

文章编号: 1000-8055(2007)12-2006-06

基于伴随非等温射流理论的 缝槽气膜冷却模型

张 弛, 林宇震, 许全宏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 在伴随非等温射流基础上发展了一种适用于缝槽气膜冷却绝热温比预估的数学模型. 通过合理假设推导出二维壁面射流混合层核心温度分布规律, 将其作为气膜绝热壁温, 并考虑缝槽几何特征参数和气膜吹风比对冷却效率的影响, 得到绝热温比计算公式. 用试验数据对该预估模型进行拟合分析, 得到了与试验数据拟合精度在 $\pm 8\%$ 以内的半经验预估模型, 证明该模型的可行性和应用潜力, 并需要更多的试验数据对其进行验证和改进.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 燃烧室; 缝槽气膜冷却; 绝热温比; 伴随非等温射流模型
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

A prediction model of film-cooling adiabatic effectiveness based on cohence non isothermal jet theory

ZHANG Chi, LIN Yur zhen, XU Quan hong

(National Key Laboratory on Aero Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To predict the slot film-cooling adiabatic effectiveness, a mathematic model was developed based on cohence non isothermal jet theory. The core temperature distribution of mixing layer in 2D wall jet was deduced through reasonable assumptions, and the temperature was regarded as the adiabatic wall temperature. In addition, this influence of slot geometry parameter and film blowing ratio on the cooling effectiveness was also considered, so the adiabatic effectiveness equation was obtained. The empirical coefficients in this prediction model should be fitted to the experimental data, showing that the present prediction model has an accuracy of within $\pm 8\%$ to all previous experimental data. The feasibility and potential application of this model have been demonstrated, and more experimental data are required for future verification and improvement.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft engine; combustor;
slot film cooling; adiabatic effectiveness; cohence non isothermal jet

作为航空发动机高温部件的重要冷却手段, 气膜冷却技术对其工作性能和可靠性起到了至关重要的作用, 特别是对于动力之源的燃烧室来说

更是如此. 随着当今先进航空发动机的高增压比和高涡轮前温度的发展趋势, 燃烧室冷却气量大减少, 常规缝槽气膜冷却的应用受到限制. 在冷

收稿日期: 2006-11-20; 修订日期: 2007-01-16

作者简介: 张弛(1979), 男, 四川成都人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室内传热传质及燃烧的研究.

却气量不断减小并要求严格控制的情况下, 设计过程中对气膜的冷却效率需要更精确的预估, 以决策采用合理的火焰筒冷却方案与结构. 如果对冷却效果的预估值和实际情况相差太大, 在允许的放宽范围内满足不了冷却要求, 则需要对燃烧室结构做较大的改动, 这对于航空发动机研制来讲是相当忌讳的, 会大大增加研制周期和难度. 因此, 对冷却效率的预估在航空发动机设计阶段越来越重要. 尽管对缝槽气膜冷却的研究内容已有很多, 国内外对其冷却效率的预估模型也不少, 但由于气膜冷却机理的复杂性, 已有的大部分预估模型仍然存在精度问题, 还有些预估方法过于繁琐, 难以应用.

本文以伴随非等温射流为理论基础对缝槽气膜的二维射流进行分析, 推导出一种形式简单的气膜绝热温比预估模型, 该模型必须考虑缝槽几何结构以及射流气动因素对冷却效果的影响. 预估模型中存在某些经验系数, 用本文作者过去的试验数据对其进行拟合分析, 从而得到具有较高精度的缝槽气膜绝热温比半经验预估公式, 以满足工程应用需求.

1 气膜冷却预估模型介绍

缝槽气膜冷却主要靠在壁面覆盖高效的冷却气膜以防止高温燃气与壁面直接接触而起到冷却的作用, 图 1 是其结构示意图. 气膜冷却效率多采用绝热温比 $\eta_{kw} = \frac{T_g - T_{w, ad}}{T_g - T_a}$ 来描述, 它将气膜的气动特性和对流换热特性一分为二, 避免了气固耦合传热的复杂性, 便于基础研究和数据整理^[1-7]. 在对缝槽几何结构的描述参数中, Sturges^[2-3] 提出的几何特征参数 $MIX_N = \frac{psL}{dDL}$ 是较全面的综合性参数, 本文将它作为影响气膜冷却效率的结构参数. 吹风比 $m = \frac{\rho_{u_i}^{[2-7]}}{\rho_{g u_g}}$ 是最常用的描述气膜射流和主流之间密流比的气动参数, 本文仍将采用它来体现射流气动特性对冷却效率的影响.

描述缝槽气膜冷却机理和绝热温比预估的模型已有很多, 表 1 列出了部分常用的计算模型. 早期的缝槽气膜冷却研究多基于湍流附面层理论^[6-7], 适合于气膜吹风比较小的情况. 为了更好的估算大吹风比下气膜出口附近的绝热温比, 很多研究者发展了半限制壁面射流理论^[2-3, 6-10], 并考虑了舌片厚度、流通面积等几何因素的影响

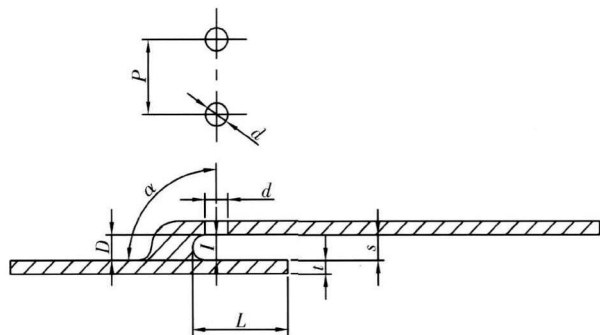


图 1 缝槽气膜几何结构

Fig. 1 Slot film geometrical configuration

响^[6-7], 或根据气膜的发展分段计算^[3]. 实际上, 壁面射流理论与本文所研究的伴随非等温射流理论^[9-10]基本一致, 但是由于过去的计算模型对缝槽几何因素考虑不全而导致在推广应用中的精度问题比较突出. 湍流混合理论是用壁面射流和主流的混合层内质量平均温度代替绝热壁温, 忽略了混合层内的温度梯度, 因此对气膜冷却的预估精度有限^[1, 6], 而且对于不同的缝槽几何结构其关键的湍流混合系数值变化较大, 不能直接表现结构对冷却效率的影响. Mongia^[5]为了满足工程应用, 根据试验数据整理得到了考虑缝槽几何因素的气膜冷却绝热温比纯数学计算模型, 也具有相当高的精度, 但缺陷就是各参数间的关系不是很清晰, 计算过程过于繁琐.

2 伴随非等温射流理论分析

缝槽气膜冷却实质上是属于伴随非等温半限制壁面射流^[9-10]. 在壁面法向上, 既存在二次流的附面层, 又存在二次流与主流的混合层, 如图 2 所示. 而对于射流速度不大的绝热壁面而言, 可以近似假设附面层内法向温度梯度为零, 即绝热壁温与混合层下边界上的温度相等^[9], 避免了对附面层内速度和温度的积分求解. 因此, 对于伴随非等温射流, 理论上气膜绝热壁温取决于混合层内的中心温度分布. 射流边界层的形成对非等温射流而言, 其速度场的内外边界以及速度在横截面上的分布, 实际上与温差场相关位置和分布并不重合而是略有区别, 这是因为射流在周围介质中的热量扩散比动量扩散较快的缘故, 但是在工程实际计算中, 一般认为两者的内外边界是相同的.

为了便于分析, 先假设气膜射流为非伴随射流, 即周围介质与射流有相同的速度, 射流的速度边界层分布规律为 $\frac{y_b}{s} = 1 + K \frac{x}{s}$, 其中 K 值与射流出口湍流系数有关.

表 1 缝槽气膜冷却绝热温比预估模型^[1,5-8]

Table 1 Prediction models for slot film cooling adiabatic effectiveness^[1,5-8]

研究者	数 学 模 型	理论基础
Stollery, EF Ehwany (1965)	$\eta_{aw} = 3.68 \left(\frac{x}{ms} \right)^{-0.8} \left(Re_s \frac{\mu_a}{\mu_g} \right)^{0.2} \quad (1)$ 式中 $Re_s = \frac{\rho_a u_{a,s}}{\mu_a}$ 缝槽出口雷诺数.	湍流附面层理论
Ballal, Lefebvre (1973)	$\eta_{aw} = 0.6 \left(\frac{x}{ms} \right)^{-0.3} \left(Re_s \frac{m\mu_a}{\mu_g} \right)^{0.15} \quad (2)$ 适用范围 $m = 0.5 \sim 1.3, \rho_a/\rho_g = 0.8 \sim 2.5$ $s = 1.9 \sim 6.4 \text{ mm}, x/s = 0 \sim 150$	湍流附面层理论
Ballal, Lefebvre (1972)	当 $0.5 < m < 1.3$ 时 $\eta_{aw} = 1.10 m^{0.65} \left(\frac{\mu_a}{\mu_g} \right)^{0.15} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.2} \left(\frac{t}{s} \right)^{-0.2} \quad (3)$ 当 $1.3 < m < 4.0$ 时 $\eta_{aw} = 1.28 \left(\frac{\mu_a}{\mu_g} \right)^{0.15} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.2} \left(\frac{t}{s} \right)^{-0.2} \quad (4)$	壁面射流理论
Sturgess (1969)	对于机械加工缝槽 $\eta_{aw} = 1.0 - 0.12 S_N^{0.65} \quad (5)$ 对于板金焊接缝槽 $\eta_{aw} = 1.0 - 0.094 S_N^{0.65} \quad (6)$ 式中 $S_N = \frac{x - x_p}{ms} \left(Re_s \frac{\mu_a}{\mu_g} \right)^{-0.15} \frac{A_0}{A_{eff}}$	壁面射流理论
葛绍岩 (1980)	当 $m < 1$ 时 $\eta_{aw} = 2.73 m^{0.4} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.38} \left\{ \begin{matrix} \frac{x}{s} \leq 20 \\ 20 < \frac{x}{s} < 150 \end{matrix} \right. \quad (7)$ $\eta_{aw} = 4.55 m^{0.4} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.58} \left\{ \begin{matrix} \frac{x}{s} \leq 20 \\ 20 < \frac{x}{s} < 150 \end{matrix} \right. \quad (8)$ $\eta_{aw} = 2.04 m^{0.4} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.38} \quad (9)$ 在 $\frac{x}{s} < 65.2$ 和 $0.45 < m < 1$ 情况下, 取公式(8)和(9)中较低的值; 当 $1 \leq m < 2$ 时 $\eta_{aw} = 1.96 m^{0.55} \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.38} \left\{ \begin{matrix} \frac{x}{s} < 150 \\ \frac{x}{s} < 150 \end{matrix} \right. \quad (10)$ 当 $2 \leq m < 3.5$ 时 $\eta_{aw} = 2.71 \left(\frac{x}{s} \right)^{-0.38} \left\{ \begin{matrix} \frac{x}{s} < 150 \\ \frac{x}{s} < 150 \end{matrix} \right. \quad (11)$	壁面射流理论
Jubasz (1971)	$\eta_{aw} = \frac{1}{1 + C_m \frac{x}{ms}} \quad (12)$ 式中 C_m 是湍流混合系数.	湍流混合理论
Li, Mongia (2001)	式中 $\eta_{aw} = \exp \left[-a \left(\frac{x}{ms} \right)^b \right] \quad (13)$ $a = \frac{2.8(\nu/s)^{0.125}(1 + \sin \alpha_2)^{1.25}}{(1 + \sin \alpha_1)^{1.25}} f_1(m)$ $b = \frac{f_2(m)}{1 + 0.15(1 + \sin \alpha_3)^{1.1}(1 + \sin \alpha_2)^{2.8} \cos(\alpha_1 - \alpha_2) \cos(\alpha_1/1.5) m^{1.5}}$ $f_1(m) = 0.0167 - 0.1285m + 0.2876m^2 - 0.1141m^3$ $f_2(m) = 2.6717 - 4.4342m + 3.7136m^2 - 1.1574m^3$	

绝热温比半经验预估模型, 其中的经验常数 k 和指数 a, b, c 均需通过试验确定

$$\eta_{\text{lav}} = \frac{1}{\sqrt[1 + kMIX_N^a m^b \left(\frac{x}{s}\right)^c]} \quad (14)$$

3 半经验模型预估性能

为了确定本文缝槽气膜冷却绝热温比预估模型中的经验系数, 对三种缝槽结构的气膜冷却开展了试验研究, 得到不同吹风比下的展向平均绝热温比数据, 详细的试验装置、方法以及试验件结构请参见文献[11]. 利用这些试验数据对预估模型中的经验系数进行拟合分析, 确定了基于伴随非等温射流理论的缝槽气膜冷却绝热温比计算公式

$$\eta_{\text{lav}} = \frac{1}{\sqrt[1 + 0.05257MIX_N^{0.9465} m^{-1.2273} \left(\frac{x}{s}\right)^{1.697}]}$$

由于试验数据有限, 目前能证明上式有效的适用范围为: $0.37 < MIX_N < 0.7, 0.5 < m < 3, 0 < x/s < 70$. 今后还需要更充足的试验数据支持该模型, 以获得更宽广的适用范围.

图 3 是文献[11]中某缝槽气膜冷却试验件在不同吹风比下的绝热温比试验数据与本文的半经验预估模型(14)计算值的比较, 可以看出, 除了在 $m = 3$ 时 $x/s < 40$ 区域内计算值较试验值稍高以外, 在绝大部分情况下两者符合得相当好.

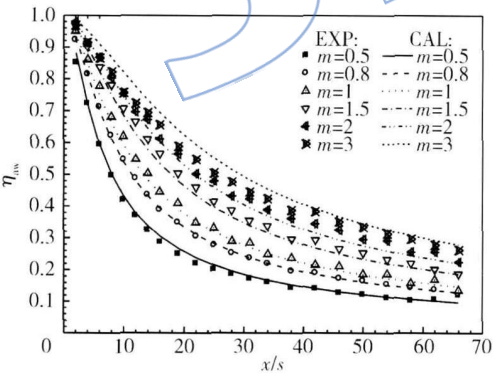


图 3 预估模型(14)与试验数据比较
Fig.3 Calculated film cooling adiabatic effectiveness by equation 14 against experimental data

利用该试验件在 $m = 1$ 时的试验数据对本文的预估模型(14)和其他几种常用模型计算值作比较, 如图 4 所示, 公式(14)显然是与试验值符合得最好的预估模型. 以试验数据为参考, 计算模型(2), (3)和(10)的精度较差, 计算值与试验值相距

甚远, 只是公式(10)在气膜出口不远处与试验值较为接近. 而预估模型(12)的计算值与试验值较为接近, 但是值得注意的是, 本文中这里的湍流混合系数取 $C_m = 0.0695$ 是经过与文献[11]的试验数据拟合得到的, 它将缝槽几何结构因素隐匿其中, 意味着对于不同的缝槽结构该系数值也是不同的, 这就导致了该公式无法在不同缝槽结构间进行推广应用. 相比而言, 预估模型(13)在没有经过任何加工处理的情况下, 其绝热温比计算值也能表现与本文所用试验值很相近的变化趋势, 不过在 $x/s < 10$ 的区域内稍低于试验值, 而在 $x/s > 10$ 区域内偏高.

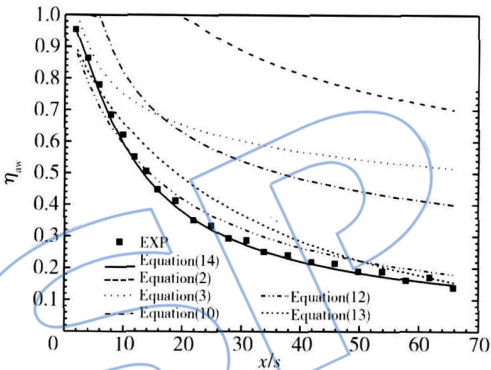


图 4 不同预估模型气膜绝热温比计算值对比
Fig.4 Comparison of the calculated film cooling adiabatic effectiveness by different prediction models

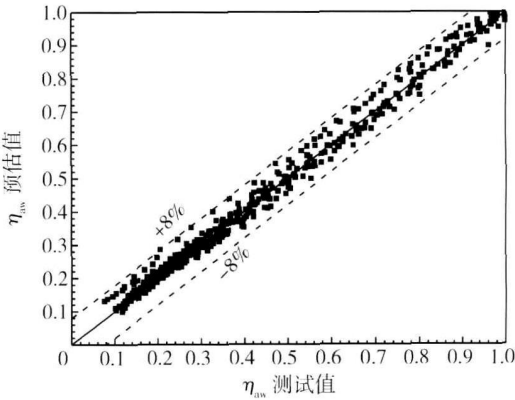


图 5 计算模型(14)对试验数据的预估误差
Fig.5 Precision of equation (14) to experimental data

图 5 则清楚的说明所有气膜绝热温比试验测量数据^[11]都分布在本文预估模型(14)计算值的 $\pm 8\%$ 误差带内. 可见, 以伴随非等温射流理论为基础的缝槽气膜冷却绝热温比预估模型, 与试验数据有相当好的可拟合性和较高的拟合精度, 但是这还不足以说明该模型已经具备了相当好的预

估能力, 还需要更多的试验数据对其进行验证和进一步的改进完善.

4 结 论

本文将缝槽气膜冷却作为二维伴随非等温射流来研究, 通过一定的合理假设, 得到了射流混合层内的速度和温度分布规律, 从而确定了一种新的气膜冷却绝热温比简化计算模型. 考虑到伴随射流的相对性与湍流混合特性, 并为了描述缝槽结构和射流气动特性对冷却效率的影响, 在该计算模型引入常用的缝槽几何特征参数 MIX_N 和吹风比 m , 并用试验数据对该模型中的经验系数进行拟合, 得到了拟合精度在 $\pm 8\%$ 以内的气膜绝热温比半经验预估模型

$$\eta_{aw} = \frac{1}{\sqrt{1 + 0.05257 MIX_N^{0.9465} m^{-1.2273} \left(\frac{x}{s}\right)^{1.697}}}$$

适用范围

$$0.37 < MIX_N < 0.7,$$

$$0.5 < m < 3, 0 < x/s < 70$$

鉴于所用的拟合数据有限, 本模型的预估能力还需要通过更多的试验数据验证, 并对所采用的经验系数值进行优化改进, 拓宽适用范围, 才能够达到工程应用要求, 因此大量后继工作正待进行.

参考文献:

[1] Jubasz A J, Marek C J. Lewis research center combustor liner film cooling in the presence of high free stream turbulence[R]. NASA TN D-6360, 1971.

[2] Sturgess G J. Design of combustor cooling slots for high film effectiveness: Part II - Film initial region[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1986, 108: 361-369.

[3] Sturgess G J. Design of combustor cooling slots for high film effectiveness: Part I - Film general development[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1986, 108: 354-360.

[4] Mongia H C, Kumar G N. Validation of an advanced turbulence model with DOE film effectiveness test data on a machined ring liner[R]. Salt Lake City: 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2001-3269, 2001.

[5] Li S C, Mongia H C. An improved method for correlation of film cooling effectiveness of gas turbine combustor liners[R]. Salt Lake City: 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2001-3268, 2001.

[6] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988: 340-373.

[7] Lefebvre A-H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Talor & Francis, 1999: 289-293.

[8] 葛绍岩, 刘登瀛, 许靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985: 93-105.

[9] 谢象春. 湍流射流理论与计算[M]. 北京: 科学出版社, 1975: 178-216.

[10] 赵承庆, 姜毅. 气体射流动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998: 113-115.

[11] 张弛, 许全宏, 林宇震. 不同缝槽进气孔间距的纯气膜绝热温比试验研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 533-537.

ZHANG Chi, XU Quanhong, LIN Yuzhen. Experimental investigation on the film cooling adiabatic effectiveness with different slot inlet hole pitches[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 533-537.