

空发动机高温部件的气膜冷却设计提供必要的参考数据。

2 实验装置及实验孔形

实验在西北工业大学回流式传热风洞中进行, 矩形实验段尺寸 $2.2\text{m} \times 0.5\text{m} \times 0.27\text{m}$, 实验段进口前收缩比为 $7.69 : 1$, 顶板和两侧壁板由有机玻璃构成, 底板装有喷孔试件与二次流系统相连。孔的出口即为回流式风洞的试验段, 孔的进口与稳压箱连接, 二次流流量采用浮子流量计和控制阀进行调节。

为了对测量结果进行比较, 本实验选用的三种孔形均开在相同的壁厚上, 如图 1 所示, 孔轴线与平面的夹角均为 30° , 圆锥形孔及簸箕形孔均是在圆柱形孔的基础上加工而成的, 前者孔口是一个张角为 30° 的圆锥形开口, 后者孔口是由四个平面组成, 形同簸箕, 其底面与孔轴线的夹角为圆锥形孔张角的一半, 即 15° , 两个侧面的夹角为 15° 。

本实验中气流速度不高, 可以按不可压流来处理, 流量系数可以采用下式计算:

$$C_d = \frac{m_2}{A_2 \sqrt{2\rho_2(p_2^* - p_\infty)}}$$

其中 m_2 为实测的二次流流量, A_2 为喷孔圆柱部分的横截面积, p_2^* 为稳压箱中二次流总压, p_∞ 为风洞中主流静压。

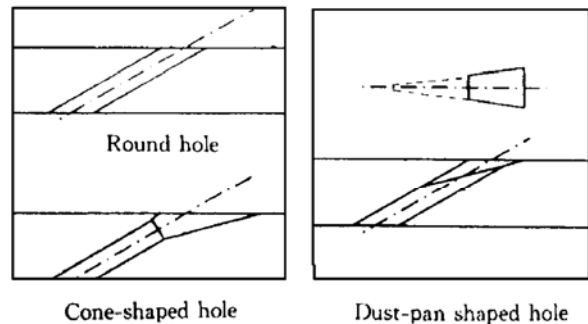


Fig. 1 Sketch of film cooling holes

3 实验结果

重点研究二次流雷诺数及吹风比对簸箕形孔, 圆锥形孔及圆柱形孔流量系数的影响, 为统一起见, 二次流雷诺数均用三种孔形圆柱部分的直径 D 及气流的平均流速 U_2 来定义:

$$Re = \rho_2 U_2 D / \mu$$

本实验的实验参数范围为: 二次流雷诺数 $Re = 10000 \sim 25000$, 二次流吹风比 $Ma = 0.3 \sim 2.0$, 在上述范围选取了 26 个工况分别对三种孔形进行实验。

图 2 (a)、(b) 及 (c) 分别给出了圆柱形孔, 圆锥形孔及簸箕形孔流量系数的测量结果。可以看出, 在相同的二次流雷诺数下, 三种孔形的流量系数受吹风比的影响都很大, 并随吹风比的增大而增大, 特别是在吹风比较小时, 影响尤为明显。

当吹风比较大时, 流量系数随吹风比的变化幅度较小, 并逐渐趋于一个定值。从定量上看, 圆锥形孔的流量系数最大, 簸箕形孔的次之, 圆柱形孔的最小。说明圆柱形孔的流动损失最大。在现代高性能航空发动机中, 由于燃气温度很高, 所需要的冷气量增多, 在高吹风比下继续沿用圆柱形喷孔, 将会造成很大的流动损失。从实验的结果看, 圆锥形孔及簸箕形孔的流量系数分别比圆柱形孔的高出约 20% 及 16% 。因此用它们代替圆柱形喷孔, 将有利于减少气动损失。

比较同一吹风比下不同二次流雷诺数下的流量系数, 可以看出, 在实验的吹风比范围内, 雷诺数对簸箕形孔的流量系数几乎没有影响, 在较高的吹风比范围内, 对圆柱形孔及圆锥形孔的流量系数有影响, 并使流量系数随雷诺数增大而增大, 但影响的幅度不大。

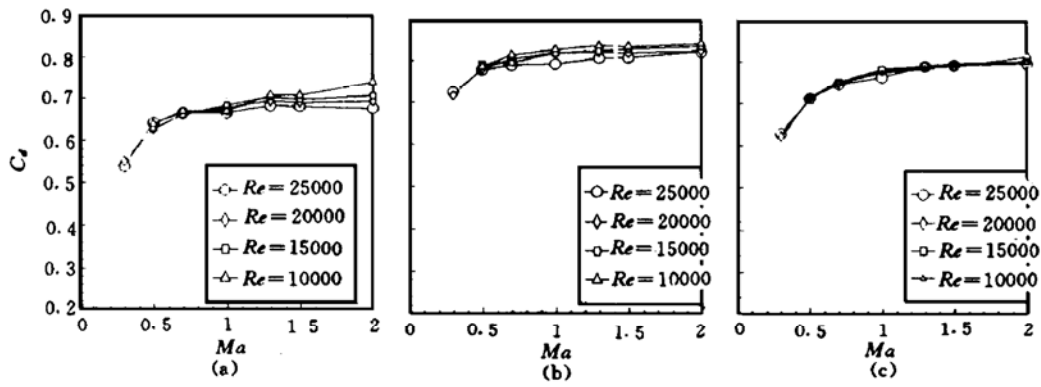


Fig. 2 Discharge coefficient of film cooling holes

(a) Round hole (b) Cone-shaped hole (c) Dust-pan shaped hole

4 实验结果分析

图 3 (a) 给出了二次流速度不变时 ($U_2=7.31\text{m/s}$) 主流速度对三种孔形流量系数的影响, 可以看出随着主流速度的增加 (吹风比在下降), 三种孔形流量系数均呈下降趋势。说明主流对二次流的出流有堵塞效应, 且该效应随主流速度的增大而增强, 其主要表现形式是减小了二次流的出流面积, 增加了损失。

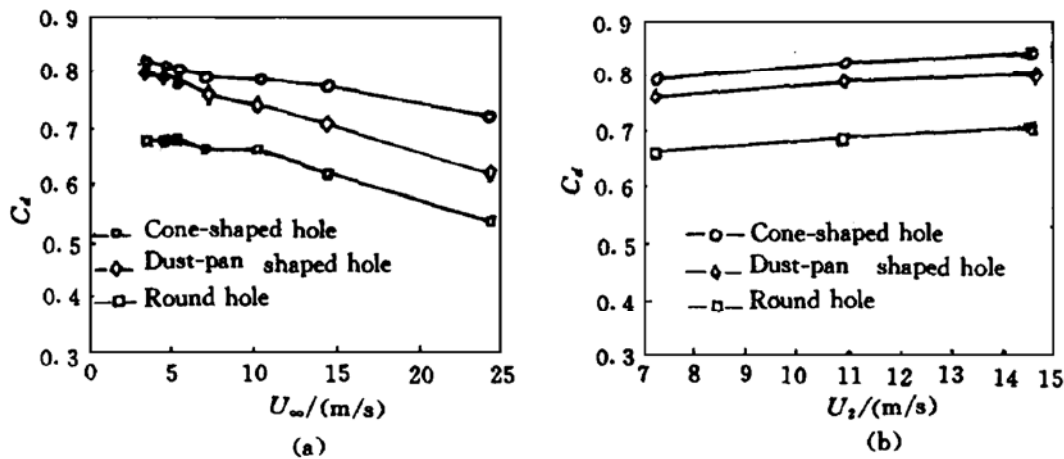


Fig. 3 Effects of second flow velocity and main stream velocity on the discharge coefficient of film cooling holes

(a) $U_2=7.31$ (m/s) (b) $U_\infty=7.31$ (m/s)

图 3 (b) 给出了主流速度不变时 ($U=7.31\text{m/s}$) 二次流速度对三种孔形流量系数的影响, 可以看出随着二次流速度的增加 (吹风比上升), 三种孔形流量系数均呈上升趋势。说明二次流速度的增加可以增大其出流面积, 削弱由主流引起的堵塞效应, 使流量系数增大。

因此, 如果能设法增加二次流的有效出口面积, 就能提高孔形的流量系数。文献 [5] 曾采用数值计算方法得到了 30° 斜孔内及孔口附近主流流场的分布情况, 结果显示主流对二次流的堵塞主要出现在孔口内靠近主流上游的区域, 使二次流在孔口向下游偏转, 因此如果在孔口下游一侧切去一部分, 就会增加二次流的出流面积, 使其流动更为畅通。圆锥形孔及簸

箕形孔正好满足了这一要求,因此,它们的流量系数比圆柱形孔的大。但簸箕形孔仍有不足,即该孔内从圆柱形通道扩张到簸箕形出口时,流通截面有一个突变,在局部区域造成较大的回流(或分离)损失。相比而言,在圆锥形孔内流通截面的扩张过程更为平滑,能较好地消除回流(或分离)损失,故在三种孔形中其流动损失最小,流量系数最大。

5 结 论

- (1) 吹风比是影响各种孔形流量系数的重要参数,二次流雷诺数对流量系数的影响较小;
- (2) 在本实验的条件下,圆锥形孔的流量系数最大,簸箕形孔的次之,圆柱形孔的最小。

参 考 文 献

- 1 Benmansour S. Discharge coefficients of film cooling hole. United Kingdom, University of Nottingham, 1981.
- 2 Hay N, Lampard D, Benmansour S. Effects of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105: 243~248.
- 3 Hay N, Khaldi A, Lampard D. Effects of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes with rounded entries and exits. Proc 2nd ASME-JSME Thermal Engineering Joint Conference: Honolulu, HI, 1987, 3: 369~374.
- 4 Hay N, Henshall S E, Manning A. Discharge coefficient of holes angled to the flow direction. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 92~96.
- 5 Leylek J H, Zerkle R D. Discrete-jet film cooling: a comparison of computational results with experiments. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 358~368.



锡奥科尔公司试验民兵第一级发动机

锡奥科尔公司称,于1997年8月6日在犹他州的海角,成功地对一台民兵第一级固体火箭发动机进行了试验。

这是在美国空军资助的价值8400万美元为期6年的锡奥科尔推进替代合同中,按试验大纲进行12台发动机静态试验中的第一台。

该公司称,此试验对空军而言,标志着使一批使用陈旧的民兵Ⅲ发动机部队现代化的重要里程碑。

该公司称,推进系统替代计划的目的是在与老化有关的降解影响导弹作战状态之前替代现有的发动机,并使导弹推进系统的寿命延长到2020年以后。

近四十年来,民兵洲际弹道导弹几乎一直是美国战略防御的主要依靠。依据现有的条约准则,500枚民兵Ⅲ号洲际弹道导弹如今依旧竖在地下发射井中。

锡奥科尔公司是所有三个民兵系统研究和制造的主要合作者,自1958年以来已制造了近3000台第一级发动机。

锡奥科尔公司制造固体推进系统、军械和复合材料产品,设计和制造高性能专利紧固件和安装系统。

(刘萝威 供稿)

弹用小型涡喷发动机 涡轮部件研制特点*

郑 涛 吴仁辉 庞重义

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

摘 要: 弹用小型涡喷发动机涡轮部件由于小型化和特殊用途, 使它具有不同于其它类型涡喷发动机涡轮部件的独特设计要求和研制准则。结合某涡轮部件的设计、生产, 详细讨论了其研制特点和设计要求。

主题词: 涡轮喷气发动机, 涡轮部件, 设计要求

分类号: V235.113

THE SPECIFICITY IN DEVELOPING TURBINE COMPONENTS IN TURBINE ENGINE FOR A SMALL MISSILE

Zheng Tao Wu Renhui Pang Chongyi

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

Abstract: The turbine components in turbine engine for small missile are small and there are some specificities in their design and manufacture. Some criteria design requirement are analyzed.

Subject terms: Turbojet engine, Turbine part, Design requirement

1 引 言

弹用小型涡喷发动机涡轮部件的研制, 一方面由于其尺寸小, 转速高, 受所谓“尺寸效应”^[1,2]影响, 其设计、研制不同于大型涡喷发动机, 必须着重解决小型化所带来的一系列问题; 另一方面由于其特殊的用途, 其设计、研制又不同于小型长寿涡喷发动机, 要求突出弹用发动机短寿命, 低成本的要求。本文以某涡喷发动机涡轮部件研制为例, 讨论了这些要求与设计特点。

2 涡轮部件主要设计要求

弹用小型涡喷发动机涡轮部件的设计要求可以归纳为: 寿命短, 成本低, 尺寸小, 重量轻, 结构简单, 维护少等。

(1) 在满足短寿命、低成本要求方面, 涡轮部件的研制主要采取以下几方面的措施:

a. 贯彻“最低限度满足飞行器设计要求”的准则。在涡轮部件特性、技术基础规范(即

* 收稿日期: 1997-01-28, 修回日期: 1997-08-19