

“孔窝群”端壁压气机叶栅实验研究

北京航空航天大学 张叔农** 严明 任丽芸 彭泽琰

【摘要】 本文介绍在平面叶栅风洞上进行的“孔窝群”端壁叶栅和原始(光滑)端壁叶栅对比试验研究结果。试验研究结果表明,采用“孔窝群”端壁叶栅可以达到下述作用和效果: 阻尼气流横向迁移,延缓通道涡的形成或减弱通道涡的强度,使叶栅端区出口气流角过转减少且沿展向分布更为均匀; 可以适度增加叶栅端区掺混,从而降低端区低能堆积,降低大攻角(例如: 5° , 8° 和 12°) 状态下的叶栅损失系数; 在攻角 5° 至 12° 范围内,“孔窝群”端壁叶栅流通能力增加明显,这有利于改善压气机和发动机性能。

主题词: 压气机 叶栅 实验

分类号: V 231

1 概述

核心压气机出口级损失中的百分之五十是和端壁边界层相关连的^[1]; 压气机气动稳定性最敏感区是压气机端区,失速往往首先从端区开始; 多级压气机端区边界层的发展(逐级变厚)是导致压气机后面级性能恶化的主要原因; 压气机中的间隙涡(转子和机匣之间),使转子对气流加功量减少; 通道涡(带内、外环静子端区)使压气机气动稳定性因而下降。因此,通过控制使压气机端区流动改善,使端区边界层能量增加等,可以提高压气机气动性能。

压气机端压流动控制技术很多^[2,3],不在此赘述。

2 “孔窝群”端壁机匣和试件设计

有可能通过旋涡强化边界层^[4],这正是“孔窝群”端壁设计的出发点之一。

2.1 “孔窝群”端壁的气动效应

(1)和光壁机匣相比,气体流经端壁上的“孔窝群”,生成无数小旋涡群,这些小旋涡群能活跃边界层内的能量交换,有利于抑制压气机中的角区分离发生或发展扩延; (2)“孔窝群”机匣对通道涡有阻尼抑制作用; (3)“孔窝群”机匣对转子尖部和机匣间的漏流也有阻尼作用,故可削弱间隙涡强度; (4)“孔窝群”可增加端区边界层范围径向掺混,并通过掺混增加边界层内能量,可抑制多级压气机端壁边界层逐级恶化的趋势; (5)可减少端区低能流体堆积趋势。

2.2 “孔窝群”端壁的关键参数—“孔窝群”机匣设计准则和方法

“孔窝群”端壁的关键参数(图1): 孔窝直径 d 决定生成旋涡尺寸的大小; 孔窝深度 h 也是决定掺混深度和旋涡尺寸的重要参数; 无因次相似参数为孔窝直径 d 和深度 h 与叶片弦长 b 值之比(d/b 和 h/b),它们决定相对旋涡尺寸和相对掺混深度。

圆形球体实验结果: 为借鉴类比实验结果, 这里简介圆形球体的气动吹风实验结果。大量

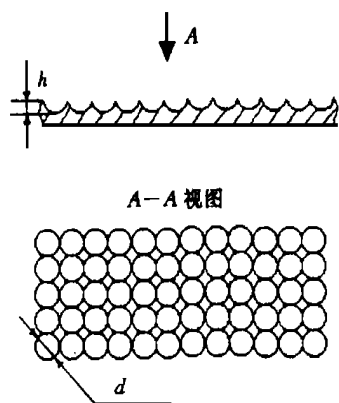


图 1 “孔窝群”端壁的关键参数

圆球的空气动力吹风试验表明, 和光滑球相径, 表面有“孔窝群”的非光滑球可有效的推迟气流分离, 如图 2 所示。非光滑球相似参数: 决定旋涡尺寸和掺混深度的窝群深 h 和孔窝直径 d 值之比 (h/d); 孔窝直径 d 和试验球体直径 D 值之比 (d/D) 表征了

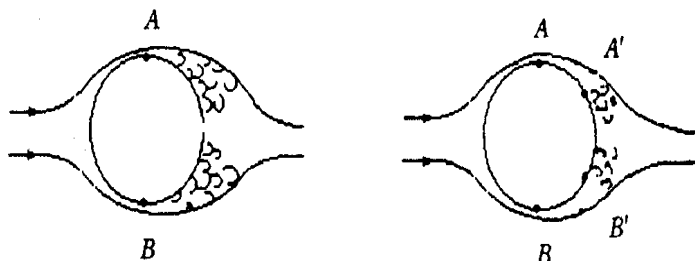


图 2 光滑和非光滑球对比实验结果示意图

旋涡相对尺寸; h/D 表征相对掺混深度; 雷诺数相等或高于自模区 ($Re > 2 \times 10^5$); 马赫数相等或 $Ma < 0.3$ (不可压流)。

“孔窝群”机匣设计准则和方法: 利用类比机理, 可借鉴球体气动吹风的最优试验结果, 作为首批“孔窝群”端壁试件的设计依据。以后可在首批试件试验基础上, 进行系统优化试验, 并导出可供工程设计依据的优化设计准则。设计准则 (借鉴最优球体试验结果)

$$d'/b = D/D, \quad h'/b = h/D, \quad Re_b = Re_D \quad (\text{或 } Re_b, \quad Re_D > 2 \times 10^5)$$

式中: d 和 h 分别为孔窝端壁的孔窝直径和孔窝深度, b 为叶栅弦长; d, h 和 D 分别为最优气动试验结果的球体表面孔窝直径和孔窝深度以及试验球体直径; Re_b 和 Re_D 分别为以叶栅弦长 b 为特征尺寸和以试验球体直径 D 为特征尺寸的雷诺数。

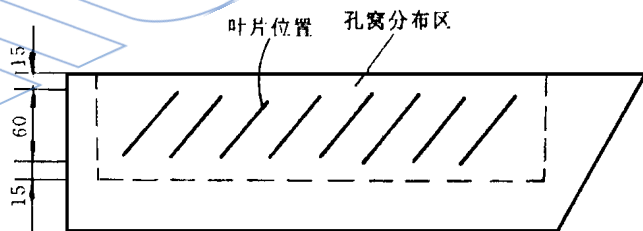


图 3 孔窝栅板示意图

“孔窝群”端壁几何和工艺: 图 3

所示为孔窝栅板示意图。孔窝均匀布满整个叶栅通道, 且伸出前后缘各 15 mm。

3 “孔窝群”端壁试验研究结果

采用对比实验 (和光壁叶栅对比) 研究了“孔窝群”端壁叶栅的实验效果。

叶栅出口气流二次速度矢量图对比: 图 4 和图 5 所示为攻角 8 时基准栅板和孔窝栅板二次速度矢量分布图, 可以看出, 基准栅板 (图 4) 的端区吸力面形成角涡; 孔窝叶栅 (图 5), 在端区的吸力面和压力面附近, 二次速度矢的方向都是基本朝斜上方, 即端壁气流方向特征是掺混, 而不是形成角涡。

叶栅出口气流角沿叶高分布对比: 图 6 为攻角 8 时两种栅板出口气流角沿展向分布对比图。可以看出, 孔窝板的端壁处出口气流角比基准栅壁为小 (即气流转过减小); 叶中区孔窝板的出口气流角较基准栅板为大, 表明叶中区流动改善, 气流落后角减小。

总压损失系数对比: 图 7 所示为攻角 12 情况下的损失系数对比图, 它表明孔窝端壁叶栅

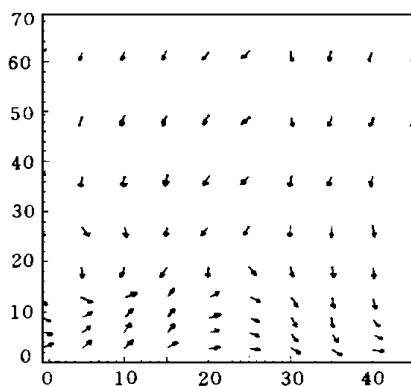


图 4 基准栅板叶栅二次速度矢量图

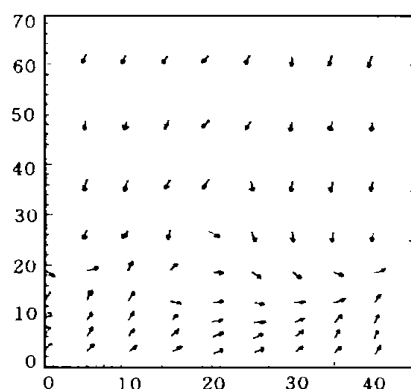


图 5 孔窝群栅板叶栅二次速度矢量图

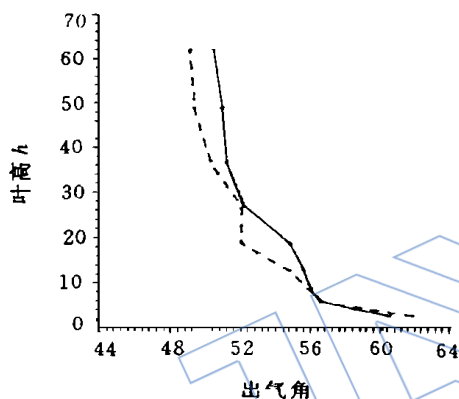


图 6 两种叶栅出口气流角分布对比图

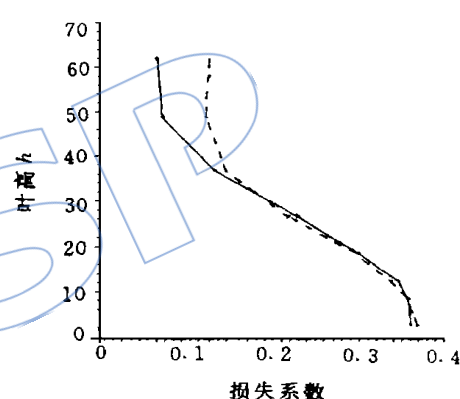


图 7 两种叶栅总压损失系数对比图

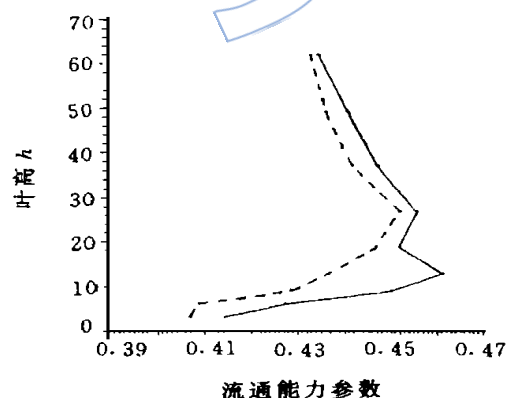


图 8 两种叶栅流通能力对比图

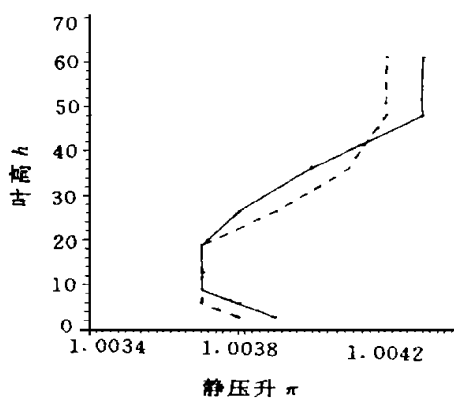


图 9 两种叶栅扩压能力对比图

的损失系数在叶中区大大下降, 在端区和基准叶栅相当。孔窝端壁叶栅在大攻角下具有有利的损失系数分布, 且总的损失下降。

叶栅的流通能力对比: 图 8 为攻角 5 情况下的叶栅流通系数沿叶高分布对比图, 图 8 表明, 在攻角 5 情况下, 孔窝端壁叶栅的流通系数沿全叶高均优于基准叶栅。

叶栅扩压能力对比: 图 9 为攻角 12 时, 两种叶栅静压升沿叶高分布对比图。可以看出, 两种叶栅扩压能力相当, 孔窝壁叶栅的叶中静压升更高一些。

通道质量平均叶栅性能参数对比: 判定叶栅总性能的好坏标准是通道质量平均(即沿叶高积分)叶栅性能参数, 表 1 所示为不同攻角下, 孔窝端壁叶栅和基准叶栅的损失系数 $\overline{\omega}_{av}$ 和转折角 $\Delta\overline{\beta}_{av}$, 流通系数 $\overline{Q}_{av}$ 和静压升 $\overline{\pi}_{k,av}$ 对比表。表 2 所示为不同攻角下, 孔窝端壁叶栅总性能较基准叶栅总性能的相对改进量数值表。

表 1 特性参数的通道质量平均值表

<i>i</i>	叶栅名称	$\overline{\omega}_{av}$	$\Delta\overline{\beta}_{av}$	$\overline{Q}_{av}$	$\overline{\pi}_{k,av}$
- 5 °	基准栅板	0. 0525	9. 09	0. 4785	1. 00360
	孔窝栅板	0. 0540	8. 72	0. 4847	1. 00359
0 °	原始栅板	0. 0807	11. 82	0. 4410	1. 00378
	孔窝栅板	0. 0824	11. 24	0. 4442	1. 00380
5 °	原始栅板	0. 1069	17. 04	0. 4387	1. 00385
	孔窝栅板	0. 1004	17. 02	0. 4470	1. 00387
8 °	原始栅板	0. 1609	24. 77	0. 4483	1. 00391
	孔窝栅板	0. 1421	25. 65	0. 4845	1. 00393
12 °	原始栅板	0. 2056	28. 84	0. 4294	1. 00397
	孔窝栅板	0. 1838	28. 95	0. 4598	1. 00399
15 °	原始栅板	0. 2610	33. 77	0. 4171	1. 00378
	孔窝栅板	0. 2498	33. 62	0. 4092	1. 00380

表 2 叶栅性能参数通道质量平均对比表
(孔窝栅板较基准栅板而言)

<i>i</i>	$\overline{\omega}_{av}$	$\Delta\overline{\beta}_{av}$	$\overline{Q}_{av}$	$\overline{\pi}_{k,av}$
- 5 °	大 2. 86%	小 0. 37 °	大 1. 30%	小 0. 001%
0 °	大 2. 11%	小 0. 58 °	大 0. 73%	大 0. 002%
5 °	小 6. 08%	小 0. 02 °	大 1. 89%	大 0. 001%
8 °	小 11. 68%	大 0. 89 °	大 8. 07%	大 0. 002%
12 °	小 10. 60%	大 0. 11 °	大 7. 08%	大 0. 002%
15 °	小 4. 29%	小 0. 15 °	小 1. 89%	大 0. 002%

从表 1 和表 2 可以看出: (1) 在小攻角情况下, 孔窝端壁叶栅损失系数略高于基准叶栅; (2) 在攻角 5 至 15 范围内, 孔窝端壁叶栅可减少叶栅损失, 这有利于提高压气机效率; (3) 两种叶栅的转角特性和静压升特性相当; (4) 在攻角 5 至 12 范围内, 孔窝端壁叶栅流通能力增加, 这有利于改善压气机特性图。

4 结 论

实验表明: (1)“孔窝群”端壁叶栅有抑制通道涡强度和增加端壁区气流和叶中区气流间的掺混作用; (2)“孔窝群”端壁叶栅端区出口气流角过转减少且沿叶高出口角分布均匀度改善; (3) 在大攻角下,“孔窝群”端壁叶栅具有更有利的总压损失系数分布且总损失下降; (4) 在攻角为 5 至 12 范围内,“孔窝群”端壁叶栅具有更大的叶栅流通能力, 这对改善压气机和发动机性能有重要意义。

参 考 文 献

1 Salvage J W. Investigation of Secondary Flow Behaviour and Endwall Boundary Layer Development through Compressor Cascades Von Kamen Institute for Fluid Dynamics Technical,Note 107, 1974

2 庄平. 机匣处理扩稳机理及对压气机性能影响: [博士学位论文] 北京航空航天大学, 1985

3 Peng Zeyan. An Experimental Investigation of Endwall Flow Control Technologies in a Compressor Cascade Wind Tunnel A IAA 91- 2005 A IAA/A S M E/S A E 27th Joint Propulsion Conference June 1991 CA

4 Barber T J, et al Boundary Layer Enrgization by Means of Optimized Vortex Generators A IAA- 93- 0445

(责任编辑 杨再荣)

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF PIT- ARRAY- PLATE COMPRESSOR CASCADE

Zhang Shunong, Yan Ming, Ren Lixun, Peng Zeyan

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

ABSTRACT An experimental investigation of end wall flow control for pit- array cascade plate in a compressor cascade wind tunnel has been completed. The experimental comparison of pit- array- plate with original cascade plate shows that: (1) The movement of flow along pitchwise could be obstructed. It delays the formulation or reduces the intensity of passage- vortex; (2) The flow mixing around the end wall region of the cascade could be moderately increased. The accumulation of lower- level- energy air in the corner may be reduced. (3) The flux across cascade increases obviously at a higher incidence. It is beneficial to improve compressor characteristic map and engine performance.

Key Words Compressors Cascades Experiments

2- D MODEL FOR INFLUENCE OF TRAILING EDGE EJECTION ON AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A TURBINE CASCADE

Gao Lixin and Wang Shangjin

(7th Dept Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Liu Bo

(Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

ABSTRACT In accordance to analysis of interaction mechanism between the ejection and the main flow, a 2- D compressible model of the turbine blade trailing edge ejection has been improved, which uses energy loss coefficient for representing the effect of the ejection on the aerodynamics of the main flow. The aerodynamical loss after the ejection has been analyzed through correlation of the model with the numerical calculation of the cascade main flow field and boundary layer parameters. The comparison between calculation results and experimental data shows that the improved model can exactly describe the mixing process between the main flow and the ejection, and predict the energy loss coefficient for the ejection on the pressure side near the trailing edge and through the trailing edge holes.

Key Words Cascades wakes Aerodynamic characteristics Energy loss

A STUDY ON BREAKUP AND ATOMIZATION OF HIGH PRESSURE LIQUID JETS

Zhang Yurong, Jin Zhiming, Yu Yonggang

(8th Dept Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094)

ABSTRACT In order to find an exact description of jet formation process for the high pressure liquid injection, it is difficult to photograph the mechanism of the liquid jet breakup in the vicinity of the nozzle, because the jet core is hidden behind a curtain of spray cloud. The system built by authors uses flash X- rays to study the liquid jet breakup pro-