

文章编号: 1000-8055 (2005) 02-0192-05

燃气轮机燃烧室进气孔流量系数的数值模拟

崔玉峰^{1,2}, 徐纲¹, 田学清¹, 黄伟光¹

(1 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100080;

2 中国科学院研究生院, 北京 100080)

摘要: 采用数值模拟方法研究了简单平圆孔、某型燃气轮机的气膜冷却孔的流量系数与几何参数和流动参数的关系, 并得到了简单的流量系数的计算公式; 将得到的简单平圆孔的计算公式与实验资料和理论分析结果进行了比较, 吻合的很好。还研究了当用缝隙代替冷却孔来简化燃烧室几何时如何确定缝隙的面积。计算结果表明用数值模拟来确定燃烧室进气孔的流量系数是一种可行的并且简单、有效、准确的方法。

关键词: 航空、航天推进系统; 流量系数; 燃气轮机燃烧室; 数值模拟; 平圆孔; 冷却孔

中图分类号: TK473.2

文献标识码: A

Numerical Simulation Studies on the Discharge Coefficient of Gas Turbine Combustor Liner Air Holes

CU I Yu-feng^{1,2}, XU Gang¹, TIAN Xue-qing¹, HUANG Wei-guang¹

(1 Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;

2 Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract The discharge coefficient of the plain circular holes and the film cooling holes were investigated with numerical simulation method. The relation of the discharge coefficient to the geometrical and the flow parameters were studied. Results of the proposed formula for plain circular hole were compared with the experimental and theoretical data, and they agreed well. Sometimes slot is used instead of circular holes to simplify the geometry of the combustor. The determination of gap's equivalent area was also investigated. All calculated results indicate that numerical simulation is a feasible, simple and effective method to determine the discharge coefficient of the gas turbine combustor air holes.

Key words: aerospace propulsion system; discharge coefficient; gas turbine combustor; numerical simulation; plain circular hole; film cooling hole

燃烧室研制过程中经常要研究火焰筒的空气流量分配, 比如在燃烧室初步设计时, 要先确定空气流量分配, 随后根据空气流量分配来确定各进气

装置的数目, 几何尺寸; 在火焰筒几何尺寸一定, 燃烧室进口参数已知情况下, 需要计算火焰筒空气流量分配, 并把空气流量分配资料和以后燃烧室试

收稿日期: 2004-02-23; 修订日期: 2004-06-24

基金项目: 中国科学院知识创新工程重大项目煤炭联产系统中动力生产核心技术研发

作者简介: 崔玉峰(1976-), 男, 山东临邑人, 中国科学院工程热物理所博士研究生, 主要从事燃气轮机燃烧室的数值模拟研究

验得出的性能联系起来。在此过程中孔的流量系数是必需的基本资料。

目前有两种确定流量系数的方法。第一种是完全经验的方法, 比如NASA-TN-3663^[1]的方法, 它是通过对各种孔形在各种条件下进行大量实验得出的一套实验资料。应用时只要根据孔形及工作条件求出流动参数 K 及压比 p_1/p_0 , 便可以在相对应的曲线上查出对应的流量系数值。由于孔的形式以及尺寸多种多样, 并且影响孔的流量系数的因素很多, 需要进行大量的实验。并且由于每个人进行实验时测压点取的位置有所不同, 由此得出的孔的流量系数也存在一定的差异。因此实际进行燃烧室设计计算时所采用的孔的流量系数的实验资料也不是完全可信的。此外, 流量系数实验通常都是在常压下进行的, 实际燃烧室工作时是高压, 而流量系数会随 Re 有所变化。

另一种方法是文献[2]介绍的半经验的方法, 这个方法不必依赖于大量的实验曲线, 只需查2个实验常数, 因此应用比较方便, 计算的结果与第一种方法相当一致。但这种方法仅适用于简单平圆孔的计算。

为了能更方便准确地计算各种孔的流量系数, 本文用数值“实验”来代替真实实验, 然后再按照第二种方法中得到的无量纲参数对计算结果进行回归, 得到了便于使用的代数关系式。这种方法有很多优点: 首先, 不用进行大量的实验; 其次, 对于某些特殊的孔在文献中查不到相应的实验资料时, 用这种方法可以方便快捷地确定它的流量系数与其几何参数以及流动参数的关系; 第三, 实验总会受到实验室条件的限制, 不能考虑某些参数的影响, 比如燃烧室高温高压的工作条件, 所能研究的工况和几何形状的数量也是有限的。数值模拟方法则没有这些限制, 可以随意改变孔的形状、尺寸以及工况。

1 数值模拟方法

本文采用CFD商业软件Fluent来进行计算的, 选取了标准湍流模型, 壁面采用标准壁面函数来处理, 二阶迎风差分格式, 压力-速度耦合采用SIMPLE算法。空气的密度按理想气体状态方程计算。

2 结果分析

2.1 简单平圆孔

影响孔的流量系数的因素很多, 主要有孔的形

状、类型, 孔的间距与环形通道高度之比(宽/高), 经过火焰筒的压力降, 流量比 α , 环形通道中的流速, 火焰筒内流速, 雷诺数 Re 或空气压力等。简单平圆孔是火焰筒上最常见的进气孔形式, 文献中发表了大量的关于它的流量系数的实验数据, 并且文献[2]经过理论分析得到了计算它的流量系数的关系式。因此, 为了验证数值模拟的准确性, 首先研究了简单平圆孔的流量系数, 并将得到的回归公式与实验结果进行了对比。计算的几何形状如图1所示, 孔的上方空间为火焰筒外的环

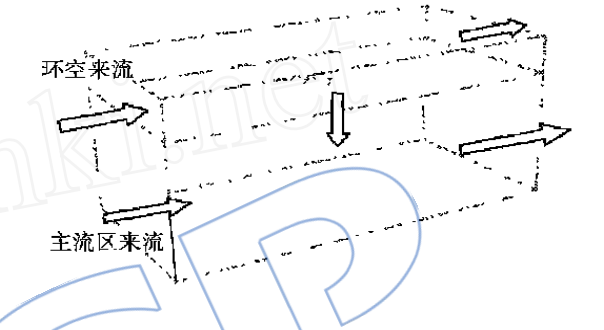


图1 简单平圆孔计算域简图
Fig. 1 Computational domain sketch of plain circular hole

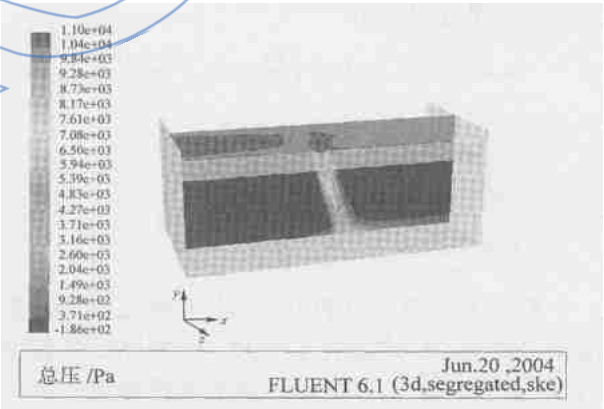


图2 平圆孔的某工况的总压分布图
Fig. 2 Total pressure contour of one case of plain circular hole

形通道, 下方空间为火焰筒内主流区。空气从上方通道左端进入, 一部分经过小孔进入主流区, 一部分从右端流出。主流区空气也从左端流入, 速度为 10 m/s 。考虑到孔与孔之间的相互作用, 几何两侧都取为周期性边界条件。取来流通道的入口总压和静压分别作为孔前的总压 p_0^* 和静压 p_1 , 取主流区入口静压作为射流压力 p_{j0} 。通过小孔的流量由Fluent后处理中的面积积分方法得到。为了充分验证数值模拟方法的可行性, 计算涉及到的几

何参数以及流动参数的范围都很广, 开孔面积与流通道的横截面面积比 a 为 0.044~0.44, 流道的宽高比为 1.28~5, 出口压力 0.1~1 MPa, 压比 p_1/p_j 为 1.03~1.2。计算时针对同一个尺寸的流道, 先保持主流区内的压力基本不变, 每改变一次环空中来流的压力就计算一个工况; 然后改变主流区压力, 再重复上述计算。这样每改变一次几何或者流动参数, 就得到一组关于平圆孔流量系数的数据, 然后根据文献 [2] 中的关系式对这些数据进行了整理。图 2 是其中的一个工况的总压分布图, 从中可以清楚地看到小孔射流的轨迹。

文献 [2] 经过理论分析认为简单平圆孔的流量系数主要由 4 个无量纲参数决定:

$$Cd = \left[1 + 0.535 \left(\frac{p_1}{p_j} - 1 \right) \right] \frac{\alpha}{a \sqrt{K}} \quad (1)$$

并且它们之间存在如下形式的关系式:

$$\frac{K-1}{\alpha/a} = A \cdot \left[1 + 0.178 \left(\frac{p_1}{p_j} - 1 \right) \right] \cdot \sqrt{K+B} \quad (2)$$

其中 K 为流动参数, $K = \frac{p_1 - p_j}{p_1 - p_1}$, A 和 B 为 2 个经验常数, 由孔的流量系数实验资料归纳得出。为叙述简单起见, 令:

$$\begin{aligned} x &= \left[1 + 0.178 \left(\frac{p_1}{p_j} - 1 \right) \right] \cdot \sqrt{K} \\ y &= \frac{K-1}{\alpha/a} \\ z &= \left[1 + 0.535 \left(\frac{p_1}{p_j} - 1 \right) \right] \frac{\alpha}{a \sqrt{K}} \end{aligned}$$

根据上述理论分析结果, 将不同几何的计算结果分别按 (2) 式进行了整理, 并进行了线性回归, 确定了系数 A , B 的值。结果发现得到的 A , B 随着流道及孔的几何尺寸各种因素的变化并不是太明显。鉴于此, 把所有的计算结果整理在一起 (如图 3 所示) 并回归后得到:

$$y = 1.685x - 0.2876 \quad (3)$$

然而文献 [2] 根据实验数据回归的结果 A 和 B 会随着通道的宽高比以及流量比 α 而变化, 之所以这样可能是由整理结果时采用的射流压力所取的位置不同造成的。文献 [2] 中把主流区中射流孔下游的压力作为射流压力, 而本文取的是上游值 (主流区入口, 与孔的距离大于 5 倍孔径), 因为下游已经受到射流的影响, 流量有所增加, 保持主流区入口和出口条件不变时下游的静压值会随着射流孔的流量的不同而有所不同, 相比之下, 上游压

力值受射流的影响就要小一些, 以此本文认为取上游值更合理一些。

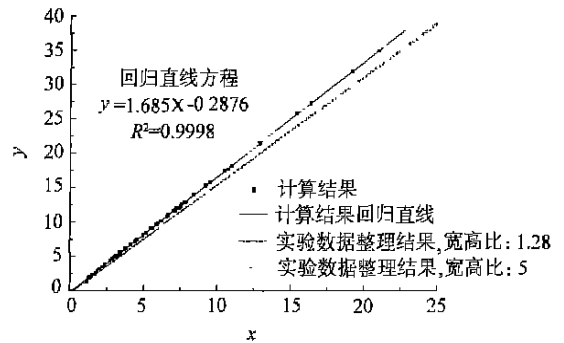


图 3 简单平圆孔的 $y \sim x$ 拟合结果

Fig. 3 $y \sim x$ Fitting results of plain circular hole

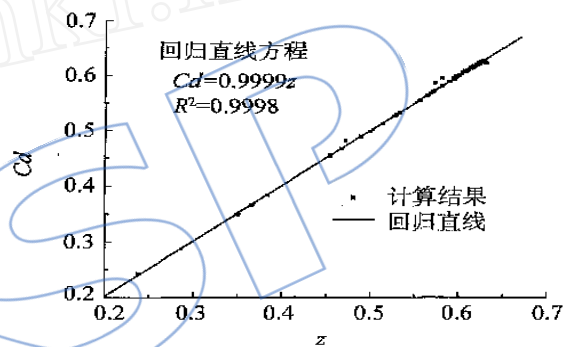


图 4 简单平圆孔 $Cd \sim z$ 拟合结果

Fig. 4 $Cd \sim z$ Fitting results of plain circular hole

随后又将计算结果按 $Cd \sim z$ 进行了整理, 如图 4 所示。流量系数根据文献 [3] 中给出的公式计算。对数值模拟结果回归后得到下式:

$$Cd = 0.9999z \quad (4)$$

该式与 (1) 式吻合得非常好。此外由图 4 中还可以看出本文回归的直线与文献 [4] 中根据实验资料回归得到的也非常接近。由此可见用数值模拟的方法来确定简单平圆孔的流量系数得到的结果是令人满意的。

计算结果还考虑了主流区速度的影响。保持环空中的入口出口以及主流区的出口边界条件不变, 把主流区的速度从 10 m/s 增加到 100 m/s 时, 射流孔的流量变化只有 1% 左右, 说明在燃烧室一般的工作条件下主流区内气体的流动速度变化进气孔的进气量的影响是很小的。

2.2 气膜冷却孔

在用数值模拟方法研究了平圆孔的流量系数的基础上, 又对某型燃气轮机燃烧室的火焰筒上的气膜冷却孔的流量系数进行了研究, 其几何如图 5

所示, 该燃烧室是回流式, 环空与主流区中的空气流动方向相反, 在图中环空中空气是从右端进入, 左端流出, 而主流区则正好相反。按照与简单平圆孔相同的方法对计算结果进行了整理, 结果表明冷却孔的流量系数与简单平圆孔遵循相同的规律。如图 6、图 7 所示。将计算结果按式 (1)、(2) 回归后得到如下关系式:

$$y = 1.6112x - 0.2359 \tag{5}$$

$$Cd = 1.0744z \tag{6}$$

与简单平圆孔相比, (6) 式与 (4) 式形式相同, 但是右端的系数有所增大。

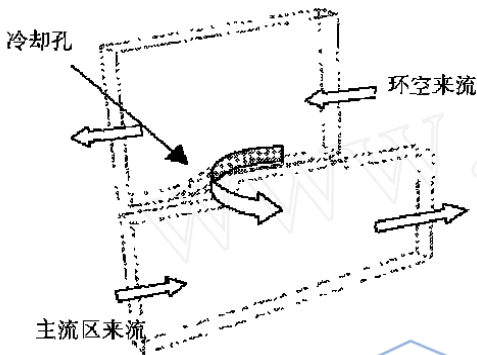


图 5 气膜冷却孔计算域简图
Fig 5 Computational domain sketch of film cooling hole

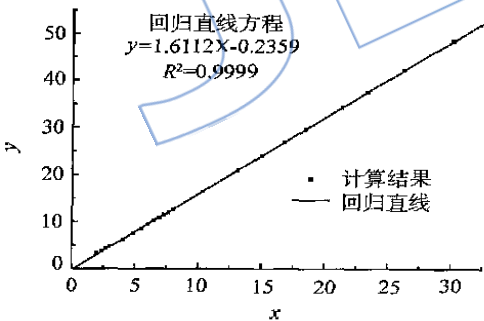


图 6 气膜冷却孔 $y \sim x$ 拟合结果图
Fig 6 $y \sim x$ Fitting results of film cooling hole

由于火焰筒上的冷却孔的数量非常多, 每一排都有 100~200 个孔, 在对燃烧室整体进行数值模拟时, 要完全按照实际的火焰筒几何形状来建立求解区域是不现实的, 为了简化几何, 可以考虑用缝隙来代替冷却孔。然而缝隙与孔的几何形状不同, 流量系数也不一定相同, 应该用多大的缝隙来代替冷却孔才能保证在相同的工况下通过它们的空气流量相等取决于缝隙与冷却孔的流量系数之间的

关系式, 因此还需要研究缝隙的流量系数的关系式。

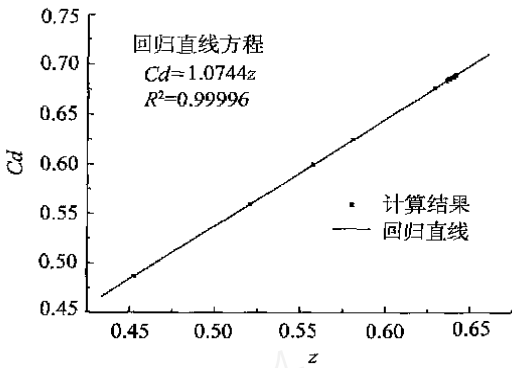


图 7 气膜冷却孔 $Cd \sim z$ 拟合结果图
Fig 7 $Cd \sim z$ Fitting results of film cooling hole

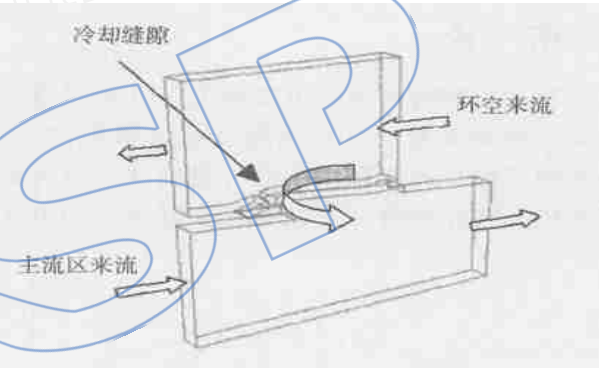


图 8 冷却缝隙计算域简图
Fig 8 Computational domain sketch of film cooling gap

计算的缝隙的几何与冷却孔基本相同, 但是用缝隙代替了冷却孔, 如图 8 所示, 经过整理得到关于缝隙的流量系数的关系式:

$$y = 1.8234x - 0.9189 \tag{7}$$

$$Cd = 1.0731z \tag{8}$$

当以缝隙代替孔时, 应满足下列条件: p_1/p_i 相等; K 相等; α 相等 (即流量也相等)。根据上述条件就可以求出 a 之比则为保持通过缝隙和冷却孔流量相等时它们之间的面积比。用下标 1 代表冷却孔, 下标 2 表示缝隙, 则有:

$$\frac{a_2}{a_1} = \frac{A_2x + B_2}{A_1x + B_1} \tag{9}$$

将 A_1 , B_1 , A_2 和 B_2 值代入上式, 并绘制成图, 如图 9 所示。

在我们所研究的火焰筒工作工况下, x 值一般在 2~10 之间, 此时面积比大约在 0.9~1.1 的范围内, 都非常接近 1, 因此可以使缝隙的面积与冷却

孔面积相等,就能够基本保证在相同的流动条件下通过缝隙和冷却孔的空气流量相等。

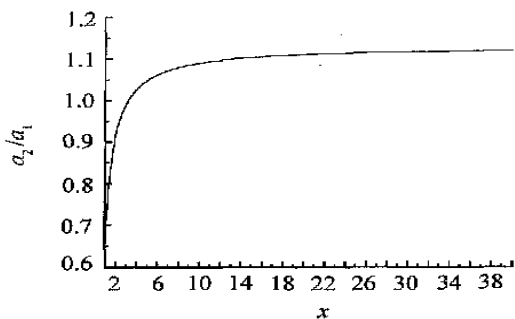


图9 相同流动条件下保持缝隙与冷却孔流量相等时,缝隙与冷却孔的面积比

Fig. 9 Area ratio of gap to hole on the same flow conditions

3 结 论

本文用数值模拟的方法研究了几种燃烧室进气孔的流量系数与几何参数和流动参数的关系,并得到了简单的流量系数的计算公式。首先研究了简单平圆孔并将计算结果与文献中发表的实验

数据和理论分析结果进行了对比,吻合的非常好。接着研究了某型燃气轮机燃烧室冷却孔的流量系数,并研究了当用缝隙代替冷却孔来简化燃烧室几何时如何确定缝隙的面积。

所有计算结果证明用数值模拟方法来确定燃烧室进气孔的流量系数具有方便、快捷、经济、灵活的特点,它可以为燃烧室的初步设计提供准确可靠的流量系数资料,同时它也可以成为把握国外先进的燃气轮机燃烧室设计思想,研究其流量分配、开孔规律的简单而有效的重要方法。

参考文献:

- [1] Dittrich R T. Discharge Coefficient for Combustor Liner Air-Entry Holes [R]. I. Circular Holes with Parallel Flow, NACA-TN-3663, 1965
- [2] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 宇航出版社, 1988
- [3] 焦树建. 燃气轮机燃烧室(修订本)[M]. 北京: 机械工业出版社, 1990
- [4] 金如山. 经火焰筒进气孔空气流动的流量系数及进气角度的经验式[R]. 北京航空学院科学研究报告, BH-B262, 1975