

文章编号: 1000-8055(2000) 02-0159-05

航空发动机中直通式篦齿密封腔内流动和换热的实验研究

黄晓光¹ 吴 毅² 王泳泓¹ 翁史烈¹

¹(上海交通大学 动力机械与能源学院, 上海 200030)

²(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 作者自行设计了大尺寸吸气式篦齿换热风洞实验台并通过它对篦齿腔中的内部流场进行了详细的研究, 得出了篦齿腔中速度场和压力场及流场内部旋涡分布规律。同时测量了在不同雷诺数、齿顶厚和齿隙比工况下, 篦齿腔内二维流动状况及旋涡分布, 分析得出不同雷诺数和齿隙比对篦齿腔内部流场的影响。并且测量了篦齿顶板表面的温度和换热系数的分布, 得出雷诺数和齿顶厚与齿隙比对篦齿顶板局部换热规律的影响。

关键词: 航空发动机; 密封; 流场; 换热

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

自由词: 篦齿密封

1 实验装置的设计和测量方法

目前我国现役发动机中大部分都采用了直通式篦齿密封结构。用实验来研究各种因素对篦齿中流动和换热的影响, 不仅有助于深入了解篦齿的密封特性, 而且也为了提高航空发动机部件的性能提供可靠的实验数据。

为了完成不同雷诺数, 齿隙比下流场的测量和顶板换热的测量, 根据实验内容, 我们自行设计了吸气式传热风洞。整个实验装置分为进口段、均匀段、实验段、恢复段和收缩段 5 个部分。风洞实验段示意图(见图 1)。矩形实验段为 $600 \times 300 \times 1000$ (mm), 风洞实验进口气流不均匀性 5%, 风洞实验雷诺数范围 $5000 \sim 100000$, 风洞实验 T/C 范围 $3 \sim 0.5$, 风洞实验段加热温度范围摄氏 $0^\circ\text{C} \sim 50^\circ\text{C}$ 。为了减少篦齿与两侧端壁之间的壁面效应, 减少实验篦齿径向的扰动因素的影响, 使篦齿腔中的流动接近于二维流动, 把篦齿放大了 30 倍。

在本实验中把实际篦齿尺寸放大 30 倍, 一方面主要是为了便于测量篦齿腔内的流场和温度场

的变化, 另外是为了消除测量时实验段端壁壁面效应对篦齿腔中心的影响, 把实验篦齿放大 30 倍, 可以近似认为实验段为实际篦齿上很小的一段弧, 忽略真齿齿腔内的气流径向运动的影响, 可以认为在实验中测量的二维流场分布较真实的反映了真齿齿腔内部流场的分布规律。另外在实验中所测量的工况(雷诺数, 压比)都取在实际发动机篦齿工作范围内, 保证了实验结果能比较真实的反映实际篦齿腔内的流动规律。

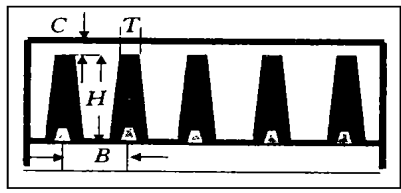


图 1 风洞实验段示意图

实验段由 5 个直通齿。它后面有长 300 mm 的恢复段保证实验段中气流不受后面其它因素的影响。为便于测量, 实验段的上下盖板均是可活动的, 5 个直通齿中有一个主实验齿, 每个篦齿都可以活动达到调节齿高和齿距比(H/B)的功能, 底

收稿日期: 1999-04-20; 修订日期: 1999-10-16

作者简介: 黄晓光(1973-), 男, 上海交通大学动力与能源学院博士生

座为活动式可调来变化齿顶宽和齿隙比(T/C)。在实验段的一个侧面布置测量槽,这样的测量槽分别布置在 4 个篦齿腔的位置。三孔探针在槽中可横向移动来测量不同高度下的流场速度和压力分布,槽道的布置决定了篦齿腔中上下测量位置,由此可以对整个篦齿腔中的流动状态进行测量。

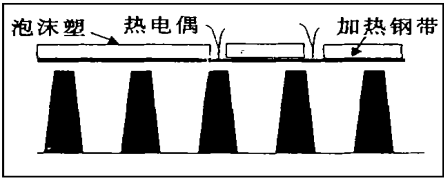


图 2 顶板换热实验段示意图

测量篦齿表面及上下盖板的换热部件采用 8 mm 厚的有机玻璃加工而成(图 2)。在上盖板的中间粘贴加热钢带,在加热带外侧覆盖泡沫保温层。在实验中,通过三孔探针旋转测量出流场中某一点的 3 个方向的压力。通过差压变送器把压力信号传送到 A/D 转换板上转变成数字信号,传给计算机。计算出总压和静压以及测量时的速度偏转角度,通过计算可得到该点的 X 和 Y 方向的速度分量。

2 直通式篦齿腔中典型流场及旋涡分布

在以下图中速度单位均为 m/s ,压力单位均为毫米水柱。测量中对 Y 轴的方向为由篦齿底部向上为正方向, X 轴正方向与气流方向相反。每一个篦齿腔底部中心点为坐标原点, Y 轴方向的位置由槽道位置确定。在吸气式风洞,负值压力的绝对值越小,表明压力越高。

首先,在速度矢量分布图 3(a) 中可以看出篦

齿腔中的流动大体可分为 4 个区域:(1)射流区 I,从图中可以看出此区位于顶板下部;(2)回流区 II,此区位于篦齿腔的中部,从矢量分布图中可以看出气流在篦齿腔的中部(靠近篦齿腔下游)无论是速度方向还是大小都发生了很大的变化,明显可以看出一个大涡的存在;(3)紊流区 III,此区靠近下一个篦齿的迎风面即在前一个齿腔的下游,接近下一个篦齿的齿隙入口处。原因是由于从上游射流冲击过来的气流在篦齿的表面上反射造成速度大小和方向变化很不规则;(4)小涡区 IV,在篦齿底部由于中心主涡的带动,在齿腔两个底角都存在与主涡流动方向相反的小涡。从速度矢量图中可以看出在齿腔角处的速度方向与主流流动方向相反,由此推断出此处有小涡的存在。另外在上游位于齿隙处在矢量图上可以发现与主流流动方向相反的流动存在。此外在上游入口处不远靠近篦齿顶板存在壁面分离现象。速度等值线图 3(b) 中,在靠近上壁面处为速度射流区,在齿隙处速度达到最大,气流进入齿腔速度开始减少,在齿腔中部达到最小形成涡心。从测量可知在靠近齿壁,由于边界层的影响,速度损失较大,此外还观察到齿腔底部的左、右下角区域中的速度分布矢量方向与主流流动方向相反。由此,可以证实此处各存在一个小涡。在压力等值线图 3(c) 中同样可以看出前面所说的 4 个分布区域。当流体经过节流进入齿腔时,齿隙处压力值减小,进入齿腔后流体突然扩张,速度迅速降低,压力也随之升高。在区域 II 中可以发现此处的压力值与齿隙入口附近压力值差不多,而从速度分布图中可以看到此处速度低于齿隙处速度,根据伯努力方程说明在篦齿流动中存在压力能的损失。

实验结果表明,篦齿腔中的流动可以分为流动的旋转涡、角涡、分离涡等。气流在齿腔中部形

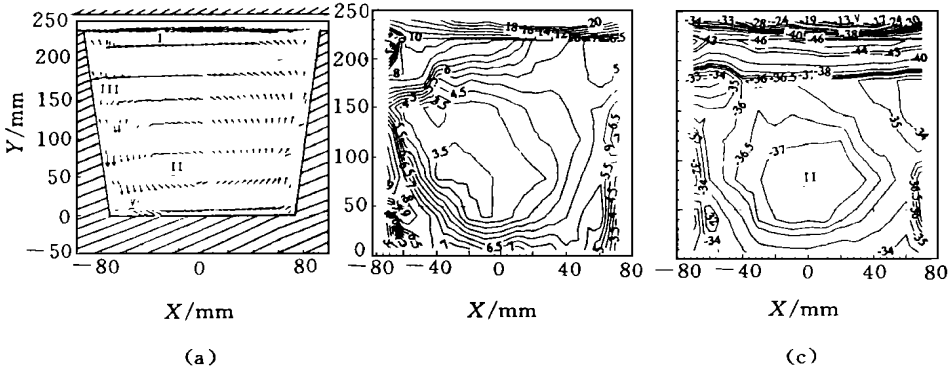


图 3 篦齿 A 腔中速度矢量及速度、压力等值线分布($Re=40000, C=20\text{ mm}, T/C=1, H/B=1$)

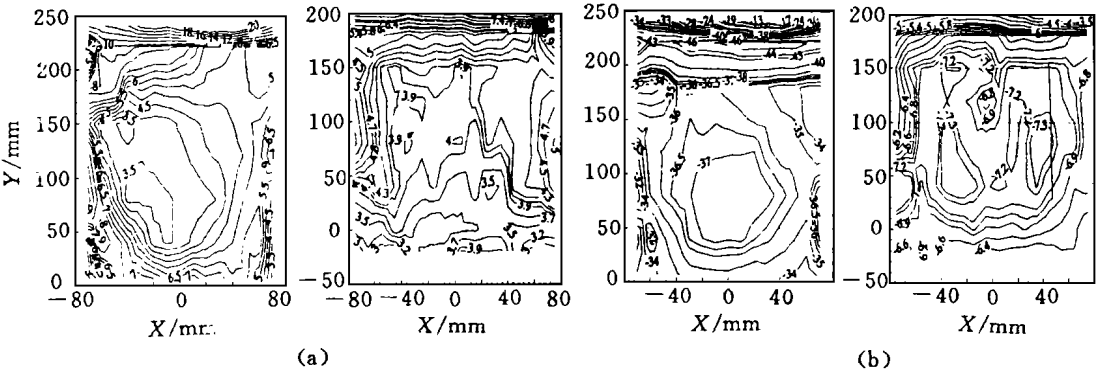


图 4 在不同雷诺数下速度(a)和压力(b)等值线分布图

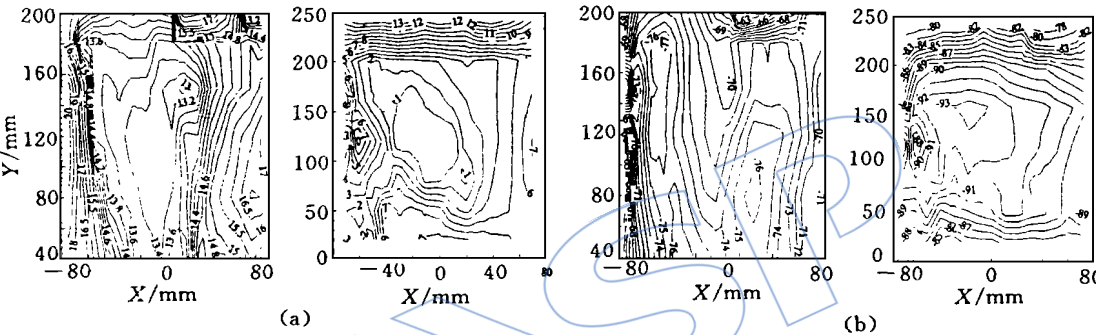


图 5 在不同 T/C 下篦齿 A 腔中速度、压力等值线分布图

成主旋转涡,在齿腔的两个底角形成小的角涡,在靠近篦齿顶板处随着雷诺数的增加,会越来越明显的存在壁面分离涡。由于粘性流体在齿壁的滞止作用的结果,在齿壁处沿 X 方向产生的压差是造成这些角涡存在的原因。

雷诺数的变化对流场的影响:图 4 所示分别为 $Re=40000, 30000, C=20\text{ mm}$ 工况下篦齿腔 A (即气流第一个流经的篦齿腔)中速度(a)、压力(b)等值曲线分布图。随着雷诺数 Re 的增加,在齿隙不变的情况下,篦齿腔中速度增大导致旋涡转速加快,流体动能损失增加。雷诺数越大射流冲击到下一个齿迎风面处造成此处的区域压力分布紊乱增强。

齿顶厚与齿隙比(T/C)对流场的影响:图 5 是在 $Re=40000, T/C$ 分别为 2, 1.3 时在第一篦齿腔中速度场(a)、压力场(b)等值分布图。随着 T/C 变小时,即密封间隙增大时,气体流速降低,节流效应减弱,射流与齿腔中的涡流质量交换减少,旋涡转速变慢,封严性能减弱,另外随着 T/C 增大,入口处压力值增大,齿腔内部流场的紊流度增加。

3 篦齿顶板表面换热的实验研究

以 $Re=40000, C=20\text{ mm}$ 工况下的顶板壁面局部换热系数分布图和温度分布图如图 6 所示。从图 6(a)中可以看出在实验段入口端温度分布有一个波峰,但到了距离入口端 80 mm 处温度开始下降,随之温度沿 X 方向提高达到第二个温度最大值。距入口端约 200 mm 处温度又开始降低,在这之后温度分布渐趋平稳。在局部换热系数分布图中的换热系数的分布恰好反映了温度的分布情况:入口端换热系数较小,距入口端 80 mm 处,换热系数逐渐增大,接着开始降低并在距入口端 200 mm 处换热系数增大到第二个波峰,然后换热系数变化渐趋于平稳。在图 6(b)中发现在第一篦齿腔的位置换热系数突然降低,这是由于此处壁面存在气体分离现象,形成气流死区。气流分离区的存在造成此处气流流动减小,换热效率降低换热系数减小。在随后的气流流动是以射流的形式直接通过壁面,使得换热系数的变化平稳。

雷诺数对篦齿顶壁换热的影响:图 7(a)显示

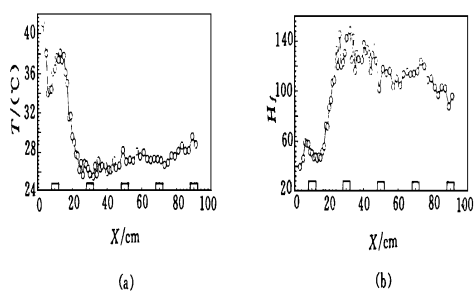


图 6 顶板温度 (a) 换热系数 (b) 分布图

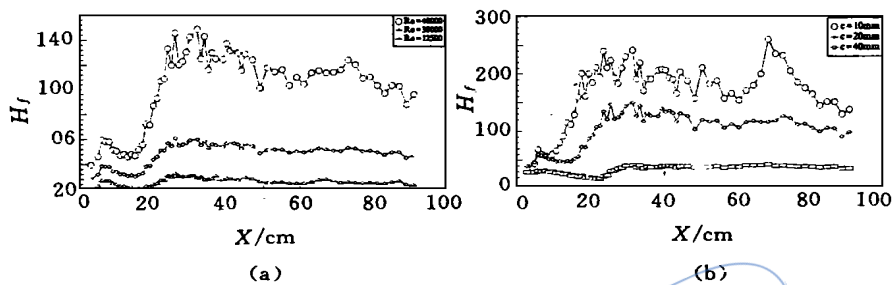


图 7 不同雷诺数 (a) 和 T/C (b) 下顶板壁面换热系数的变化

在不同雷诺数下篦齿顶板壁面局部换热系数的分布。随着雷诺数的增加, 篦齿顶板局部换热系数的变化趋势是不断增大的, 局部换热系数波动的幅度也逐渐增大。特别是在第一篦齿腔的位置。这恰好反映了流场在此处存在壁面分离现象。而在下一个篦齿迎风面处由于射流造成的紊乱区域的存在使得此处换热加强, 换热系数提高。

篦齿厚与齿隙比对篦齿顶板换热系数的影响: 图 7(b) 显示在不同齿隙比下的篦齿顶板局部换热系数的分布情况。随着齿隙比的增加, 由于间隙的减小, 节流效应越明显, 局部换热系数的变化呈升高的趋势。另外齿隙越小, 在齿隙处的气流速度越大, 气流越容易在篦齿顶板壁面造成壁面分离形成气流死区, 对局部换热系数影响增大; 反之, 则气流直接平稳的以层流的形式流过顶壁面, 篦齿顶板局部换热状况平稳。这些现象间接反映了流场测量的正确性。

4 结 论

(1) 本文通过实验对直通式篦齿密封齿腔内部的流场及旋涡分布进行了测量, 得到了篦齿腔中流场分布; (2) 测量了在不同雷诺数和 T/C 下, 篦齿腔内流动和顶板温度场的分布。并分析了这些因素对它们分布的影响; (3) 齿顶的节流作用对封严篦齿内部的换热有重要影响。

参 考 文 献

- 1 Stocker H L, Cox D M. Aerodynamic Performance of Coventional and Advanced Design Labyrinth Seal with Slide-Smooth[R]. NASA CR- 135307
- 2 吴丁毅. 直通式篦齿内部流场显示研究[J]. 流体机械, 1997, 25(2):
- 3 吴丁毅. 直通式篦齿密封特性的实验研究[J]. 推进技术, 1997, 18(3):

(责任编辑 杨再荣)

Experimental Investigation of Flow and Heat Transfer in Straight Labyrinth Seal

Huang Xiaoguang¹, Wu Dingyi², Wang Yonghong¹, Weng Shilie¹

¹(Collage of Power & Energy Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030, China)

²(7th Dept. Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: We built a big scale inhale labyrinth heat transfer wind tunnel. Detailed experimental investigation on the flow field in the labyrinth cavity reveals the two-dimensional velocity and pressure fields as well as vortex distribution in the flow field and local heat transfer coefficient distribution on the roof of labyrinths. Therefrom the influences of different Reynolds number and T/C on the velocity and pressure distributions in the cavity of the labyrinth and on the heat transfer coefficient of the labyrinth roof seal are found out.

Key words: aircraft engines; sealing; flow fields; heat transfer

(The Chinese text of the following abstract is prited in PP155- 158)

Experimental Research on Lobed Exhaust Ejection Mixer

Shao Wanren¹, Wu Shousheng²

¹(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

²(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A conventional annular exhaust ejection mixer and three lobed exhaust ejection mixers were tested at atmospheric pressure and low exhaust velocity conditions to study the effects of three structure parameters-lobe exit angles α β relative mixing length L/D and lobe penetration H/H_o on the aerodynamic characteristics of the lobed exhaust ejection mixers. The results show that the aerodynamic characteristics of the lobed exhaust ejection mixer are obviously better than those of an annular exhaust ejection mixer. The effect of the lobe exit angle α β on the performance of the mixer is not so distinct if no separation occurs inside the lobes, but the increase of α β is advantageous to the compromise between aerodynamic performance and weight. The increase of relative mixing length L/D can improve the aerodynamic performance. An optimum L/D exists for the compromise between aerodynamic performance and weight. The effect of the lobe penetration H/H_o on the aerodynamic performance of the lobed exhaust ejection mixer is significant. The enhancement of the lobe penetration H/H_o is advantageous to the flow mixing, but disadvantageous to the pumping ability.

Key words: exhaust injectors; test; aerodyanmics characteristics