6)$$

1.2 喷口平面的辐射

喷口平面上一点  $p$  向后半球某一方向  $(\theta, \varphi)$  的定向光谱辐射  $i_v'$ , 如图 1 所示, 可以表示为:

$$i_v'(p) = \frac{q_{v\alpha,k}}{\pi} \pi(\kappa_v) + \sum_{i_v=1}^n i_{vb}'(\kappa_{vb}^*) \cdot \{ \pi(\kappa_v - (\kappa_v^* + \delta\kappa_v^*)) - \pi(\kappa_v - \kappa_v^*) \} \quad (7)$$

式中,  $q_{v\alpha,k}$  是辐射方向的反向延长线与壁面交点处的光谱有效辐射, 其值可根据射线的反向延长线与壁面交点所在的面元确定。

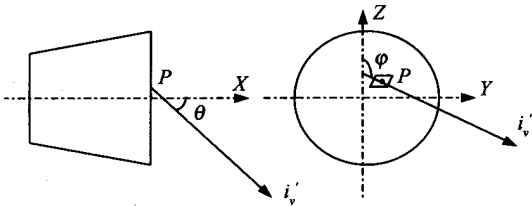


图 1 喷口平面上的点向后球的定向光谱辐射  
Fig. 1 Spectral radiance from nozzle exit towards back hemisphere

整个喷口平面向后半球发射的光谱辐射强度  $Q_v$  只需将喷口平面上所有面元向后半球所有方向的定向光谱辐射积分即可:

$$Q_v = \sum_{i_v=1}^{n_v} \sum_{i_\varphi=1}^{n_\varphi} \sum_{i_p=1}^{n_p} i_v'(p) \Delta A_p \cos\theta_\varphi \sin\theta_\varphi \Delta\theta \Delta\varphi \quad (8)$$

在一定波数范围内, 喷口平面向某一方向的定向辐射强度只需将喷口平面上所有面元向该方向的定向光谱辐射亮度对波数积分即可:

$$Q(\theta, \varphi) = \sum_{i_v=1}^{n_v} \sum_{i_p=1}^{n_p} i_v'(p) \Delta A_p \cos\theta \Delta\nu \quad (9)$$

2 计算结果

表 1 列出了某型发动机高速排气系统红外辐射特性的实测<sup>[4]</sup>与计算值的对比, 红外辐射的波长范围为  $3\sim 5\ \mu\text{m}$ 。

从表中可以看出, 计算结果与实测结果的红外辐射空间分布基本一致, 只是在发动机正后方附近的角  $(\theta < 30^\circ)$ , 计算误差比较大。这是由于

计算中将排气系统的进口平面假设为温度为  $0\ \text{K}$  黑体, 而实际发动机涡轮后支板中心锥及加力稳定器等部件均为高温热部件, 在  $\theta$  较小时, 这些部件的辐射比较强。

以下是本文计算的轴对称轴对称矢量喷管在加力和非加力两种状态下的红外特性, 喷管的形状及尺寸见图 2 所示, 喉道截面位  $X=0$  处, 之前为收敛段, 之后为扩张段, 扩张段向下偏转  $20^\circ$ 。加力状态下喷管入口处燃气的温度为  $1\ 969\ \text{K}$ , 压力为  $282\ 437\ \text{Pa}$ , 非加力状态下喷管入口的燃气温度为  $868\ \text{K}$ , 压力为  $283\ 875\ \text{Pa}$ , 有关流场参数、壁面温度的计算见文献[6, 7]。

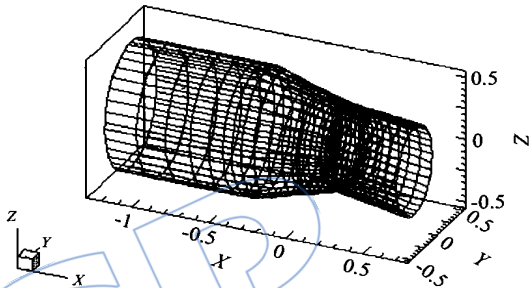


图 2 轴对称矢量的结构示意图  
Fig. 2 Sketch and grids of axial-symmetrical vectored nozzle

加力喷管壁面在波数  $2\ 100\sim 5\ 260\ \text{cm}^{-1}$  范围内的有效辐射见图 3 所示, 图中周向角定义为正  $Z$  轴方向到半径方向的夹角, 出口平面向后半球的辐射强度随  $\theta$  的变化见图 4 所示。可以看到: (1) 喉道截面以前, 壁面有效辐射沿轴向的变化比较小, 喉道截面以后, 壁面有效辐射沿轴向迅速下降; (2) 喉道截面以后, 相同截面上周向角  $0^\circ$  方向壁面的有效辐射最大, 周向角  $180^\circ$  方向有效辐射最小; (3) 高低角相同时, 出口平面沿周向角  $0^\circ$  方向的辐射强度最小, 周向角  $180^\circ$  方向的辐射强度最大; (4) 喷管出口平面向后半球的辐射强度位于周向角  $180^\circ$ 、高低角  $20^\circ$  方向上, 该方向即为扩张段的偏转方向。

表 1 不同空间方位角处红外辐射的计算值、实测值及相对误差

| Table 1 Relative error between computed results and experimental results of directional radiance |       |       |       |       |       |       |       |     |     |     |  |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-----|-----|-----|--|
| 方位角 $\theta / (^\circ)$                                                                          | 0     | 5     | 0     | 15    | 20    | 30    | 40    | 90  | 135 | 150 |  |
| 计算值/(w/sr)                                                                                       | 1 689 | 1 745 | 1 728 | 1 796 | 1 794 | 1 695 | 996   | 181 | 123 | 77  |  |
| 实测值/(w/sr)                                                                                       | 2 200 | 2 490 | 2 100 | 1 970 | 1 810 | 1 350 | 1 000 | 190 | 120 | 80  |  |
| 相对误差/%                                                                                           | 23.2  | 29.9  | 17.7  | 8.8   | 0.9   | 25.6  | 0.4   | 4.8 | 2.3 | 3.8 |  |

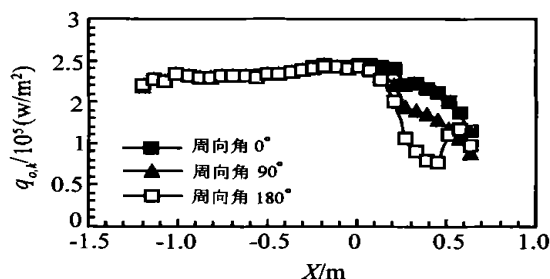


图 3 加力喷管壁面的有效辐射

Fig. 3 Effective radiant intensity of nozzle wall in after-burning condition

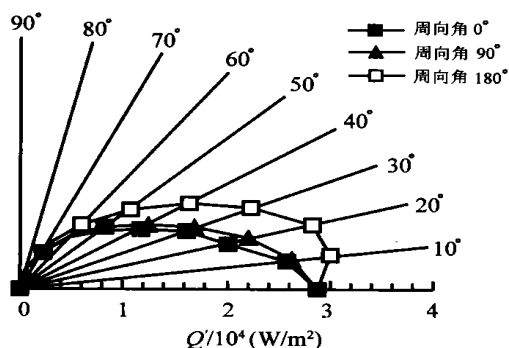


图 4 加力喷管出口平面的辐射强度

Fig. 4 Radiant intensity of nozzle exit in after-burning condition

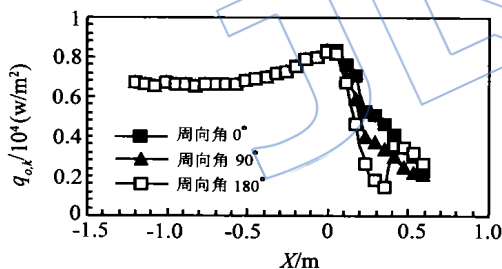


图 5 非加力喷管壁面的有效辐射

Fig. 5 Effective radiant intensity of nozzle wall in non-after-burning condition

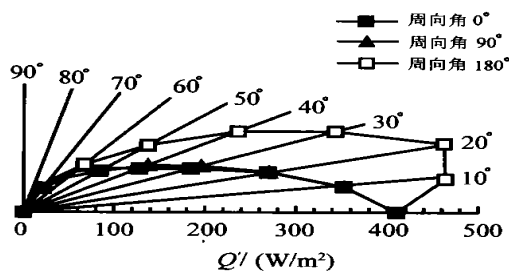


图 6 非加力喷管出口平面的辐射强度

Fig. 6 Radiant intensity of nozzle exit in non-burning condition

非加力喷管壁面在波数  $2\,100 \sim 5\,260\text{ cm}^{-1}$  范围内的有效辐射见图 5 所示, 出口平面向后半球的辐射强度见图 6 所示, 与图 3 和图 4 比较可见: 非加力喷管壁面和出口平面的辐射沿轴向及周向角的变化与加力喷管相同; 对本文所计算的喷管, 在波数  $2\,100 \sim 5\,260\text{ cm}^{-1}$  范围内, 加力情况下壁面辐射约为非加力时的 20 倍, 出口平面的辐射约为非加力时的 60 倍。

### 3 结 论

对扩张段具有一定偏转角的轴对称矢量喷管而言, 偏转段壁面的有效辐射和出口平面向后半球的辐射强度沿周向变化较大, 壁面的有效辐射沿偏转方向最小, 相反方向最大; 出口平面向后半球的辐射强度沿偏转方向最大, 相反方向最小。

对同一喷管, 加力状态下壁面辐射及出口平面向后半球的辐射强度均比非加力状态大 10 倍以上。

### 参考文献:

- [1] Capone F. Comparative investigation of Multiplane Thrust Vectoring Nozzles[R]. AIAA 92-3263.
- [2] 张小英, 王先伟, 朱谷君. 含非均匀辐射气体空腔辐射特性计算研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(4): 376-378.
- [3] 张小英, 张建强. 异型封闭腔辐射几何学问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(4): 379-382.
- [4] 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 Gu-jun, XU Nan-rong, et al. Numerical Simulation of Infrared Radiation Characteristics for Aeroengine High-speed Exhaust System. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 582-585.
- [5] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, Thomson J A L. Hand-Book of Infrared Radiation from Combustion[R]. NASA-SP-3080, 1973.
- [6] 金捷, 王强. 轴对称矢量喷管内流特性的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 394-397.
- JIN Jie, WANG Qiang. Numerical Simulation of Static Internal Performance for an Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle (AVEN). Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 394-397.
- [7] 张小英, 朱谷君, 王先伟. 矢量喷管壁温分布的数值计算研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 634-638.
- ZHANG Xiao-ying, ZHU Gu-jun, WANG Xian-wei. Numerical Study of Temperature Distribution on Vected Nozzle Wall. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 634-638.