

文章编号:1674-8190(2013)04-458-05

流量分配对涡轮叶片内通道压力分布特性影响的实验研究

梁卫颖,朱惠人,赵曙

(西北工业大学 动力与能源学院,西安 710072)

摘要:为掌握某型涡轮叶片内流通道不同出流位置的流量分配比例对该通道压力系数分布的影响规律。对该通道进行合理简化并根据相似原理,采用几何放大模型,在通道进口雷诺数 $Re=2.7\times 10^4\sim 3.4\times 10^4$ 的条件下,研究出流孔一、出流孔二及出流孔三5种不同流量分配情况的通道压力系数分布,结果表明:三处出流位置流量分配的变化对第一通道压力系数的影响并不明显,而对第二和第三通道的压力系数有明显影响;减小出流孔一、出流孔三流量分配比例以及增加出流孔二的流量分配比例会使通道压力系数整体较低;增加出流孔三流量分配比例使第三通道压力系数整体较高且沿流程下降趋势缓和。

关键词: 涡轮叶片;流量分配;内流通道;压力分布特性

中图分类号: V231

文献标识码: A

Experimental Investigation on Flow Rate Allocation Influence on Pressure Distribution Characteristic of Turbine Blade Internal Channel

Liang Weiyang, Zhu Huiren, Zhao Shu

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper focuses on the pressure coefficient distribution in simplified model of some realistic turbine blade internal cooling channel for obtaining the characteristic of outflow rate allocations influence on pressure coefficient distribution. The model has been amplified geometrically according to analogous theory. Experiments with five outflow rate allocations of these three outlets including outlet 1, outlet 2, and outlet 3, have been performed based on inlet Reynold number from $2.7\times 10^4\sim 3.4\times 10^4$. The experimental results show that the pressure coefficient distribution in the first channel has not been influenced obviously by different outflow rate allocations, however in the second and the third channel the pressure coefficient of this model will wholly decline when increasing outflow rate allocation of outlet 2 and decreasing outflow rate allocation of outlet 1 and outlet 3. The pressure coefficient of the third channel will be higher and the declining trend of pressure coefficient will be more gently than others when the outflow rate allocation of outlet 3 increases.

Key words: turbine blade; flow rate allocation; internal channel; pressure distribution characteristic

0 引言

现代航空发动机涡轮叶片内冷通道多为带肋多腔回转通道。且考虑外部气膜冷却、叶片顶部除

尘及叶片尾缘冷却需要带有不同的出流结构。近年来, M. Schüler 等^[1]针对叶片尾缘区域 U 型通道,研究了侧壁出流对通道流动与换热的影响,发现侧壁出流对转弯区域压力损失影响很小,主要影响体现在离转弯区域较远的下游。在国内,裘云、倪萌等^[2-4]对有单排气膜孔出流带肋直通道的压力损失进行了实验和数值研究,揭示不同入口雷诺数对通道压力损失无显著影响,而增大总出流比例会使通道压力损失减小的规律。郭涛等^[5-6]就双排气

收稿日期:2012-10-12; 修回日期:2013-03-15

基金项目:国家重点基础研究发展计划(2013CB035702)

通信作者:梁卫颖, waiwingleung@sina.com

膜孔出流带肋直通道的流阻特性进行了进一步实验研究,得到增大出流比,通道静压升高趋势增强,总压系数绝对值减小,通道流动阻力减小的规律。以上研究均着眼于有出流的带肋 U 型通道或直通通道。

本文针对真实叶片内复杂 S 型通道,在顶部有除尘孔出流及尾缘通道有侧壁出流条件下,研究各

处出流位置不同的流量分配对通道压力系数分布特性的影响规律,为涡轮叶片内冷通道设计及各出流位置合理分配流量提供参考。

1 实验装置

实验系统组成如图 1 所示。

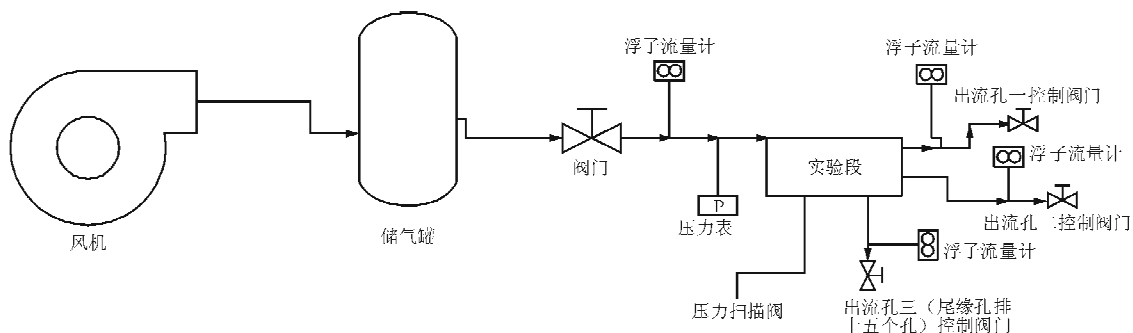


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

从风机出口流出的气流进入储气罐,稳定气流压力,通过实验段进口阀门调节来获得合适的进口流量及进口压力,达到所需的进口雷诺数。三个出流位置出口处均有流量计和控制阀门调节流量分配比例。调节好所需进口雷诺数及各出流位置流量分配比例并让气流流动稳定后,由采集程序启动压力扫描阀采集通道内各压力测点处的瞬时压力值,采集过程持续约 30 s,每个测点获取约 300 个瞬时压力值。涡轮叶片内部带肋回转通道的具体结构如图 2 所示。

一个通道进口,气流从通道底部进入;第一个通道从进口到第一个转弯区域为光滑通道,通道内部壁面未布置扰流肋;从第一个转弯区域开始,在隔墙顶部布置放射状扰流肋,压力面四根,吸力面三根,在第二及第三通道内部的压力面和吸力面两相对面上均布置错排 90° 扰流肋,且第三通道侧壁即靠近涡轮叶片尾缘区域有出流孔排,共 15 个圆孔,直径 $\phi=3\text{ mm}$,统称出流孔三;在第一通道顶部有除尘孔,称出流孔一;第三通道顶部除尘孔,称出流孔二。三处出流孔面积分别为: $S_{\text{outlet1}}=16\text{ mm}^2$ 、 $S_{\text{outlet2}}=387.3\text{ mm}^2$ 、 $S_{\text{outlet3}}=106\text{ mm}^2$ 。

回转通道横截面示意图如图 3 所示。

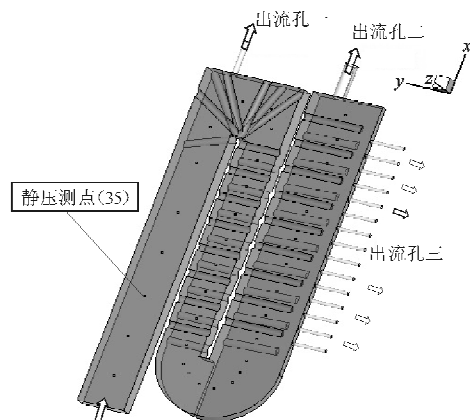


图 2 某型涡轮叶片内部带肋回转通道

Fig. 2 Ribbed rotary channel of one turbine blade

从图 2 可以看出:该带肋回转通道仅有左侧第

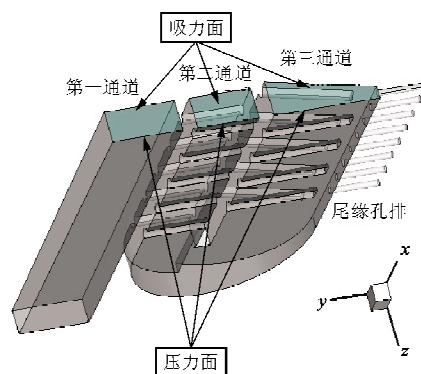


图 3 回转通道横截面示意图

Fig. 3 Schematic diagram of cross-section for rotary channel

第一和第二通道 x 方向截面均为矩形;第三通道位于叶片尾缘附近区域,将其简化为沿 x 方向的梯形横截面通道^[7]。

通道内部压力面和吸力面上所布置的扰流肋横截面均为半圆形,半径 $r=3\text{ mm}$,即肋高。其中,第三通道所布置的扰流肋未完全延伸到尾缘。第二及第三通道内部壁面的肋间距均为 23 mm 。

第一及第二通道为沿 x 方向变截面通道。其中吸力面与 yz 平面垂直,压力面与 yz 平面成 85° 的夹角,第一通道沿 x 方向为渐扩通道,第二通道沿 x 轴反方向为渐缩通道。第三通道的吸力面和压力面与 yz 平面垂直,第三通道沿 x 方向为等截面通道。如图4所示。

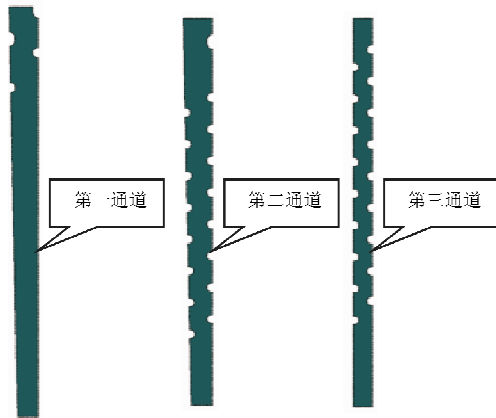


图4 沿 x 方向回转通道截面

Fig. 4 Section of rotary channel along the x direction

静压测点在压力面上沿通道中心线分布,共35个静压孔(如图2所示)。采用压力扫描阀对测点进行数据采集。

2 实验结果及分析

2.1 实验数据

进口雷诺数定义

$$Re = \frac{\rho v d}{\mu} \quad (1)$$

式中: ρ 为气流密度,按常数处理; v 为第一通道进口截面平均速度,根据进口气流体积流量计算; d 为第一通道进口当量直径,根据换算公式确定 $d=17.7\text{ mm}$; μ 为气体的动力粘性系数。

压力系数定义

$$C_{p_i} = \frac{p_i - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho v^2} \quad (2)$$

式中: p_i 为第 i 个静压测点处的静压; p_∞ 为第一通道进口气流静压; $\frac{1}{2} \rho v^2$ 为第一通道进口气流动压。

各出流孔流量分配比例为各出流孔的质量流量与第一通道进口的质量流量之比。其中,尾缘孔排十五个出流孔总质量流量与第一通道进口的质量流量之比,为出流孔三的流量分配比例。

本实验出口流量分配比例如表1所示。特定工况叶片设计状态下的流量分配比例为27%、40%、33%,即出流孔一流量分配比例为27%,出流孔二为40%,尾缘孔排即出流孔三为33%。但实际出流孔一和出流孔二作为除尘孔,流量分配比例往往很小。为了掌握不同出流位置流量分配比例的变化对该通道压力系数分布规律的影响,考虑几种极限情况,如0% 0% 100%、0% 25% 75%、0% 50% 50%、0% 75% 25%,即出流孔一出流比例减小为0%,逐渐增加出流孔二出流比例最高达到75%,同时逐渐减小出流孔三出流比例最小达到25%。

表1 出口流量分配比例

Table 1 Flow rate allocation of outlet

进口雷诺数	出口流量分配比例														
	出口1	出口2	出口3	出口1	出口2	出口3	出口1	出口2	出口3	出口1	出口2	出口3	出口1	出口2	出口3
3.4×10^4	0%	0%	100%	0%	25%	75%	0%	50%	50%	0%	75%	25%	27%	40%	33%
3.0×10^4	0%	0%	100%	0%	25%	75%	0%	50%	50%	0%	75%	25%	27%	40%	33%
2.7×10^4	0%	0%	100%	0%	25%	75%	0%	50%	50%	0%	75%	25%	27%	40%	33%

2.2 流量分配对带肋回转通道压力系数的影响

不同进口雷诺数和流量分配比例下的压力系数,如图5所示。 l 表示气流从进口到各静压测点的流程, l/d 表示静压测点到第一通道进口的无量纲距离。

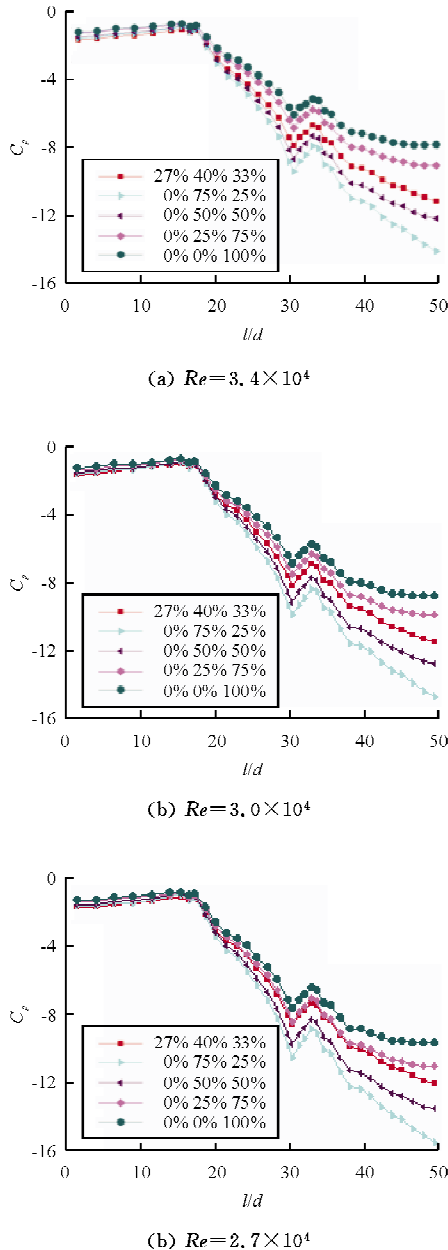


图5 不同进口雷诺数及流量分配比例下压力系数

Fig. 5 Pressure coefficient under different flow distribution ratio and inlet Reynolds number

从图5可以看出:不同进口雷诺数,相同流量分配下的通道压力系数整体分布规律相似;同一进

口雷诺数,不同流量分配下的通道压力系数分布规律不同。具体分为五种情况:

(1) 在同一进口雷诺数,不同出流流量分配的变化对第一通道压力系数分布影响不是特别明显。由于第一通道沿 x 方向为渐扩变截面通道,会对通道内压力有提升作用,虽通道内有摩擦,但由于是光滑通道,摩擦很小,非主要影响因素,所以该通道压力系数呈现出逐渐上升趋势。

(2) 在第一个转弯区域,由于在隔墙顶部布置了放射状扰流肋,该区域摩擦增大,气流在这一区域,特别是靠近第二通道入口处有转弯加速的趋势,导致该区域静压下降^[8-10],压力系数逐渐下降。但不同出流流量分配的变化对该区域的压力系数分布影响也不明显。

(3) 由于第二通道内部压力和吸力两相对面上布置有 90° 扰流肋,摩擦增大;同时,沿流动方向,通道逐渐收缩,气流流速增加。两因素综合作用使该通道压力系数下降趋势明显。出流流量分配变化对压力系数分布影响在该通道开始凸显。当各出流孔流量分配比例为 $0\% 0\% 100\%$,即气流全部从第三通道尾缘孔排出流时,该通道压力系数整体较高,压力损失最小;而随着出流孔二流量分配比例逐渐从 25% 增加到 50% 再到 75% ,该通道压力系数整体呈逐渐下降趋势,表明出流孔二流量分配比例增加会导致第二通道压力损失增加。当出流孔二流量分配比例达到 75% 时,该通道压力系数整体最低,即该通道压力损失达到最大。在三处出流位置中,出流孔二的面积最大,增大该处的流量分配比例会使该通道总压及压力下降,同时局部流速增大,摩擦进一步增大,综合作用导致压力系数整体处于最低。流量分配比例为 $27\% 40\% 33\%$ 时,由于部分气流从出流孔一出流,使进入第二通道气流流量减小,流速降低,摩擦减小,所以压力系数较 $0\% 75\% 25\%$ 比例略高。可见,适当增加出流孔一流量分配比例可以减小第二通道压力损失。

(4) 压力系数在第二个转弯区域呈现先上升后下降的统一变化趋势。并且各出流孔流量分配比例变化对这一区域压力系数整体影响与第二通道类似,当流量分配比例为 $0\% 0\% 100\%$ 时,压力系数整体最高,压力损失最小;当流量分配比例为 $0\% 75\% 25\%$ 时,压力系数整体最小,即压力损失

最大。压力系数呈现上升趋势,主要由于气流从第二通道进入到流通面积相对较大的转弯区域,流速逐渐下降,静压上升,同时这一区域没有布置扰流肋,摩阻很小。然后,压力系数呈逐渐下降趋势,因为隔墙的存在使气流产生了分离^[11-13],气流进入第三通道入口附近区域的实际流通面积减小,在该处加速,静压下降,同时摩阻增大,综合作用使压力系数逐渐下降。

(5) 出流流量分配变化对压力系数分布的影响在第三通道最为明显。虽然该通道压力系数整体也呈逐渐下降趋势,但与第二通道相比有所缓和,这与尾缘出流孔排的输出有很大关系。摩阻是带肋通道压力系数下降的主要影响因素,但尾缘孔排的出流会使第三通道静压得到提升^[14-15],所以压力系数下降趋势缓和。这种作用随尾缘孔排流量分配比例增加而越发明显,当比例达到100%时,第三通道压力系数下降趋势已平缓。由于尾缘孔排的总出流面积比出流孔二的面积小,所以增大该处的流量分配比例使通道的总压及压力均上升,同时沿该通道流程不断有出流使流速逐渐减小,静压提升,且扰流肋沿展向并没有完全延伸至尾缘孔排,使压力系数随尾缘孔排出流比例增加而整体较高。可见适当增大尾缘孔排流量分配比例同时减小出流孔二流量分配比例可以减小第三通道压力损失。

3 结 论

各出流位置的流量分配变化会影响各通道总压、压力及流速度和通道摩阻的变化。对于带肋通道,摩阻是压力系数的主要影响因素,但在尾缘通道有孔排出流的情况下,也需考虑出流对通道局部的压力提升作用。

(1) 在同一进口雷诺数条件下,出流流量分配变化对第一通道压力系数分布没有明显影响,影响主要体现在第二、第三通道及第二个转弯区域。

(2) 增加出流孔二的流量分配比例会使第二、第三通道的压力系数整体较低,但第三通道尾缘孔排出流对该通道压力有提升作用,使该通道压力系数下降趋势较第二通道缓和。

(3) 增加尾缘出流孔排的流量分配比例可使通道压力系数整体较高,而在实际应用中,可考虑减小顶部除尘孔(出流孔一、二)流量分配比例,增

大尾缘孔排(出流孔三)流量分配比例来减小叶片内流通道压力损失。

参考文献

- [1] Schüler M, Zehnder F, Weigand B, et al. The effect of side wall mass extraction on pressure loss and heat transfer of a ribbed rectangular two-pass internal cooling channel[C]. Orlando, USA; Proceedings of ASME Turbo Expo, 2009.
- [2] 裘云, 朱惠人, 许都纯, 等. 带肋壁与出流孔内流通道的流阻特性[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 341-343.
Qiu Yun, Zhu Hui ren, Xu Duchun, et al. Pressure loss of the internal passage with rib turbulators and suction holes [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 341-343. (in Chinese)
- [3] 倪萌, 朱惠人, 裘云, 等. 肋角度对流量系数的影响的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 196-200.
Ni Meng, Zhu Hui ren, Qiu Yun, et al. Numerical investigation of influence of rib orientation on discharge coefficients[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 196-200. (in Chinese)
- [4] 倪萌, 朱惠人, 裘云, 等. 涡轮叶片内流冷却通道中压力系数的研究[J]. 燃气轮机技术, 2004, 17(4): 41-47.
Ni Meng, Zhu Hui ren, Qiu Yun, et al. Research on pressure coefficients of turbine blade internal cooling passage [J]. Gas Turbine Technology, 2004, 17(4): 41-47. (in Chinese)
- [5] 郭涛, 朱惠人, 李广超, 等. 带肋和双排出流孔通道的流动特性[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 399-402.
Guo Tao, Zhu Hui ren, Li Guangchao, et al. Flow in channel with rib turbulators and double-row bleed holes [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 399-402. (in Chinese)
- [6] Guo Tao, Zhu Hui ren, Xu Dunchun. Heat transfer investigation of the channels with rib turbulators and double-row bleed holes[C]. Vancouver, Canada; Proceedings of ASME Turbo Expo, 2011.
- [7] Je Chinhan, Hamn Chingchen. Turbine blade internal cooling passages with rib turbulators[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 226-248.
- [8] Detlef Pape, Herv'e Jeanmart, J von Wolfersdorf, et al. Influence of the 180° bend geometry on the pressure loss and heat transfer in a high aspect ratio rectangular smooth channel[C]. Vienna, Austria; Proceedings of ASME Turbo Expo 2004 Power for Land, Sea, and Air, 2004.
- [9] Lucci J M, Amano R S, Guntur K. Turbulent flow and heat transfer in variable geometry U-bend blade cooling passage [C]. Montreal, Canada; Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007; Power for Land, Sea and Air, 2007.
- [10] Sébastien Kunstmann, Jens von Wolfersdorf, Uwe Ruedel.

- faces in Control Rooms, Cockpits and Command Centers, 1999; 16-20.
- [9] Linstone II A, Turoff M. The Delphi method; techniques and applications[M]. Mass; Addison-Wesley Pub Co, Advanced Book Program, 1975; 3-10.
- [10] 李银霞, 袁修干, 杨春信, 等. 歼击机座舱工效学综合评价指标体系的建立[J]. 航空学报, 2005, 26(2): 148-152.
Li Yinxia, Yuan Xiugan, Yang Chunxin, et al. Building of the index system for fighter cockpit ergonomics comprehensive evaluation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(2): 148-152. (in Chinese)
- [11] Newman R L. Rotary-wing flight display test and evaluation[J]. Journal of Aerospace, 1999, 108(1): 1298-1311.
- [12] Newman R L, Greeley K W. Cockpit displays: test and evaluation[M]. Aldershot, England; Ashgate Publishing, 2001.

作者简介:

祁圣君(1982—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制与人机工效。

王婷(1983—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

王锋(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制与飞行品质。

(编辑:马文静)

(上接第462页)

- Heat transfer and pressure loss in rectangular one-side-ribbed channels with different aspect ratios[C]. Orlando, Florida, USA; Proceedings of ASME Turbo Expo 2009; Power for Land, Sea and Air GT2009, 2009.
- [11] Krishna Guntur, Jose Martinez Lucci, Amano R S. Numerical simulation of turbulent flow and heat transfer through blade cooling passage[C]. Reno, Nevada; 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.
- [12] Eifel M, Caspary V, Honen H, et al. Experimental and numerical analysis of gas turbine blades with different internal cooling geometries[C]. Orlando, Florida, USA; Proceedings of ASME Turbo Expo 2009, 2009.
- [13] Amano R S, Krishna S Guntur, Kumar S, et al. Numerical comparison of heat transfer and pressure drop in gas turbine blade cooling channels with dimples and rib-turbulators[C]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, Vancouver, British Columbia, Canada, 2011.
- [14] Gu X, Wu Hw, Shen S, et al. Numerical simulation of flow and heat transfer in a duct with square ribs and bleed holes [C]. Reno, Nevada; 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2004.
- [15] David Walker, Jack Zausner. Rans evaluations of internal cooling passage geometries; ribbed passages and a 180 degree bend[C]. Montreal, Canada; Proceedings of GT2007 ASME Turbo Expo 2007; Power for Land, Sea and Air, 2007.

作者简介:

梁卫颖(1980—),男,博士研究生。主要研究方向:传热传质及热结构。

朱惠人(1958—),男,教授,博导。主要研究方向:航空发动机及燃气轮机热端部件的先进冷却技术。

赵曙(1984—),男,博士研究生。主要研究方向:传热传质与热端部件冷却技术。

(编辑:张杰)