

冲角对不同掠型压气机叶栅扩压因子的影响

陈 浮, 赵桂杰, 宋彦萍, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 对直、前掠、弯掠和后掠叶片组成的压气机叶栅进行了实验研究, 结合叶栅出口能量损失分布和叶片表面静压系数的分布及叶片负荷的变化, 讨论了冲角变化对不同掠型压气机叶栅扩压因子的影响以及叶栅扩压因子与叶栅能量损失和叶片负荷的相互关系。结果表明, 前掠和弯掠叶栅显著改善了叶栅根部的流动, 能够有效防止气流减速造成流动分离的可能; 这两种叶栅轴向逆压梯度长度和叶片负荷大小的综合作用是其扩压因子在叶片两端部小于直叶栅的原因。

关 键 词: 压气机; 实验; 扩压因子; 弯掠叶片; 冲角

中图分类号: TK32 文献标识码: A

1 引 言

燃气轮机的启动、调节过程是变工况过程, 负荷和外界大气条件变化时燃气轮机也是在变工况条件下运行, 在这些过程中, 压气机的变工况性能决定了发动机的运行状况。在轴流压气机和涡轮的发展过程中, 研究人员进行了大量的叶栅实验, 并由此获得了丰富的设计资料。人们进行叶栅实验的目的是控制或监视几个叶栅流道的特性和参数以确保获得有用的和精确的叶栅性能数据, 如叶栅总压损失、叶栅表面静压分布及叶片负荷, 对压气机叶栅来说还包括喘振裕度等性能参数作为高性能轴流压气机的设计基础。在对压气机叶栅尤其是静叶栅性能参数的分析过程中, 变工况条件下叶栅的扩压能力是一个非常非常重要的参数。扩压因子是包括基元级速度三角形中各参数及叶栅几何参数的综合参数^[1]。因此, 研究二维压气机叶栅变工况条件下的扩压因子有助于深入了解叶栅内流动特性及叶栅几何和气动性能参数之间的关联。压气机叶栅的扩压表现为叶栅中流动的减速, 叶栅总压损失的大小与叶片吸力面上

的速度减小成正比^[2]。Reid 和 Moore 指出, 扩压因子 D 应用在亚音速流场对叶片负荷的分析与跨音速叶栅中损失的关联和失速裕度的分析是成功的^[3]。当 $D > 0.6$ 时, 尾迹动量损失厚度增加, 表明在高负荷下叶片吸力面附面层分离并导致效率的下降。因此, 可将 $D = 0.6$ 作为压气机平面叶栅中的允许负荷极限值^[4]。随着叶片三维成型技术的发展, 叶片的弯、扭、掠必然引起叶栅扩压能力的变化, 因此有必要对应用弯掠叶片的压气机在冲角变化时扩压能力的变化作深入的研究。

2 实验装置

实验在哈尔滨工业大学大尺度低速平面叶栅风洞上进行, 实验入口马赫数为 0.22。在 $\pm 5^\circ$ 、 0° 三个冲角下对由 4 种叶片组成的压气机平面叶栅——直 (STR)、前掠 (SWF)、弯掠 (SCB) 和后掠叶栅 (SWB) 进行了壁面静压测量, 并采用五孔探针测量了叶栅出口的能量损失。叶型采用 NACA65-24A₁₀-10 系列, 4 种叶片的积迭线形式见图 1, 叶栅几何参数见表 1, 叶栅壁面静压测孔以及叶栅出口流场测点布置参见文献 [5~6]。

表 1 叶栅几何参数

弦长 b/mm	128	安装角 $\beta_{1/2}/^\circ$	10.39
展弦比 $h:b$	1.25	弯角 $\Delta_\alpha/^\circ$	15
稠度	1.6	弯高 $L_c:h/\%$	15
设计入口气流角/ $^\circ$	-28.21	掠角 $\Delta_\alpha/^\circ$	± 30
设计出口气流角/ $^\circ$	-8.1	掠高 $L_s:h/\%$	30

收稿日期: 2004-05-17; 修订日期: 2004-11-29

基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (50236020)

作者简介: 陈 浮 (1970-), 男, 辽宁沈阳人, 哈尔滨工业大学教授。

3 扩压因子的计算

沿叶片吸力面的气流扩压和沿叶片吸力面的气流减速是完全一致的。因此使用速度来定义扩压因子 D 便于直接将其和速度三角形以及叶栅稠度联系起来。通常扩压因子 D 的定义为:

$$D = \frac{w_{\max} - w_2}{w_{1\max}} \quad (1)$$

式中: w_{\max} 为当地最大速度; $w_{1\max}$ 入口最大速度; w_2 为出口速度。其中分子表示气体流经叶栅的最大速度降, 也表征了轴向逆压梯度的大小。

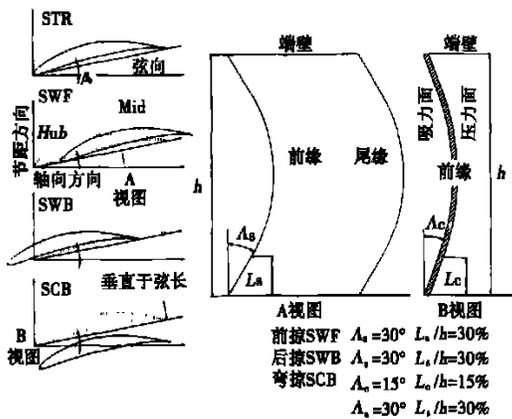


图 1 实验叶片积迭线的定义

采用式 (1) 计算叶栅扩压因子时需要确定栅前、栅后速度 $w_{1\max}$ 和 w_2 , 在实际计算中不够方便, 而且目前所使用探针的测量技术不能保证测量到叶片表面当地最大速度 w_{\max} 。通常情况下, 叶片表面静压负值最大的位置对应着叶片表面速度最大值所在的位置, 因此对式 (1) 进行变换并简化, 得到扩压因子的静压表达式:

$$D = \frac{\sqrt{P_s^* - P_{\min}} - \sqrt{P_s^*}}{\sqrt{P_s^* - P_a}} \quad (2)$$

其中: P_s^* 为栅前静压; P_{\min} 为当地最小静压; P_a 为大气压力。本文在处理实验数据过程中, 采用式 (2) 计算了 4 种叶栅沿叶高的扩压因子分布。

4 结果与讨论

图 2 所示为冲角改变时 4 种叶栅扩压因子沿叶高的分布情况。由图 2 可见, 在零冲角时, 后掠叶栅

的扩压因子在整个叶高范围内都大于直叶栅, 而前掠和弯掠叶栅的扩压因子在距两端壁 20% 叶高内小于直叶栅, 前掠叶栅在 20% 叶高位置超过了直叶栅, 在中部又有所减小; 弯掠叶栅由端壁至中径的扩压因子逐渐增大并最终在中径处大于直叶栅。冲角变化对直叶栅的扩压因子影响不大, 其扩压因子在全叶高变化较小。冲角由负至正变化时, 除后掠叶栅外, 其余 3 种叶栅在相同叶高位置的扩压因子都有所减小, 叶片根部与中径处扩压因子的差值也随冲角的增加而逐渐增大, 叶片中径附近扩压因子变化平缓的范围也由 20% ~ 80% 叶高逐渐缩小至 40% ~ 60% 叶高。在 +5° 冲角时, 全叶高扩压因子基本呈平滑曲线分布。而后掠叶栅的扩压因子在全叶高表现出与其余 3 种叶栅截然不同的变化趋势: 在正冲角时, 叶片两端 30% 叶高范围内的扩压因子迅速增大并超过中径处的扩压因子, 且两端部 20% 叶高范围内扩压因子接近于压气机平面叶栅的允许负荷极限值。

通常采用扩压因子作为叶片的负荷参数, 它的采用能给出一个考虑升力系数或其他参数对压气机叶栅来说更好的损失预示方法, 也是比采用附面层方法更可靠的分析压气机叶栅损失的方法^[7]。冲角变化时, 叶栅扩压因子的变化与叶片负荷和叶栅出口的能量损失分布的改变密切相关。图 3 给出了零冲角时 4 种叶栅出口能量损失系数等值线的分布。与直、后掠叶栅相比, 前掠和弯掠叶栅两端壁附近的能量损失分布较为平缓, 在径向能量损失的分布也很均匀, 而弯掠叶栅在端部的损失分布范围最小; 尽管弯掠叶栅中径处损失分布范围没有明显扩大, 但其能量损失系数值却较大。在对应着吸力面角区的位置, 没有出现直、后掠叶栅中损失的过度集中并向主流区扩展的趋势。由损失分布等值线来看, 前掠叶栅在 20% 叶高位置的损失趋于集中, 这也表明前掠叶栅迁移端部低能流体的展向压力梯度没有像弯掠叶栅那样一直持续到中径处, 因而二者的扩压因子就表现为前掠叶栅由端部起逐渐增大后又逐渐减小, 而弯掠叶栅的扩压因子却持续增大至中径处 (见图 2)。结合 4 种叶栅扩压因子在零冲角时的分布, 较小的扩压因子对应着较小的能量损失分布。由此, 弯掠叶栅根部附近的扩压因子在 3 个冲角下都为最小, 能量损失值及分布范围也较小。图 4 所示为 4 种叶栅出口在冲角变化时节距平均能量损失系数沿叶高的分布。由图 4 可见, 随着冲角由负至正

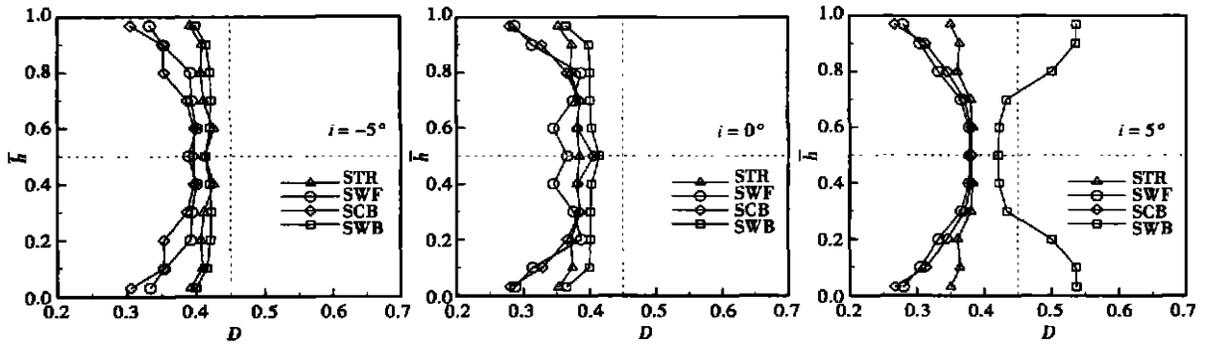


图2 冲角变化对扩压因子沿叶高分布的影响

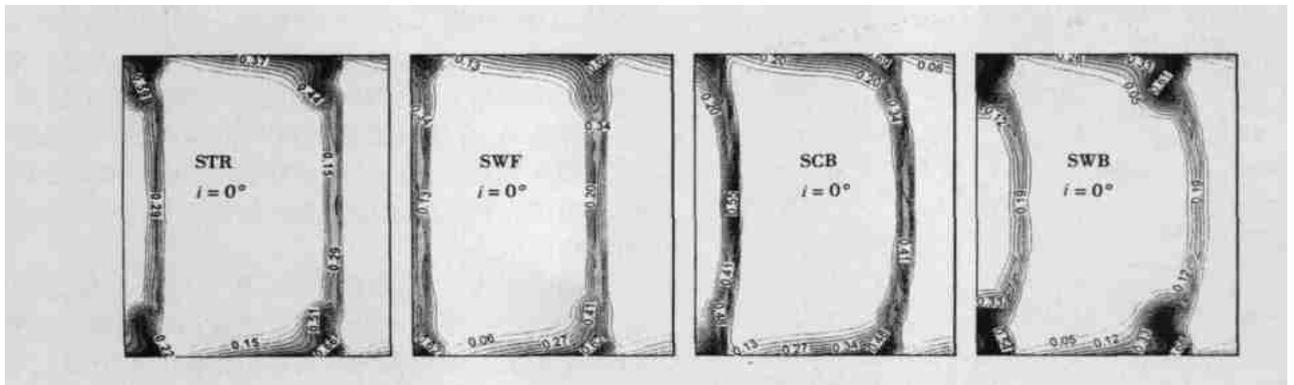


图3 零冲角时能量损失系数等值线分布(z/B=1.414)

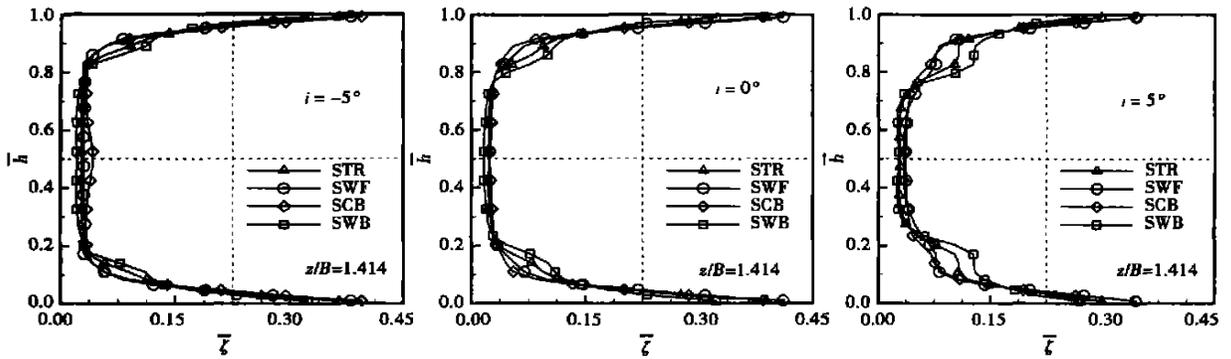


图4 节距平均能量损失系数沿叶高的分布(z/B=1.414)

增大, 4种叶栅两端部附近的高损失分布范围也逐渐由20%叶高向中径处扩展, 在+5°冲角时高损失分布范围已达到约33%叶高位置, 其中后掠叶栅损失增加的程度最为明显。相比于直叶栅, 前掠、弯掠叶栅的节距平均能量损失系数在这一叶高范围的变化较小, 尤其是弯掠叶栅, 其损失系数在此叶高范围内最小, 而且在叶高方向的分布也始终较为平缓。3

种叶栅节距平均能量损失系数在两端部附近的分布与同样叶高范围内扩压因子的分布是一致的。同样在+5°冲角时, 后掠叶栅35%叶高范围内损失的迅速增大也对应着扩压因子的增大, 并明显超过了其中径处的扩压因子。

但是, 前掠和弯掠叶栅中径处能量损失的大小及分布趋势与扩压因子的变化并不一致。也就是

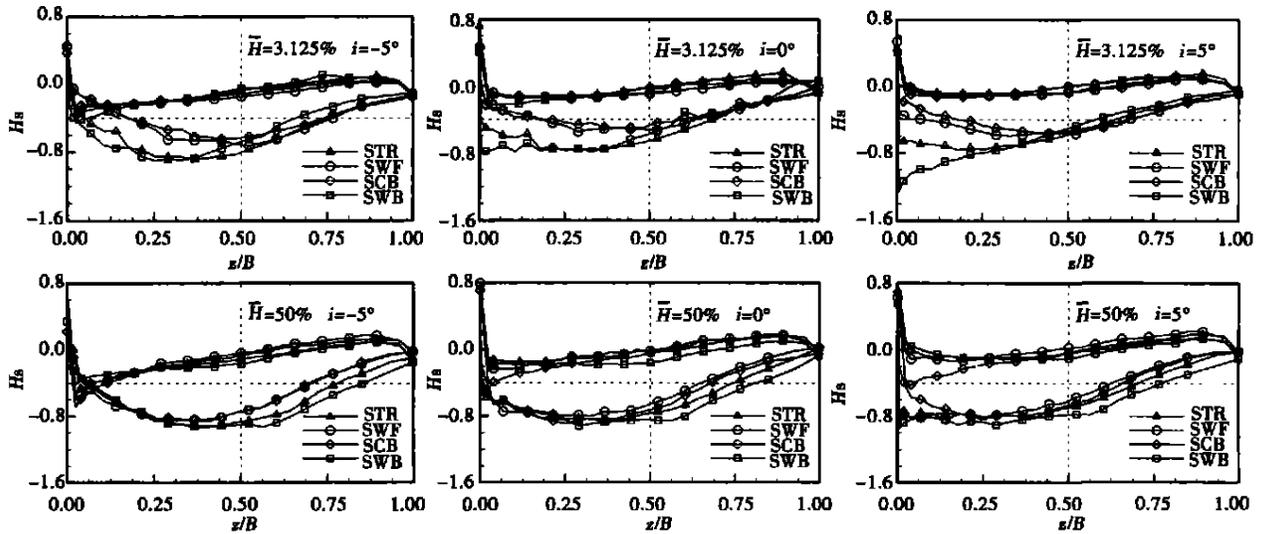


图 5 不同叶高处叶片表面静压系数沿轴向的分布

说,图 3 和图 4 中前掠、弯掠叶栅中径处能量损失的增加并没有对应着扩压因子在该位置的显著增大。对此结合叶片表面的负荷分布进行了分析,叶片吸力面和压力面上静压系数包围的面积反映了相应叶高位置处的叶片负荷的大小。扩压因子的定义表征了叶栅轴向逆压梯度的大小,而逆压梯度是叶片表面气流减速甚至分离的主要原因。由图 5 叶片表面静压系数分布可见,在所有冲角下前掠、弯掠叶栅根部附近的逆压梯度都明显小于直和后掠叶栅,同时两种叶栅在此位置的扩压因子也较小。在中径处,前掠、弯掠叶栅吸力面最负压力点前移造成其逆压梯度相应延长,叶片吸力面上附面层的迅速增厚以及由叶栅两端部迁移来的低能流体使得中径附近能量损失增加。由叶片负荷来看,这两种叶片的负荷仍稍小于其他两种叶栅,即其逆压梯度的延长并没有引起负压峰值与叶片前、后缘之间静压差的增大,因而在此位置表现出来的扩压因子仍然较小。因此,吸力面逆压梯度的延长与较小的叶片负荷综合作用的结果是前掠、弯掠叶栅中径处能量损失增加而扩压因子没有相应增大。

5 结 论

(1) 冲角由负至正增大时,4 种叶栅在相同叶高位置的扩压因子有所减小,但后掠叶栅在 $+5^\circ$ 冲角时由于根部流动恶化直至分离而迅速增大;

(2) 前掠和弯掠叶栅的扩压因子在叶片两端部

小于直叶栅,结合叶栅出口损失分布来看这两种叶栅改善了根部流动,在很大程度上能够提高叶栅的失速裕度;

(3) 前掠和弯掠叶栅中径处损失的增大并没有伴随着扩压因子的增大,吸力面逆压梯度延长和中径处较小的叶片负荷是主要原因。

参考文献:

- [1] 王仲奇,秦仁. 透平机械原理[M]. 北京:机械工业出版社,1985.
- [2] ERVINE JOHNSON A. Aerodynamic design of axial-flow compressor [M]. 陆亚钧译. 北京:国防工业出版社,1978.
- [3] REID L MOORE R D. Experimental study of low aspect ratio compressor blading [A]. 25th Annual International Gas Turbine Conference [C]. New Orleans: The American Society of Mechanical Engineers, 1980. ASME paper 80-GT-16.
- [4] GOSTELOW J R. Cascade Aerodynamics [M]. Oxford: Pergamon Press, 1984.
- [5] 陈 浮,赵桂杰,宋彦萍. 叶片弯、掠对压气机端壁流动的影响之一:静压及流场显示 [A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集 [C]. 上海:中国工程热物理学会,2003. 280—284.
- [6] 陈 浮,赵桂杰,宋彦萍. 叶片弯、掠对压气机端壁流动的影响之二:流场测量 [A]. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集 [C]. 上海:中国工程热物理学会,2003. 285—288.
- [7] WENNERSTROM A J. Highly loaded axial flow compressor: history and current development [J]. Trans of the ASME, J of Turbomachinery, 1990 112: 567—578.

(渠 源 编 辑)

高温燃料电池与燃气轮机相结合的混合发电系统 = A Power Generation System Based on the Combination of High-temperature Fuel Cells and Gas Turbines - a Hybrid Power Generation System [刊, 汉] / CHEN Qi-mei, WENG Yi-wu, WENG Shi-lie, et al (Power Machinery and Engineering Education Ministry Key Laboratory under the Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200030) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2005, 20(2). — 111 ~ 115

A hybrid power generation system based on the combination of high-temperature fuel cells and gas turbines features high-efficiency, protection of environment and reliable performance. Such an innovative power generation system enjoys bright prospects of wide applications in the realm of future distributed power generation. Numerous experts and scholars have carried out a huge amount of research concerning its system configuration, matching and performance. Currently, several of such hybrid power generation systems are already operating successfully. However, there still remain many problems, which require further study and exploration in order to realize their early commercial operation. The authors have presented an overview of the present status of hybrid power generation development along with a forecast of its future research trends and development prospects. **Key words:** high-temperature fuel cell, gas turbine, hybrid power generation system

冲角对不同掠型压气机叶栅扩压因子的影响 = The Impact of the Variation in Incidences on the Diffusion Factor of Compressor Cascades of Different Swept Types [刊, 汉] / CHEN Fu, ZHAO Gui-jie, SONG Yi-ping, et al (College of Energy Science & Engineering under the Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2005, 20(2). — 116 ~ 119

An experimental investigation was conducted of the compressor cascades composed of straight, swept-forward, swept-curved and swept-back blades. In connection with the energy loss distribution at the cascade outlet, the static pressure distribution at the blade surface and blade loading discussed are the influence of variation in incidences on the diffusion factor of compressor cascades of different swept types as well as the interrelationship between the cascade diffusion factor and cascade energy loss on the one side and the blade loading on the other. Study results have shown that the swept-forward and swept-curved cascades markedly contribute to the improvement of flows at the root portion of the cascades, thus effectively eliminating the possibility of flow separation caused by a flow speed reduction. The combined action of a greater reverse-pressure gradient of the above two types of cascade and a lower blade loading at midspan has resulted in a smaller diffusion factor at the two ends of the blade than that at the straight cascade. **Key words:** compressor, test, diffusion factor, swept-curved blade, incidence

船用燃气轮机动力涡轮可调导叶级的流场结构 = The Flow Field Structure of the Power-turbine Variable-area Nozzle Stage of a Marine Gas Turbine [刊, 汉] / LIU Shun-long, FENG Yong-ming (College of Power & Nuclear Energy Engineering under the Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001), LIU Ming (Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2005, 20(2). — 120 ~ 124

Based on the coupled solution of a compressible Favre-averaged Navier-Stokes equation and Menter baseline (BSL) dual-equation turbulence-flow model the authors have conducted a full flow-field three-dimensional viscous numerical simulation of a variable-geometry power turbine, taking into account a variable-area nozzle design. Computational results indicate that with the use of the variable-area nozzle techniques there occurred a significant change in the thermodynamic reaction of the various stages of the turbine. The change in the flow characteristics of the variable-area nozzle stage can more markedly influence the aerodynamic performance of the variable-geometry power turbine. The selection of a variable-area