

文章编号: 1000-8055(2003) 05-0634-05

矢量喷管壁温分布的数值计算研究

张小英, 朱谷君, 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: 计算了矢量喷管的对流和辐射换热及壁温的二维分布, 考虑了对各热部件采用相应的冷却方式, 比较了不同的气膜冷却模型对喷管扩张调节片的冷却效果, 计算喷管的辐射换热时分光谱进行, 考虑喷管内燃气参数的三维分布, 编制了对轴对称矢量喷管、圆转方二元矢量喷管、球面过渡段矢量喷管在加力与非加力状态下均适用的计算程序, 并给出了几个算例的计算结果。结果表明: 偏转矢量喷管的壁温沿周向有明显变化, 沿偏转方向的壁温较低, 相反方向的壁温较高。

关键词: 航空、航天推进系统; 传热学; 矢量喷管; 数值计算; 温度分布

中图分类号: V 231. 1

文献标识码: A

Numerical Study of Temperature Distribution on Vectored Nozzle Wall

ZHANG Xiao-ying, ZHU Gu-jun, WANG Xian-wei

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With a view to study heat transfer process occurring in vectored nozzle installed in aero-engine, convection and radiation heat transfer and 2-D distribution of wall temperature in nozzle are computed in this paper. Related cooling method for heated parts are considered and cooling effectivenesses of different film types on expandable regulating part of nozzle are compared. Computation of radiation heat transfer is carry out for a series of spectrums and 3-D distribution of gas temperature and pressure is considered. A general program suitable for axisymmetric-symmetrical vectored nozzle, circular-to-rectangular vectored nozzle and spherical-traversing vectored nozzle, both in after-burning condition and non-after-burning condition is developed and computed results of several samples are presented. The results show that the temperature of deflected vectored nozzle varies apparently along the circumference, temperature along the deflecting direction is lower than that of the opposite direction.

Key words: aerospace propulsion system; heat transfer theory; vectored nozzle; numerical computation; temperature distribution

1 引言

矢量喷管从上世纪八十年代开始成为国际上航空发动机推进系统研究的热点, 因为矢量喷管

可以通过喷管的偏转, 不仅能提供飞机向前飞行的推力, 还为飞机提供偏转力矩, 矢量喷管的采用可以补充或取代飞机的气动舵面, 大大提高飞机的机动性能^[1~4]。分析矢量喷管的换热情况及温

收稿日期: 2002- 11- 19; 修订日期: 2003- 03- 13

作者简介: 张小英(1974-), 女, 贵州湄潭人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院教师, 博士, 主要从事辐射换热的数值计算研究。

度分布是矢量喷管传热分析的主要内容,国内已进行了很多矢量喷管的模型实验和矢量喷管内流场的数值模拟,而关于矢量喷管的换热及温度分布方面的计算研究却很少。矢量喷管的换热及温度分布的数值计算是一个复杂的综合性问题,因为矢量喷管的形状有多种,目前国际上已经出现了轴对称矢量喷管、圆转方二元矢量喷管、球面过渡段矢量喷管;随着对飞机性能要求的不断提高,喷管内燃气的温度也不断提高,必须考虑对喷管采取有效的冷却方式;随着燃气温度的升高,喷管的辐射换热增强,由于燃气辐射有强烈的光谱性,因此精确计算喷管的辐射换热必须分光谱进行,使得原来将燃气视为灰体介质近似处理的方法不再适用。因此,要求一套适用于各种形状的矢量喷管采用不同的气膜冷却模型时壁温计算程序有较高的通用性和计算精度。

本文计算了矢量喷管的对流和辐射换热及壁温的二维分布,考虑了对各热部件采用相应的冷却方式,比较了不同的气膜冷却模型对喷管扩张段的冷却效果,计算喷管的辐射换热时分光谱进行,考虑喷管内燃气参数的三维分布,编制了对轴对称矢量喷管、圆转方二元矢量喷管、球面过渡段矢量喷管在加力与非加力状态下均适用的计算程序,并给出了三个算例的计算结果。本文编制的程序具有较高的通用性,计算精度基本满足工程问题的需要。

2 几何模型

对矢量喷管及其冷却结构可以简化为图1所示的模型,喷管由平直段 a、预收敛段 b、收敛段 c 和扩张段 d 构成。

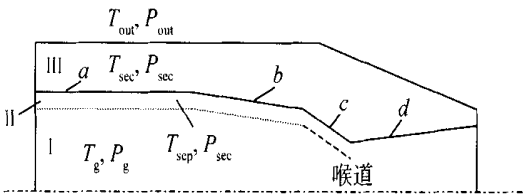


图1 矢量喷管冷却结构的简化模型
Fig. 1 Simplified model of vectored nozzle and its cooling structure

燃气在喷管内部流动,温度为 T_g , 压力为 P_g 。喷管的外侧有一个套筒,在喷管与套筒之间流动的是二次流,温度为 T_{sec} , 压力为 P_{sec} 。套筒外气体的温度为 T_{out} , 压力为 P_{out} 。在喷管的扩张段,

使用了各种结构的气膜冷却,包括缝槽气膜冷却、离散小孔气膜冷却、缝槽/小孔复合气膜冷却、以及缝槽/冲击复合气膜冷却,气膜的温度为 T_{film} , 压力为 P_{film} 。在喷管的加力筒体和预收敛段内侧有一个加力隔热屏用来将喷管与高温燃气隔开,在加力隔热屏与喷管壁面之间有一股冷却气流,气流的温度为 T_{sep} , 压力为 P_{sep} , 加力隔热屏上有离散的小孔,从这些小孔喷出的气体对加力隔热屏构成气膜冷却。喷管收敛段内侧紧贴喷管壁面有一层隔热板,加力隔热屏外的冷却气流经过隔热板与喷管壁面间的通道流过。

3 数学模型^[5,6]

3.1 计算喷管的换热

加力隔热屏和扩张段内侧的对流换热是气膜冷却,有效温比的经验公式见文献[7~11],套筒外侧的对流换热用自然对流的经验公式计算,其他热部件表面的对流换热用强迫对流换热的经验公式计算。

喷管各热部件的表面都与其他表面辐射换热,有些热部件表面还与燃气辐射换热,为了准确计算这些表面的辐射换热,需要建立起封闭腔的模型,根据封闭腔的辐射理论计算表面的有效辐射 q_o ,再根据有效辐射 q_o 计算表面的辐射净热流 q_r :

$$q_r = \frac{\epsilon}{1 - \epsilon} (\sigma T_w^4 - q_o) \tag{1}$$

其中: q_r 为辐射净热流, ϵ 为表面发射率, T_w 为表面温度, q_o 为表面的有效辐射。对图1所示的喷管结构,可以建立三个封闭腔,其中加力隔热屏、收敛段隔热板、扩张段、进出口截面和燃气构成一个充满不均匀的吸收-发射性介质的封闭腔 I; 加力隔热屏、收敛段隔热板、喷管加力筒体、预收敛段、收敛段、进口截面、喉道截面构成封闭腔 II; 喷管、套筒和进出口截面构成封闭腔 III; 封闭腔 II 和 III 内没有辐射性介质。

对封闭腔 I 的面元,根据积分辐射传输方程和封闭腔的辐射换热理论可得面元的光谱有效辐射:

$$q_{r o, k} = \epsilon \cdot e_{r b, k} + \rho \cdot \sum_{j=1}^{N_1} F_{k-j} [q_{w, j} \tau(\kappa_j^*) + \sum_{i=1}^n e_{r b}(\kappa_{bi}^*) \{ \tau(\kappa_i^*) - (\kappa_i^* + \delta \kappa_i^*) \} - \tau(\kappa_i^*) \kappa_i^*] \tag{2}$$

式中: $q_{w, j}$ 表示面元 j 的光谱有效辐射, ρ 表示面

元发射率, $\epsilon_{v,k}$ 表示面元 k 所在温度下的黑体光谱辐射力, F 表示角系数, τ 表示透过率, κ 表示光学厚度, N_1 表示封闭腔 I 内面元的数目。对封闭腔 I 内所有面元列出 (2) 式, 求解方程组即可得到封闭腔 I 内面元的光谱有效辐射, 光谱有效辐射对全波长积分就得到有效辐射。

由于封闭腔 II 内没有辐射性气体介质, 不必分光谱分析辐射换热, 因此封闭腔 II 内面元的有效辐射为:

$$q_{\alpha,k} = \epsilon \cdot \sigma T_k^4 + \rho \cdot \sum_{j=1}^{N_1} F_{k-j} q_{\alpha,j} \quad (3)$$

其中: $q_{\alpha,j}$ 表示面元 j 的有效辐射, N_2 为封闭腔 II 内面元的数目, 求解封闭腔 II 内所有面元的 (3) 式组成的方程组可得面元的有效辐射。封闭腔 III 内面元的有效辐射的计算过程同封闭腔 II。

套筒外侧忽略外界对套筒的投入辐射, 则辐射热流表示成:

$$q_r = \epsilon \cdot \sigma T_w^4 \quad (4)$$

3.2 计算喷管的壁温

当喷管处于热平衡状态下, 壁面的热平衡关系式可以写成:

$$\sum q = q_{c,in} + q_{r,in} + q_{c,out} + q_{r,out} = 0 \quad (5)$$

其中: $q_{c,in}$ 表示壁面内侧的对流热流, $q_{r,in}$ 表示壁面内侧的辐射热流, $q_{c,out}$ 表示壁面外侧的对流热流, $q_{r,out}$ 表示壁面外侧的辐射热流。每个热流的表达式中都包含一个或多个未知壁温, 辐射热流的表达式中还包含壁温的指数关系或高次方关系, 因此所有面元的热平衡方程构成的一个非线性方程组, 可以用迭代法求解得到壁温的分布, 本文将采用牛顿-拉斐尔森迭代法。

首先假设加力隔热屏、隔热板、喷管和套筒壁面温度的初始分布, 根据假定的壁温计算壁面内、外侧的对流热流和辐射热流, 并计算通过每个面元的净热流 $\sum q$ 。由于假定的壁温并非热平衡状态下的壁温, 因此壁面面元的净热流不等于 0, 必须根据净热流的数值对壁温进行修正。根据牛顿-拉斐尔森迭代法的计算过程, 还需要计算净热流随壁温变化曲线 $\sum q = f(T_w)$ 的斜率, 为此, 在初始的壁温分布基础上, 将每个面元的壁温均增加一个微量 dT_w , 计算由于壁温的变化引起的壁面净热流的变化 $d \sum q$, 由此可得到每个面元上净热流随壁温变化曲线的斜率为 $d \sum q / dT_w$, 所以每个面元上壁温的修正值等于:

$$\Delta T_w = \frac{-\sum q}{d \sum q / dT_w} \quad (6)$$

而修正后每个面元的壁温则等于原来的壁温加上壁温的修正值, 这样就完成了第一次迭代。当然, 经过第一次修正的壁温通常仍不能使喷管达到热平衡, 所以还需要进行多次迭代, 直到在每个面元上壁温的修正值都小于一个微量 $\epsilon = 1e-7$ 时, 便可认为所得壁温即为热平衡状态下的温度。

4 计算结果

图2表示轴对称矢量喷管, 图3表示圆转方二元矢量喷管, 图4表示球面过渡段矢量喷管。

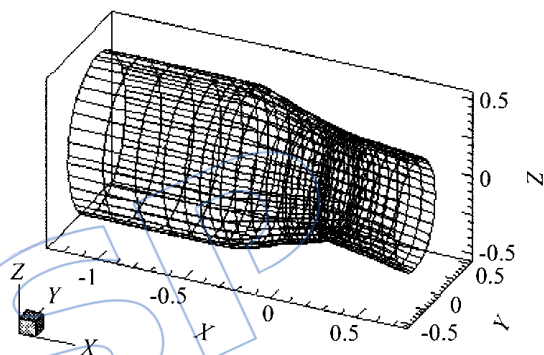


图2 轴对称矢量喷管的结构示意图

Fig. 2 Sketch and grids of axial-symmetrical vectored nozzle

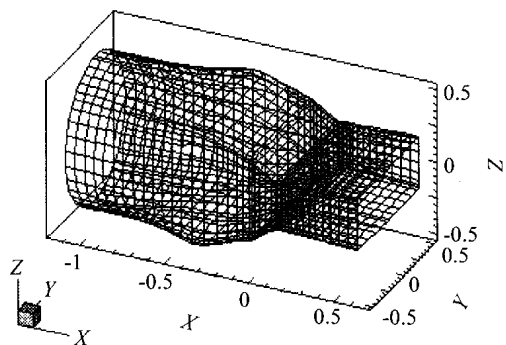


图3 圆转方二元矢量喷管的结构示意图

Fig. 3 Sketch and grids of circular-to-rectangular vectored nozzle

图5表示轴对称矢量喷管在加力状态下, 扩张段采用缝槽气膜冷却时喷管的壁温沿轴向和周向的变化, 周向角是指面元所在方向与正 Z 轴方向的夹角, 限于篇幅, 本文未给出其他几种气膜冷却方式下喷管的壁温及其他热部件的壁温。该图表

明: 由于加力隔热屏和收敛段隔热板的隔热作用, 喉道截面以前喷管的壁温比较低; 在喉道截面以后, 喷管直接受到燃气的加热, 壁温迅速升高; 在出口位置, 由于二次流的流速加快, 对喷管的冷却增强, 因此壁温又有所降低; 喉道以前喷管的壁温沿周向的变化很小; 扩张段头部和中部的壁温在周向有较大变化, 其中上侧壁面的温度比较高, 下侧壁面的温度比较低, 因为扩张段向下偏转, 喷管内上侧的燃气温度、压力均有所升高; 在扩张段的尾部, 受环境温度与压力的影响, 燃气参数沿周向的变化减小, 故壁温沿周向的变化减小。

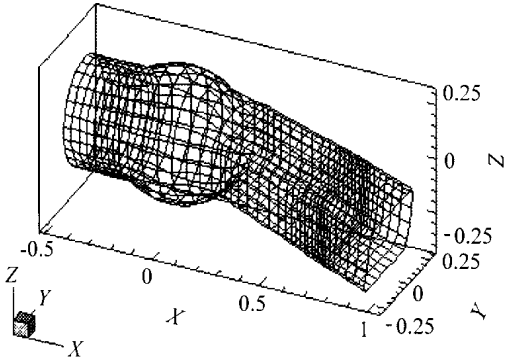


图4 球面过渡矢量喷管的结构示意图
Fig. 4 Sketch and grids of spherical-traversing vectored nozzle

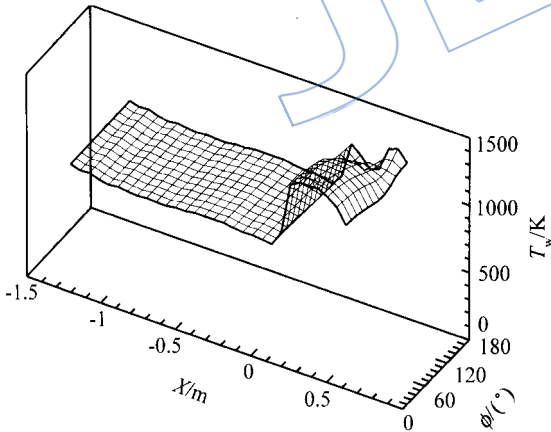


图5 轴对称矢量喷管壁面的温度分布
Fig. 5 Temperature on expanding section of axial-symmetrical vectored nozzle

图6比较了四种气膜冷却方式下扩张段在周向角为0°方向的壁温, 可以看出, 采用缝槽气膜冷却方式对扩张段头部的冷却效果最佳, 采用离散小孔气膜冷却对扩张段的尾部冷却效果最佳, 采用复合气膜冷却方式可以在扩张段形成比较均匀

的冷却效果。

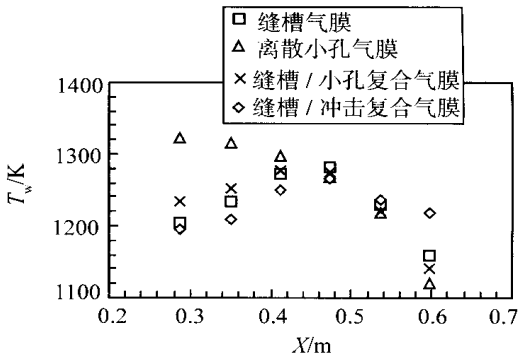


图6 轴对称矢量喷管扩张段在周向角为0°方向的壁温
Fig. 6 Temperature on circular angle $\varphi=0^\circ$ on expanding section of axial-symmetrical vectored nozzle

图7表示圆转方二元矢量喷管在加力状态下, 扩张段采用缝槽气膜冷却时喷管的壁温沿轴向和周向的变化。可以看出, 该喷管的壁温不仅对称于X-Z平面, 还对称于X-Y平面; 在扩张段的头部和中部, 喷管侧表面的壁温略低于上、下表面, 但壁温沿周向的变化很小; 扩张段尾部的壁温沿周向的变化很小。因为经过圆转方过渡段以后, 扩张段的横截面成为扁平的矩形, 通过喷管侧表面的燃气温度、压力略低于喷管上、下表面。

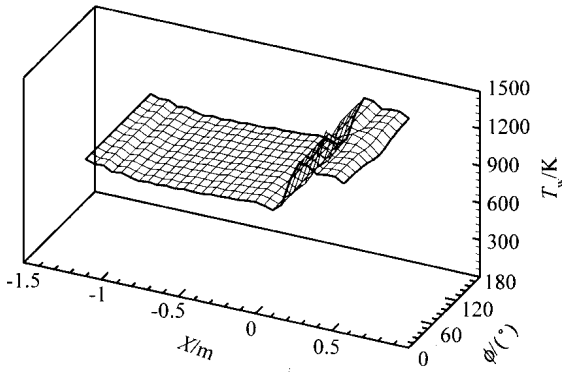


图7 圆转方二元矢量喷管壁面的温度分布
Fig. 7 Temperature on expanding section of circular-to-rectangular vectored nozzle

图8表示球面过渡段矢量喷管在非加力状态下, 扩张段采用缝槽气膜冷却时喷管的壁温沿轴向和周向的变化。同轴对称矢量喷管一样, 该喷管上侧壁面的温度比较高, 下侧壁面的温度比较低, 由于该喷管的偏转段比较长, 壁温沿周向的变化比较大。

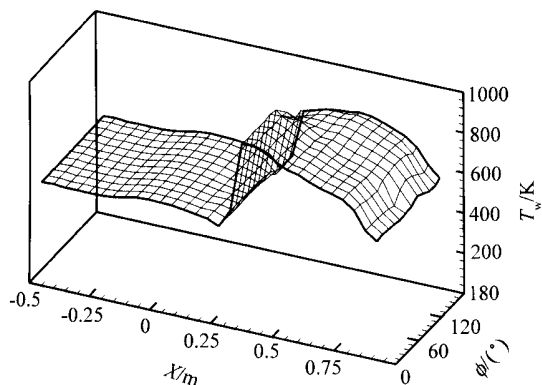


图8 球面过渡段矢量喷管壁面的温度分布

Fig.8 Temperature on expanding section of spherical-traversing vectored nozzle

5 结 论

矢量喷管喉道截面以前的壁温比较低, 喉道截面以后的壁温迅速升高, 扩张段中部的壁温最高。

矢量喷管的壁温沿周向有变化, 其中, 直矢量喷管的壁温沿周向的变化比较小, 偏转矢量喷管的壁温沿周向的变化比较大。对扩张段向负 Z 轴方向偏转的矢量喷管而言, 沿负 Z 轴方向的壁温较低, 沿正 Z 轴方向的壁温较高。对宽高比大于1的直圆转方二元矢量喷管而言, 沿宽度方向的壁温较高, 沿高度方向的壁温较低。

采用缝槽气膜冷却方式对扩张段头部的冷却

效果最佳, 采用离散小孔气膜冷却对扩张段的尾部冷却效果最佳, 采用复合气膜冷却方式可以在扩张段形成比较均匀的冷却效果。

参考文献:

- [1] Wing D J, Asbury S C. Static Performance of Multiaxis Thrust-Vectoring Cruiform Nozzle[R]. AIAA91-2137.
- [2] Capone F. Comparative Investigation of Multiplane Thrust Vextoring Nozzles[R]. AIAA92-3263.
- [3] David F Bond. Risk, Cost Sway Airframe, Engine Choices of ATF[J]. Aviation Week & Space Technology, 1991, (4): 20-25.
- [4] Staven Ashley. Thrust Vectoring: A New Angle to Air Superiority[J]. Mechanical Engeering, 1995, 117(1): 58-64.
- [5] 张小英, 王先炜, 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.
- [6] 张小英. 矢量喷管红外特性的计算研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
- [7] Frederick J Lallman. Preliminary Design Study of a Lateral-Directional Control System Using Thrust Vectoring [R]. NASA-TM 86425, 1985.
- [8] Goldstein R J, Stone L D. Row-of-Holes Film Cooling of Curved Walls at Low Injection Angles[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 574-580.
- [9] Jubran B A, Maitech B Y. Film Cooling and Heat Transfer from a Combination of Two Rows of Simple and/or Compound Angle Holes in Inline and/or Staggered Configuration [J]. Heat And Mass Transfer, 1999, 34(6): 495-502.
- [10] 张小英, 王先炜. 不同气膜冷却模型的冷却效果研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 475-479.
- [11] 葛绍岩. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.