

内腔辐射热损失对喷管壁温的影响

南京航空学院 张青藩* 吴延铭 邹建军

【摘要】 本文利用排气管内腔表面的表观黑度, 计算了内腔表面向外界环境的辐射热损失及其对喷管壁温的影响。结果表明, 喷管下游端的壁面辐射损失高达壁面总热流的 20~30%, 在壁温计算时不容忽略。

关键词: 喷管 热辐射 壁温计算

1 前言

喷气发动机尾喷管或飞机排气管内, 燃气温度很高, 从结构安全性考虑, 往往要求通过计算获得给定工况下的壁温。为此可根据壁面的热平衡条件, 通过迭代计算求得。喷管内腔是半封闭的, 从腔体表面辐射的射线中必有一部份穿越喷口散失到外界环境, 本文以 $Q_{R, ex}$ 表示这一“内腔辐射热损失”。以往的壁温计算中, 一般都假定 $Q_{R, ex} = 0$, 实际上, 当燃气温度较高时, $Q_{R, ex}$ 值很高, 忽略这一热流必将导致计算壁温明显偏高。本文主要讨论 $Q_{R, ex}$ 的计算方法及其对实际壁温的影响。

2 理论模型

如图 1 所示, 认为喷管是前端封闭的筒体。对于座标为 x_o 的筒体内表面, 单位时间从单位表面积辐射的能量应等于表面自身辐射及外部投射的反射之和, 即

$$B(x_o) = \epsilon_w \sigma T_w^4 + \rho H(x_o) \quad (1)$$

其中 $\rho = 1 - \epsilon_w$, 是灰体的表面反射率, 而对 x_o 处的投射能 $H(x_o)$ 是 x_o 以外的筒体侧表面及上游端平面的投射之和, 可根据内腔的几何关系求得。

令
$$\epsilon_a(x) = B(x_o) / \sigma T_w^4 \quad (2)$$

则 (1) 式可改写为

$$\epsilon_a(x) = \epsilon_w + (1 - \epsilon_w) H(x_o) / \sigma T_w^4 \quad (3)$$

称 $\epsilon_a(x)$ 为表观黑度, 它是实际表面辐射与黑体辐射的比值。

对于半径为 r_o 的微圆环, 重复 (1) 式至 (3) 式步骤, 可得上游端平面的表观黑度为

$$\epsilon_a(r) = \epsilon_w + (1 - \epsilon_w) H(r_o) / \sigma T_w^4 \quad (4)$$

根据内腔几何关系可建立起 $H(x_o)$ 及 $H(r_o)$ 的表达式, 它们也是 $\epsilon_a(x)$ 和 $\epsilon_a(r)$ 的函数。联立求解 (3) 和 (4) 式, 经多次迭代可得 $\epsilon_a(x)$ 沿喷管轴向的分布及 $\epsilon_a(r)$ 沿径向的分布^[1]。

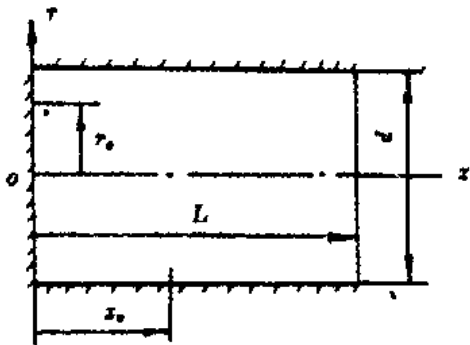


图 1 喷管的简化模型

腔体内单位面积穿越喷口散失到外界环境的辐射热流应等于表面自身辐射减去吸收的投射，若表面吸收系数与黑度系数相等，则有

$$Q_{R,ex} = \epsilon_w \sigma T_w^4 - \epsilon_w H$$

(5)

利用 (1) 式消去 (5) 式中的投射能 H ，可得腔体侧表面的辐射损失为

$$Q_{R,ex} = [-\epsilon_a(x)] \sigma T_w^4 \epsilon_w / (1 - \epsilon_w)$$

(6)

同理可得腔体上游端平面的辐射损失为

$$Q_{R,ex} = [-\epsilon_a(r)] \sigma T_w^4 \epsilon_w / (1 - \epsilon_w)$$

(7)

将喷管沿轴向分段，逐段列出热流平衡方程，通过迭代计算可求得各段的平均壁温。

3 试验与测量、结果与讨论

3. 1 试验与测量

为了验证理论模型的可靠性，测定了某引射喷管的壁温。主喷口直径 70mm，气流总温 806K，流速 190m/s。引射喷管为等直径圆筒，起始截面与主喷口齐平。一组镍铬/镍铝热电偶焊于筒体外表面，两相邻热电偶间的轴向间距为 10mm。热电偶信号由微机采集。

3. 2 结果与讨论

针对试件结构，采用文献 [2] 的方法确定二次流绝热壁温，试件外表面向环境的对流换热按自然对流关系式确定，主流与壁面间的辐射热流按文献 [3] 计算，所得结果如下。

图 2 表示不同长径比腔体的表观黑度，可见 $\epsilon_a(x)$ 沿流动方向单调下降。因此，根据 (6) 式，从下游侧表面辐射到大气的能量较高；此外，在 x/d 相同的截面， $\epsilon_a(x)$ 随腔体长径比的增加而增高，即当 L/d 增大时，相同轴向位置的内侧表面所受的遮挡更多，因此从这些表面辐射到外界环境的能量减少。当 $L/d \geq 4$ 时，腔体前半部分的 $\epsilon_a(x)$ 接于 1，表明相应的辐射损失接近零。

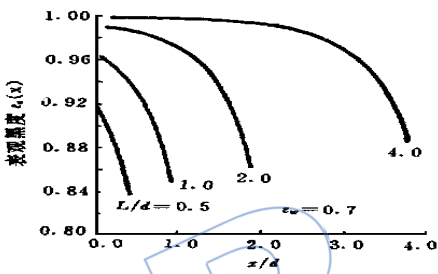


图 2 不同长径比腔体侧表面的表观黑度

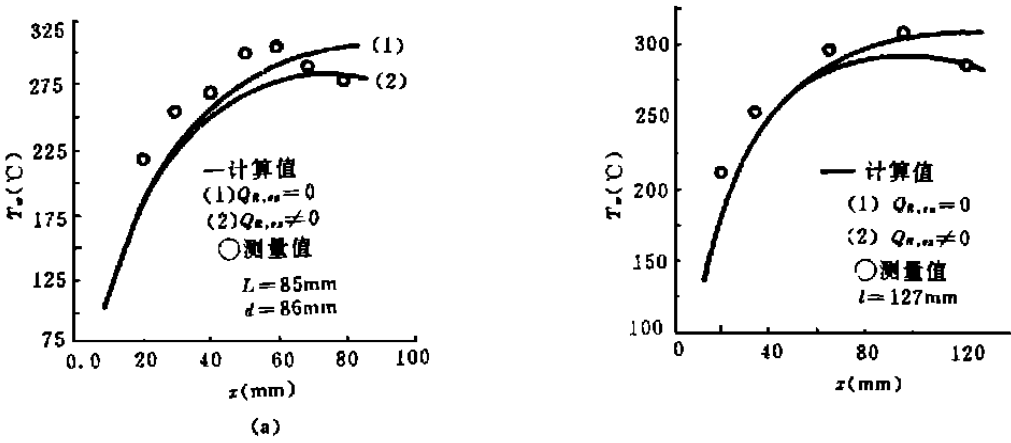


图 3 腔体壁温沿流向变化

图 3a 和 b 表示燃气总温为 806K, 长径比分别为 1.0 及 1.48 的腔体壁温, 其中曲线 (1) 和 (2) 分别表示 $Q_{R,ex} = 0$ 及 $Q_{R,ex} \neq 0$ 的计算结果。可见, 考虑辐射热损失时计算壁温降低, 沿着流动方向该下降值不断增大。图中也给出了实测的壁温, 在筒体末端, 由于 $Q_{R,ex}$ 的影响, 壁温降低。表明在计算中考虑 $Q_{R,ex}$ 的存在更能反映实际壁温的变化。

为了预估加力状态下 $Q_{R,ex}$ 对腔体壁温的影响, 利用本文提出的方法对主流为 2000K 时的换热进行了计算。图 4 表示所得的热流分布。可见, 在喷口截面 $Q_{R,ex}$ 达 12000 W/m^2 , 约占壁面总热流的 30%, 这一热损失能使计算的壁温下降约 70K。

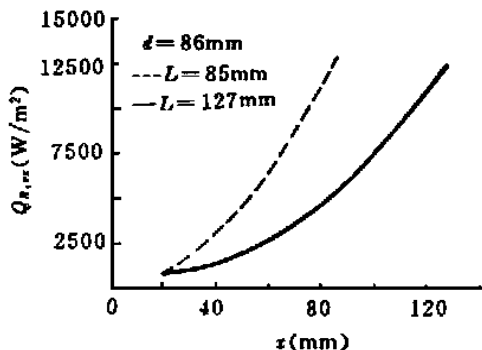


图 4 主流为 2000K 的 $Q_{R,ex}$ 分布

4 结 论

- (1) 腔体辐射损失与其长径比有关, 长径比越小, 辐射损失越大。
- (2) 腔体的辐射损失对其后段壁温的影响更为明显, 当温度较高时, 尤其在加力工况应当给予考虑。
- (3) 将腔体逐段的辐射损失叠加, 可得整个腔体的总辐射损失或整个喷管的后向辐射, 这个结果对预估喷气飞行器的红外辐射特征有重要价值。

参 考 文 献

- 1 Sparrow E M, et al. Thermal Radiation Characteristics of Cylindrical Enclosures. J. Heat Transfer, 1962, 84 (1): 73 - 81
- 2 Hatch J E, Papell S T. Use of a Theoretical Flow Model to Correlate Data for Film Cooling or Heating an Adiabatic Wall by Tangential Injection of Gases of Different Fluid Properties. NASA TN D-130, 1959
- 3 葛绍岩等. 气膜冷却. 科学出版社, 1985

(责任编辑 杨再荣)

TECHNICAL NOTES

INFLUENCE OF RADIATION HEAT LOSS OF ENCLOSURE ON WALL TEMPERATURE OF JET NOZZLE

Zhang Qingfan, Wu Yanming, Zou Jianjun

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

Using the apparent emissivity, the net heat loss of the radiation from the enclosure surface due to passing through the open end of the enclosure was calculated. The influence of the net heat loss on surface temperature was also discussed. Results showed that the net heat loss on the downstream side of the jet nozzle could reach 20 ~ 30% of total heat flux. Therefore it can not be neglected in calculating the wall temperature.

NUMERICAL ANALYSIS OF AERODYNAMIC LOSSES IN FILM-COOLED VANE CASCADE

Jiang Tao, Fan Weihong, Liu Songling

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

"Integral Boundary-Layer Parameter" method based on a 2-dimensional film-cooling flow and heat transfer prediction program STANCOOL is provided to predict the aerodynamic losses in the film-cooled vane cascade. The comparison of the numerical analysis with the corresponding experimental data demonstrates that the present method is more suitable to the case when blowing rates are low or the film cooling is located at thick local boundary layer. Finally this method is compared with another loss predicting method, named "TOTLOS", and it is concluded that both methods have their own advantages and extent of application. In practice it is reasonable to use the two methods in combination.

EXPERIMENTAL STUDY ON HEAT TRANSFER OF SEPARATED IMPINGEMENT JETS IN SHORT DISTANCE

Kang Ying, Qiu Xuguang, Zhou Wei

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

In actual cooling construction of turbine blade the relative distance between circular jets c_n/d_n is less than 3 and the relative distance of nozzle exit to target surface is also less than 3. But the available empirical formulas were achieved on the basis of very large range of these geometric parameters. Obviously, these formulas may be inaccurate in the practical narrow range of these parameters, in particular when the temperature of the turbine is very high, and on the surface of the blade exist many rows of film-cooling holes. So an experimental research on the heat transfer of impingement jets has been carried out in the actual range of the geometric parameters and new empirical formulas have been