

复杂非圆管流动与换热特性实验研究

南京航空航天大学
沈阳航空发动机研究所

常海萍* * 黄太平
杨燕生

【摘要】 本文研究了 S 型这一非圆通道, 得到了其流动特性, 平均换热特性和局部换热特性的准则方程。发现由于其几何形状复杂, 不但很难确定其定型尺寸, 而且带来了流动和换热情况的复杂性, 构成一个“多尺度”、“多流态”问题。文中还指出它与其简化成矩形管处理结果的差异, 以及在流动和换热特性上的许多新特点, 对非圆管流进一步研究, 提出了新问题。

关键词: 流体力学 传热 非圆通道 多流态 热绕流

1 前 言

现代高性能航空燃气涡轮发动机利用榫头装配间隙吹风是一个普遍采用的冷却途径。涡轮叶片工作时, 涡轮叶片榫头与涡轮盘榫槽之间形成的通道呈“S”型, 通道中间流通截面窄, 两头流通截面较宽, 局部有死角(见图 1)。这样复杂的形状对流动和换热都带来了很大影响, 其中影响最显着的是流动特性和局部换热特性。本文着重研究了榫头吹风间隙的流动特性和局部换热特性。以往都是将涡轮榫头吹风间隙简化为矩形管进行研究^[1]。近年来, 随着对涡轮叶片内部通道、强化换热通道的研究, 各种形状复杂通道的换热问题又提出来了。并且对非圆管流的处理方法提出新见解^[2,3]。在本文的研究中, 又提出多流态问题。这些问题的提出把非圆管流动和换热研究推向新的高度, 需要研究工作者提出新的解决方法。

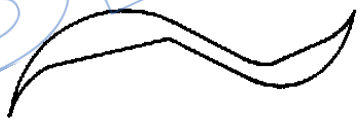


图 1 榫头吹风间隙几何形状

2 实验装置

压缩空气经流量测量系统, 进入扩张段和稳压段, 然后进入试验段, 最后排入大气。稳压段内有格栅和两道网栅, 稳压段截面积是试验段进口截面的 25 倍以上, 以保证试验段进口气流平稳。试验件分上、下两片, 用螺钉组合成“S”型间隙通道。间隙的形状和尺寸由南航 CAD 中心绘制出的样板保证, 此外还计算出截面积、湿周长等参数: 湿周长 P 试件 1 与试件 2 各为 372.2mm、266.6mm, 截面 A 各为 1421.4mm²、1107mm², 试件长度 L 各为 634.8mm、775mm, 当量直径 $d_e = 4A/P_N$ 各为 15.36mm、16.6mm。

等壁温试验件采用紫铜板制成, 外敷有加热膜, 外面包有厚厚的保温材料。等热流试验件采用玻璃材料, 在上面敷有 0.01mm 厚 20mm 宽的康铜膜, 康铜膜宽度严格控制, 等间距(约

相间 5mm) 地粘在试验件内表面, 康铜膜串联加热。玻璃钢试验件外加保温层。

3 实验结果与分析

3.1 榫头吹风间隙流动特性分析

流动特性主要包括无因次量 Re 和摩擦系数 f 之间的关系以及转捩特性。转捩特性反映了粘性流体从层流向紊流流动过程。从机理上看, 它主要涉及到层流流动中扰动的线性和非线性传播, 扰动的失稳(破裂), 紊流相干结构的产生与发展等一系列复杂过程。

根据实验数据整理得到的榫头吹风间隙流动特性如图 2 所示。从图中看不出明显的转捩点, 仅在雷诺数为 8000 左右有一明显转折。这与规则非圆管如三角形通道、矩形通道的 $f-Re$ 曲线上具有明显的转捩点有很大的不同。从几何上分析, 涡轮叶片榫头与涡轮盘榫槽之间形成的“S”型吹风间隙, 两端通道截面较宽, “S”型中间通道截面很窄。通过用氢气泡显示榫头吹风间隙截面速度分布, 可以看到死角处和窄缝处流速较低, 截面越宽流速越快。由此可以判断, 流动过程中, 会出现整个流域分为三个区域的情况, 中间是层流流动或者是较弱的紊流流动, 而两端是紊流流动。尤其当中间是层流流动时, 两端紊流扰动难以使其失稳, 构成了不同流域具有不同流态的“多流态”流动, 因此, 不存在统一的“转捩点”。而规则非圆管如三角形通道和矩形通道, 从它们的流态来分析, 其特点是“单流态”, 即管内流态是一致的, 或为层流或为紊流, 应当存在“转捩点”。这造成了它们之间的差异。

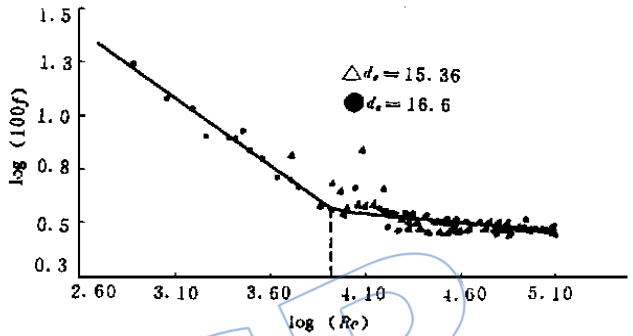


图 2 榫头吹风间隙流动特性

角处和窄缝处流速较低, 截面越宽流速越快。由此可以判断, 流动过程中, 会出现整个流域分为三个区域的情况, 中间是层流流动或者是较弱的紊流流动, 而两端是紊流流动。尤其当中间是层流流动时, 两端紊流扰动难以使其失稳, 构成了不同流域具有不同流态的“多流态”流动, 因此, 不存在统一的“转捩点”。而规则非圆管如三角形通道和矩形通道, 从它们的流态来分析, 其特点是“单流态”, 即管内流态是一致的, 或为层流或为紊流, 应当存在“转捩点”。这造成了它们之间的差异。

这种“多流态”很难定义“转捩点”, 为了分析问题方便, 取当量直径为定型尺寸, 并将转折点的雷诺数定义为综合临界雷诺数。实验结果得到以下准则关系式:

$$\text{层流区: } f = 10 / Re^{0.6528}, \quad \text{紊流区: } f = 0.0782 / Re^{0.25}$$

在紊流区, 实验结果类似一般粗糙管, f 值变化很小。综合临界雷诺数: $Re_c = 8000$ 。

3.2 对非圆管流的进一步讨论

通过对三角形管、矩形管、圆环管等规则形状管流作的大量实验, 得出各种各样的结果。为了统一这些实验结果, N. T. OBOT 提出了一种修正的阻力相似准则。当流体通过非圆管时, 其临界雷诺数和临界摩擦系数有可能比圆管的要高, 也有可能比圆管的低。采用以下比较方法:

$$\Psi_k = Re_{c,c} / Re_{n,c}, \quad \Psi_f = f_{c,c} / f_{n,c}$$

下标 c, c 表示圆管临界值, n, c 表示非圆管临界值。

$$Re_m = \Psi_k \cdot Re, f_m = \Psi_f \cdot f$$

处理后的雷诺数和摩擦系数, 毫无疑问是不受特征尺寸影响的, 可以避免非圆管在处理流动特性时, 用水力学直径带来的差异。文献[4]中列出了许多前人所做的实验结果, 根据这种方法处理发现, 对于三角形管、矩形管、圆环管和圆管结果都能很好地吻合在同一曲线上。反映出“单

流态”管流动的对比状态。

本实验也根据这种处理方法,重新处理了流动特性实验结果(见图 3),实线为本实验结果,虚线为文献[4]中的结果。从图中可以看到:在层流区,实线位于虚线之上,表示摩擦系数

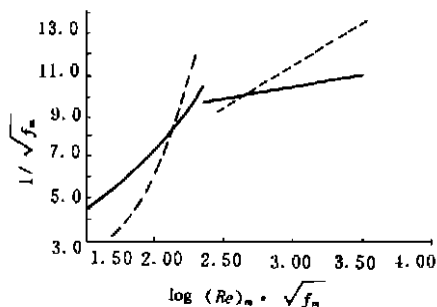


图3 非圆管流的流动特性

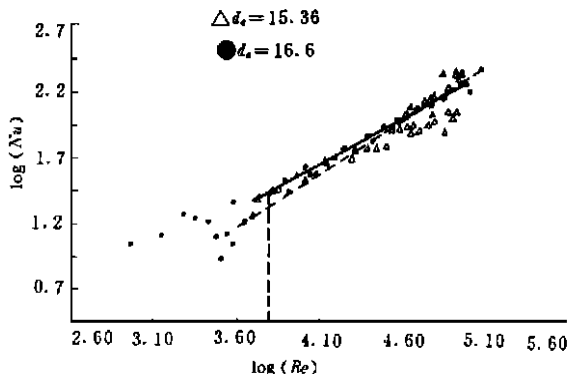


图4 等壁温条件下平均换热特性

比对比值小,偏向紊流情况;而在紊流区,实线位于虚线之下,表明摩擦系数对比值大,偏向层流情况。分析处理结果,可进一步证实前面的判断:在 Re 数大于某个值,小于临界雷诺值时,通道截面上可能出现层流和紊流共存的情况,截面宽处为紊流流动,而窄缝处为层流流动,因此使得层流规律向紊流偏;而在雷诺数大于临界雷诺数时,截面较宽处为强紊流流动,而窄缝处仍可能是层流流动或弱紊流流动,因此紊流的规律向层流偏移。

3.3 等壁温边界条件下的平均换热特性

等壁温条件下平均换热特性实验结果见图 4。图中虚线为光滑圆管 Dittus-Boelter 紊流换热经验公式。可以看到,“S”型非圆通道平均换热实验点均分布在光滑圆管换热曲线附近。由实验点拟合成的曲线为图中实线,经验公式如下:

$$\text{试件 1: } Nu = 0.032 Re^{0.749}, \quad \text{试件 2: } Nu = 0.063 Re^{0.691}$$

上式中定型尺寸用当量直径 d_e ,定性温度取流体平均温度,但应注意 Re 数必须大于 6000。

3.4 等热流条件下的局部换热特性

根据涡轮榫头吹风间隙的几何特点,着重研究间隙宽阔处和窄缝处的流向换热特性。

实验结果见图 5,从图中可以看到以下特点:

(1) 在 $Re < 10^4$, 窄缝处的换热特性表现出明显的层流流动。 $Re > 10^4$, 窄缝处开始出现紊流流动的换热特性。宽阔处的换热特性在本实验范围内几乎没有出现层流流动的迹象。与流动特性比较,正好说明综合临界雷诺数是窄缝处流体将转为紊流流动的临界雷诺数,此时,通道内流体都基本上为紊流流动。

(2) 测量结果表明,在完全发展段换热特性有较明显的变化趋势,宽阔处换热系数向上翘,窄缝处换热系数向下降。根据等热流加热和通道几何形状特点分析,窄缝处流体温度较高;不同情况,窄缝处流体温度比宽阔处的要高几度或十几度。因此用壁温与流体截面平均温度之差作为传热推动势,会带来一些假象,如窄缝区,流体温度比其它地方高,而流体截面平均温度小

于当地实际温度。因此壁面与流体之间温差大, 换热系数小于用当地流体温度表示的真实换热系数, 而且越向下游走, 温差越大, 尽管换热量不变, 但换热系数更小。相反, 宽阔区流体温度比流体截面平均温度低, 换热系数则比真实的要高, 而且越向下游走, 宽阔处流体温度与截面平均温度差越小, 则 Nu 数越高。换热系数大小与流体温度的定义有关, 只有按公式和参数定义计算才可以正确反映换热情况。

(3) 在完全发展段, 如果流体平均加热温升一致的话, 随着雷诺数的增加, 窄缝区换热特性向下倾斜

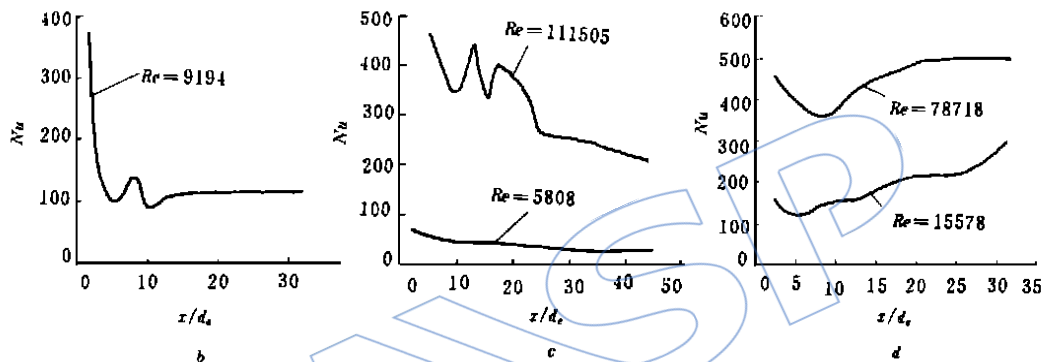


图 5 实验结果

趋势明显, 而宽阔区向上翘的趋势减弱(见图 5c、5d)。这是因为在大流速时, 要保证温升一致, 通常要增加加热功率, 窄缝区传热表面所包围的流体体积小, 温升较快, 为了维持压力平衡, 有部分流体从热区向冷区流动, 出现了“热绕流”现象^[5]。热绕流现象出现使得窄缝区传热表面所包围的流体体积更小, 温升更快, 曲线下降更快。而宽阔区流体温度更接近截面平均温度, 换热系数上翘的趋势减小。

在实验条件下, 得到试件 2 流向局部换热系数准则关系式如下:

(1) 窄缝区完全发展段 层流: $Nu = 0.1767 Re^{0.595}$; 紊流: $Nu = 0.3797(x/d_e)^{-0.64} Re^{0.743}$ 。

(2) 窄缝区起始段 层流: $Nu = 0.2463(x/d_e)^{-0.297} Re^{0.685}$ 。

(3) 宽阔区完全发展段 紊流: $Nu = 0.332(x/d_e)^{0.294} Re^{0.575}$ 。

4 结 论

榫头吹风间隙的特殊几何形状通道, 给流动和换热特性带来了许多新特点。(1) 榫头“S”型通道由于其几何形状复杂, 使流动和换热特性与圆管、矩形管流动和换热特性有较大差异, 不能简单地用当量直径相等的矩形管流动和换热结果代替。仅当雷诺数大于 6000 时, 紊流平均换热特性与圆管相近。(2) 由于涡轮榫头吹风间隙“S”型通道两头流通截面大, 中间流通截面小, 所以在 Re 数变化的很大范围内, 层、紊流两种流态并存, 多流态时流动和换热有较大影响。(3) 涡轮榫头吹风间隙中的流动经常为“多流态”流动, 合理描述多流态问题的整体特性是

一个有待研究的问题。(4) 流体温度的选取对局部换热特性的规律影响很大。本文中采用流体截面平均温度作为流体温度,结果使得换热特性带来了一些假象。因此,怎样合理选取流体温度,使得换热特性直观地反映换热情况是一个新问题。(5) 通道中流体的“热绕流”现象和流动阻力的影响,构成了复杂的三维流动,给换热特性带来了复杂性。

参 考 文 献

- 1 葛绍岩等. 气膜冷却. 科学出版社, 1985
- 2 孙德兴. 水力直径作为当量直径的适用范围、欠缺与修正. 工程热物理学报, 1987, 8(4)
- 3 Walker J E, Whan G A, Rothfas R R. Fluid Friction in Noncircular Duets. AICHE J. 1957, 3
- 4 Obot N T, Esen E B. The Role of Transition in Determining Friction and Heat Transfer in Smooth and Rough Passages. Int. J Heat Mass Transfer, 1990, 33(10)
- 5 过增元. 热流体力学. 清华大学出版社, 1992

(责任编辑 杨再荣)

中国航空学会第五次全国会员代表大会在京胜利闭幕

中国航空学会第五次全国会员代表大会已于6月30日至7月3日在北京召开。这次会议的主要议题是积极贯彻党的十四大和八届人大一次会议的精神,加快改革开放的步伐,总结经验,深化学会改革,转变运行机制,增强自身活力,进一步调动广大会员和科技工作者的积极性,更好地发挥“桥梁”、“纽带”作用,把中国航空学会建设成为有中国特色的社会主义科技群众团体,在加速发展航空航天事业中发挥学会特有的作用。

会议的主要议程是: 四届理事会工作报告, 修改学会章程, 选举第五届理事会和新的领导机构, 表彰学会工作积极分子等, 大会还邀请了中国航空工业总公司、中国民用航空局、空军、海军、总参陆航局、国家体委等领导部门的负责同志在大会上作了学术报告, 介绍本部门高科技和新装备现状及发展方向, 提出对中国航空学会的要求和希望。

中国航空学会是全国性的航空航天科技工作者的学术性群众团体, 是中国科学技术协会的组成部分, 是国际航空科学理事会的全权会员单位, 它成立于1964年2月, 现有22个专业分会和专业委员会, 15个省、市、自治区航空学会, 拥有会员4万多名, 分布在航空工业、航天工业、民航、空军、海军、陆航、体委、研究院所和高等院校等部门。根据航空航天事业发展的需要, 学会广泛组织开展国内外学术交流、科学普及、继续教育、科技咨询等活动。学会还出版了《航空学报》、《航空动力学报》、《航空知识》、《航空模型》等学术性和科普性刊物, 这些刊物基本上反映了我国航空学术水平, 在国内外有一定影响。

中国航空学会第五次全国会员代表大会, 在总结四大以来的工作经验的基础上, 面对建立社会主义市场经济体系和加快经济发展的新形势, 确定了学会加快改革的目标和加速航空发展所担负的任务。

航空动力学报》编辑部

paper. In addition, a brief analysis of the causes for initiation of this phenomenon was made on the basis of the experiments. Therefrom it is shown, that this phenomenon will cause flame periodical fluctuation.

AN EXPERIMENTAL STUDY ON FLUID FRICTION AND HEAT TRANSFER IN COMPLEX NONCIRCULAR PASSAGES

Chang Haiping, Huang Taiping, Yang Yansheng
(*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Due to the effect of centrifugal force in an operating turbine, the passage between the tenon of blade root and the mortise of the disk is formed as complex noncircular flow passage. The characteristics of flow friction and heat transfer in this kind of noncircular passages are investigated experimentally. It is discovered that the "multiple flow states" occur in the noncircular passages and some special features exist in the flow friction and heat transfer characteristics. The criteria of the flow friction and heat transfer are obtained for this case.

LOADING MODELS FOR BIRD IMPACTING ON BLADES

Yin Jing, Gao Deping, Fan Erning
(*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

In order to predict the blade response to bird impact, it is necessary to establish the bird impact loading models at the first. For this purpose, the following research work has been completed: (1) Analyzing the physical process of the bird impact according to the theory of high-speed stroke dynamics, (2) accomplishing the loading experiments of the bird impact, and (3) studying the effect of the various factors of the bird impact loading on the blade response by means of computer numerical simulation. Based on the synthesis of the above research results, some methods and principles for the bird impact loading models are obtained. They are the method of determining the impulse and loading duration, the method for selecting the force-time function and the principles of determining the spatial factors of the loading including the load types, the loading location and the spatial distribution of the loads. These methods and principles are applicable to establishing the bird impact loading models.

REAL-TIME SIMULATION OF A TWO-SPOOL TURBOJET BY PARALLEL PROCESSING

Zeng Qinfu, Zhang Yandong, Guan Yanshen
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A real-time simulator of a two-spool turbojet is introduced, which is implemented with a parallel-processor/microcomputer system. A PC286 microcomputer is used as the host computer, and four TMS32020 digital signal processors are chosen as processing units of the parallel system. The A/D and D/A boards serve as the interfaces of the hardware-in-the-loop simulation of the engine control system. For the parallel processing, it is necessary to partition the aerothermodynamic model of the two-spool turbojet. The elements of Jacobian matrix of Newton-Raphson's iterative method are calculated parallelly in the 4 processing units. The whole real-time simulation was carried out under the control of the simulation support software, which guaranteed synchronous operation and communication between different processing units, A/D, D/A, the display, and the storage. The real-time engine simulator has been applied to the hardware-in-the-loop simulation for an engine digital control system. The simulation frame cycle time is 29.6 milliseconds.