

文章编号:1000-8055(2012)07-1484-09

基于射流襟翼的涡轮平面叶栅流动控制实验

王蒲伟, 乔渭阳, 陈萍萍, 魏佐君
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 实验研究了襟翼射流对涡轮叶栅流动的控制, 实验测量了某型涡轮叶片压力面尾缘附近由直径为 1 mm 的射流喷口喷射不同流量射流, 对不同流动状态下涡轮叶栅流动的影响效果. 结果表明: 射流襟翼能够有效控制通道内的主流质量流量和流动方向; 在进口雷诺数为 71 742, 马赫数为 0.048, 湍流度为 1% 状态下, 当射流流量达到主流质量流量的 4% 时, 主流质量流量减少了 13.32%, 气流转折角增大了 6.34%; 随着射流流量的增大, 叶型载荷系数有所降低, 同时总压损失系数会增大.

关 键 词: 射流襟翼; 主流质量流量; 变循环; 气流转折角; Zweifel 载荷系数

中图分类号: V231

文献标志码: A

Two-dimensional cascade test on flow control using jet-flap for turbine blades

WANG Pu-wei, QIAO Wei-yang, CHEN Ping-ping, WEI Zuo-jun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Control of jet-flap on turbine cascade flow was studied. An experiment was conducted to study the impacts of the jet-flap which were blown out by a row of jet holes which were in diameter of 1mm and were near to the trailing edge on the pressure surface of gas turbine blade. The experiment adopted different shapes of jet-flap with different mass flows under various flow conditions. The experiment results show that jet-flap can effectively control the mass flow and the turning angle. When Reynolds number is 71 742, Mach number is 0.048, turbulence is 1%, and the jet flow reaches to 4% of the mass flow, the mainstream mass flow is reduced by 13.32%, and the turning angle is increased by 6.34%. Along with the increase of the jet flow, the loading coefficient decreases and the total pressure loss coefficient increases.

Key words: jet-flap; mass flow; variable cycle; turning angle;
Zweifel loading coefficient

作为一种先进实用的超声速运输机、多用途军用战斗机或航天载机, 必须在宽广的飞行马赫数和高度的范围内工作. 为适应这些变化状态和保持良好的发动机性能, 要求发动机内部能灵活调节. 提供这种灵活性的方法是采用变循环发动机, 而对于战斗机来说, 最有吸引力的是变循环涡轮技术, 变循环涡轮发动机的应用, 将是空战战斗机的一项重大突破^[1-3].

决定航空发动机性能的三个主要热力循环变量是: ①发动机流量; ②涡轮前温度; ③总增压比. 其中发动机流量和涡轮前温度是影响发动机推力的主要因素. 涡轮变循环(变几何)的主要目的是

收稿日期: 2011-08-25

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1484_007.html

作者简介: 王蒲伟(1986—), 男, 陕西蒲城人, 硕士生, 研究方向为叶轮机械气动热力学.

改变导叶喉部面积,控制涡轮流量,要实现它有多种方法,如:①机械式引入障碍物到流道中;②环形面积可调;③导向叶片安装角的改变;④引入第二股气流射入导叶喉部位置等。

在机械式引入障碍物方面,使用在涡轮叶片压力面尾缘加装 Gurney 襟翼是一种有效的方法,近年来,Byerley 等^[4]对 Gurney 襟翼进行了研究,张军胜、陈萍萍等人也对此种襟翼分别利用数值模拟和实验研究的方法进行过详细的研究,结果都证明 Gurney 襟翼在控制流动分离、减少流动损失、控制主流流量方面具有一定的效果^[5-6],但由于 Gurney 襟翼属于被动控制,不能针对发动机各个工作状态进行灵活调节,且有可能恶化某些状态下的性能^[7]。

在主动流动控制方面,应用可调导叶(VAN)涡轮设计,能有效调节和优化发动机各部件之间的匹配,提高燃气涡轮发动机的变工况性能,但由于涡轮导向器叶片可调,会增加涡轮导叶端壁叶片与机匣和轮毂的间隙,从而增加涡轮间隙泄露损失和端壁二次流损失,引起涡轮流动损失的增大,效率的降低。

相对于 Gurney 襟翼和可调导叶等方案,引入第二股气流射入导叶喉部位置的“气动控制变循环涡轮”具有突出的优点:它彻底解决了“机械式变循环涡轮”调节机构设计难度大、高温区活动部件影响涡轮结构完整性、牺牲涡轮寿命等主要问题,也解决了活动叶片端壁间隙带来的流动损失和涡轮效率降低等问题,并且这种方案不会对涡轮冷气流路设计带来问题。1971 年,美国国家航空航天局(NASA)刘易斯研究中心的 Stanley 和 John 等^[8]对应用于一涡轮转子叶片的射流襟翼进行二维平面叶栅实验研究。他们发现,从压力面尾缘垂直壁面喷出的射流,能够形成所谓的“气动襟翼”,使主流的流动发生偏转,并加速相邻叶片吸力面后部的流动,从而达到抑制边界层分离,提高叶型升力的效果;由于射流能够使主流的流动发生偏转,影响进口主流的流量,进而能够起到“变面积”装置的作用。高丽敏等^[9]研究了叶栅尾缘冷气喷射对主流场干扰的物理模型。McAuliffe 等^[10]研究了定常或非定常射流控制大负荷低压涡轮吸力面的分离方法。罗华玲等^[7]对射流襟翼进行的数值研究结果也验证了这一结果的正确性。

针对射流襟翼的这些优点,本文以某型高压涡轮叶片为研究对象,在其压力面尾缘附近设置

一排直径为 1 mm,相互间隔为 3 mm 的射流孔,在不同雷诺数和马赫数下研究射流对主流流量以及涡轮气动性能的影响。

1 实验基本装置

在本论文中,所有的实验工作都是在西北工业大学燃气涡轮研究室平面叶栅风洞实验室中进行的。该实验室中包括一台由离心式风机带动的低速叶栅风洞,一台 Streamline 型恒温热线风速仪,一台高精度压力扫描测试仪和一台高精度三路位移机构。

1.1 风洞

叶栅实验风洞由压缩机、扩压段、整流段、收敛段以及工作段等部件组成,如图 1 所示。

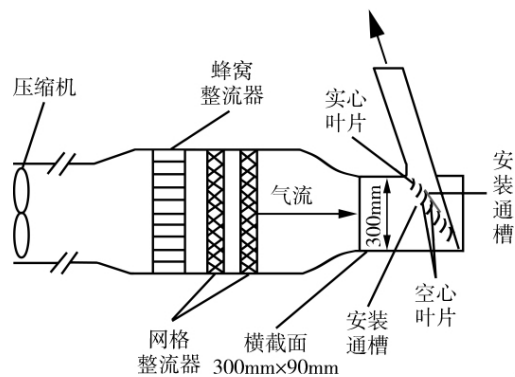


图 1 低速平面叶栅风洞实验台^[5]

Fig. 1 Low-speed turbine linear cascade wind tunnel

实验所用风机由变频器控制,最大频率 50 Hz,最小频率 1 Hz,频率最小增量为 1 Hz,风机最大流量 1.5 kg/s,最大压力 9 149 Pa,实验段尺寸为宽 300 mm,高 90 mm,即叶高为 90 mm,实验段气流最高马赫数为 0.31,在风洞中设有整流器,可以把来流湍流度控制在 1% 之内。

1.2 Streamline 型恒温热线风速仪

实验所用热线风速仪为丹麦丹迪公司 Streamline 型三通道恒温热线风速仪,其频率响应高达 450 kHz,测量速度范围从几 cm/s 到超声速。每次实验之前,热线探针都需要经过校准风洞校准。

1.3 压力扫描系统

实验所用压力扫描系统为 32 通道多路压力扫描仪,每路压力测试单元都配置有高精度传感器,最高测量压力(表压)为 20 kPa,实验前每路测量通道都经过校准风洞校准,在数据的采集过程

中也可以通过计算机进行实时校准.

1.4 三路位移机构

实验中热线探针和 5 孔压力探针都固定在三路位移机构上,它可以通过电机实现探针沿叶栅栅距方向、叶高方向的直线移动以及绕支杆中心轴的旋转移动.

2 实验方法

2.1 进口流场测量

涡轮叶栅进口总压由微球状 5 孔压力探针进行测量^[5-6,11],探头直径为 2.8 mm,探杆直径为 3 mm,5 孔探针在校准风洞内进行校准,其压力测量误差不大于 0.01%^[5].5 孔探针安装在三路位移机构上,可以在栅距方向、叶高方向和角度方向移动,移动精度为 0.01 mm,角度精度为 0.01°.5 孔探针使用特性参见文献^[11].速度参数由 Streamline 型恒温热线风速仪及 5 孔探针共同测得,5 孔探针和热线传感器均从叶栅前缘额线处的通槽伸入到气流进口流场中,进口流场测量通槽位置如图 2 所示,探针位于叶高中心截面处.实验中通过热电偶温度计在风洞稳压箱内测量气流总温,使用高精度空盒气压表来测量大气压力.

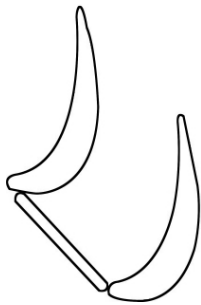


图 2 进口流场测量通槽
Fig. 2 Measurement slot of inlet flow field

2.2 通道两侧表面静压

通道两侧表面静压测量是通过安置在叶片表面的静压孔测得,静压孔直径为 0.6 mm,分布在两个相邻空心叶片的压力面和吸力面上,所有静压孔均位于半叶高处,压力面 11 个静压孔,吸力面 15 个静压孔,(叶片高度为 90 mm,测量孔离两端各为 45 mm),在半叶高剖面上的分布如图 3 所示.

静压测孔为 $\phi 0.6$ mm 通孔,与当地叶片表面垂直.静压孔沿弦长方向分布位置列于表 1 中.

通道两侧表面静压参数都是通过高精度压力

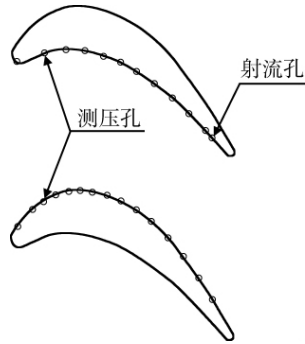


图 3 叶片表面静压孔及射流孔位置示意图
Fig. 3 Position of the blade static pressure tap and jet-holes

扫描系统进行采集.

表 1 通道两侧静压孔测量位置
Table 1 Position parameter of the blade static pressure tap on both side of the tunnel

压力面		吸力面	
No.	x/mm	No.	x/mm
1	0	1	-1.75
2	6	2	0
3	11	3	1.69
4	16	4	4
5	21	5	7
6	26	6	10
7	31	7	13
8	37	8	17
9	43	9	21
10	49	10	26
11	55	11	31
		12	37
		13	43
		14	49
		15	55

2.3 叶栅尾迹区测量

叶栅尾迹区参数的测量也是使用微球状 5 孔压力探针^[5-6,12]测量,实验中探针从尾迹区上壁面通槽伸入到流场中,通槽距叶栅尾缘额线为 42 mm,探针位于叶高中心截面处,沿栅距方向移动.

2.4 实验叶栅

实验所用某型涡轮平面叶栅是西北工业大学燃气涡轮研究室设计的实验叶型,该组叶型共 7 个叶片,其中 5 个实心叶片,2 个空心叶片,本实

验中的射流襟翼即是在其中 1 个空心叶片上加工的. 其叶高方向横截面如图 4 所示, 叶栅参数列于表 2 中.

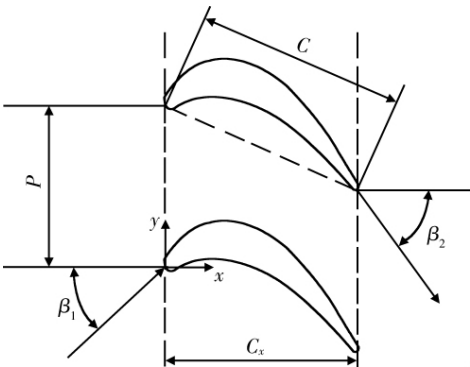


图 4 某型涡轮叶片叶型示意图
Fig. 4 Schematic of turbine blade geometry

表 2 叶栅几何参数
Table 2 Parameters of cascade

参数/单位	数值
叶片数(空心)	7(2)
叶片高度 H/mm	90
弦长 C/mm	66.3
轴向弦长 C_x/mm	60.6
栅距 P/mm	50.6
进气角 $\beta_1/(\text{^\circ})$	43.5
出气角 $\beta_2/(\text{^\circ})$	54.5

2.5 射流襟翼

本实验中由 1 台空气压缩机将空气压缩至储气罐, 再从储气罐经由减压阀、流量计后通入到空心叶片中, 然后由位于空心叶片压力面尾缘附近沿叶高方向均匀排列的 29 个直径为 1 mm 的射流孔中喷出(射流孔均为 $\phi 1\text{ mm}$ 通孔, 与叶片表

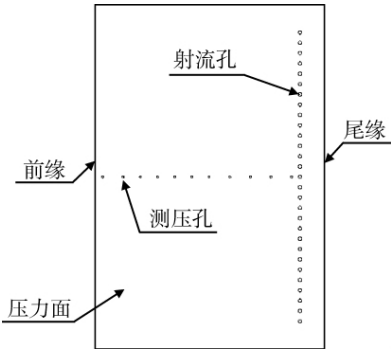


图 5 压力面射流孔示意图
Fig. 5 Jet-holes in pressure surface

面垂直)气流方向与叶片表面垂直, 从而形成射流襟翼, 如图 3 和图 5 所示, 射流结构如图 6 所示.

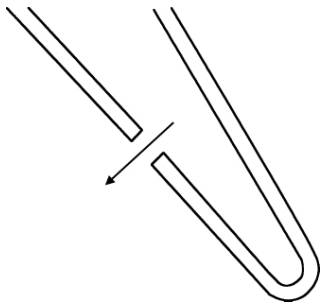


图 6 射流襟翼结构图
Fig. 6 Geometry of jet-flap

3 实验结果及讨论

3.1 不同雷诺数下,不同流量射流襟翼对主流质量流量的影响

实验中, 为了测得叶栅通道内的主流流量, 利用 5 孔探针测叶栅前缘流场在雷诺数 Re 和马赫数 Ma 分别为 $(46\,064, 0.031)$; $(71\,743, 0.048)$; $(96\,987, 0.065)$ 的条件下进行测量, (实验中叶栅进口来流湍流度均为 $F_{sti} = 1\%$); 在 3 组雷诺数 Re 和马赫数 Ma 下分别使射流流量从未加射流时主流流量的 0% 逐步增加到 4%, 即 0%, 1%, 2%, 3%, 4% 共 5 组, 而由于本实验所用流量计的测量范围有限, 所以 $Re = 46\,064, Ma = 0.031$ 时的 1% 射流实验和 $Re = 96\,987, Ma = 0.065$ 时的 4% 射流实验没有进行, 所以 1% 射流用 $Re = 71\,743, Ma = 0.048$ 和 $Re = 96\,987, Ma = 0.065$ 这 2 组来对比, 而 4% 射流用 $Re = 46\,064, Ma = 0.031$ 和 $Re = 71\,743, Ma = 0.048$ 这 2 组来对比, 在下文中, 射流流量都以此来表示.

在实验中, 试验段叶片数为 7, 其与侧壁共形成 8 个叶栅通道, 其中只有一个通道, 即实验通道内设置有射流襟翼结构, 故射流对实验通道内主流造成的影响对总来流的影响较小; 经过对自由来流总压的测量, 也表明了实验通道内的射流对自由来流上游的总压的影响很微小, 所以在本论文中, 同一状态下, 加入射流后, 自由来流的总压、雷诺数和马赫数保持一致.

由 5 孔探针测量得到前缘沿栅距方向的速度分布(实验中探针由通道一边的压力面前缘走向相邻叶片的吸力面前缘), 如图 7 所示.

图 7 中, 横坐标为沿栅距方向移动的距离(实验过程中, 探针从通道一侧叶片的压力面前缘移

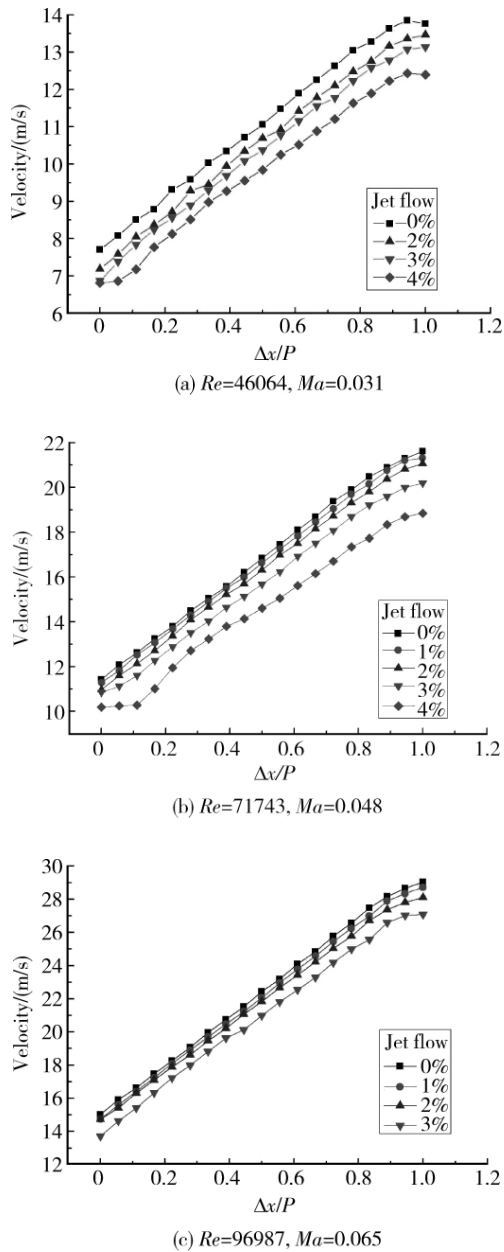


图 7 叶栅前缘栅距方向速度分布
Fig. 7 Pitch-wise velocity distribution on leading edge

向另一侧叶片的吸力面前缘), 纵坐标为沿栅距方向叶栅前缘的速度.

对叶栅前缘的速度进行质量积分, 可以得到不同雷诺数下对应于每组射流状况下的主流质量流量值, 所用公式如下:

$$m = \int \rho V h \cos \beta_1 dl \tag{1}$$

式中 ρ 为空气密度; V 为叶栅前缘流速; h 为叶栅高度; $\cos \beta_1$ 为进口气流角的余弦值; l 为沿栅距方向距离. 计算得出的主流质量流量列于表 3 中.

根据表 3 中的主流质量流量值, 可以得出在

不同的雷诺数和马赫数下, 主流质量流量随着射流流量变化时的变化量, 如图 8 所示.

表 3 实验通道内主流质量流量
Table 3 Mass flow of test tunnel

射流 流量 / %	kg/s		
	$Re=46\,064$ $Ma=0.031$	$Re=71\,743$ $Ma=0.048$	$Re=96\,987$ $Ma=0.065$
0	0.041 756	0.065 033	0.087 917
1		0.064 271	0.086 784
2	0.039 994	0.063 068	0.085 352
3	0.039 03	0.060 742	0.082 337
4	0.037 062	0.056 372	

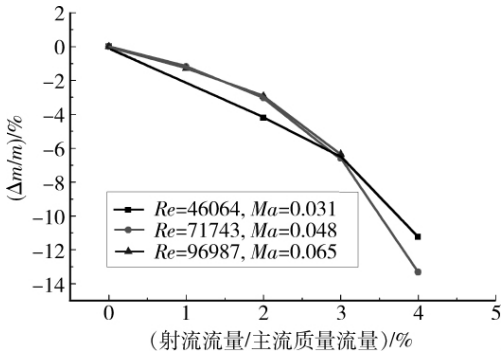


图 8 主流质量流量变化量
Fig. 8 Variety of mass flow

图 8 中横坐标是射流流量, 纵坐标为主流流量的相对改变量.

从图 8 中可以看出, 当在涡轮叶片压力面尾缘附近引入射流后, 会对实验通道内的主流质量流量造成影响. 加入射流襟翼后, 相当于减小了喉道面积, 会使通道的流通能力降低, 从而减小了主流流量. 当射流流量为主流质量流量的 1% 时, 主流质量流量的减少量比较少, 在 $Re=71\,743, Ma=0.048$ 和 $Re=96\,987, Ma=0.065$ 的情况下只分别减少了无射流时的 1.17% 和 1.29%, 此时射流襟翼的效果不明显; 当射流流量逐渐增大时, 主流流量的减少量也随之增大, 且在射流流量大于主流质量流量的 2% 后增大幅度非常明显, 当射流流量增大到主流质量流量的 4% 时, $Re=46\,064, Ma=0.031$ 和 $Re=71\,743, Ma=0.048$ 两种情况下, 主流质量流量的减少分别达到了无射流时的 11.24% 和 13.32%, 此时的射流襟翼效果非常明显, 该结果与 Stanley 和 John 等^[8] 的实验结果非常接近. 于是可以得出, 利用涡轮叶片压力面尾缘引入的射流襟翼, 可以达到气动控制变循环的目的.

3.2 出口平均总压损失系数

图 9 给出了采用不同流量的射流襟翼,在不同工作雷诺数下,涡轮叶栅出口平均总压损失系数测量结果.图中横坐标为射流流量占主流流量的百分比,纵坐标为总压损失系数 C_{pt} .

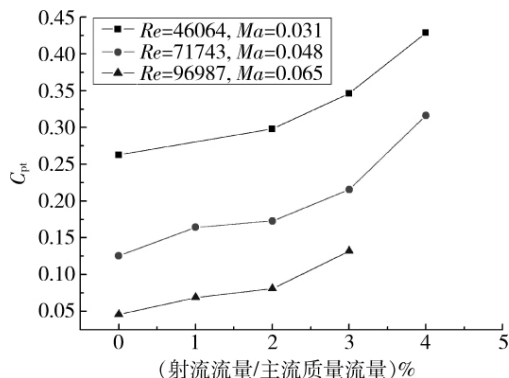


图 9 出口平均总压损失系数

Fig. 9 Loss coefficient of average total pressure of outlet

总压损失系数定义为

$$C_{pt} = \frac{p_{t,inlet} - p_{t,outlet}}{(0.5\rho u^2)_{outlet}} \quad (2)$$

其中 p_t 为总压, $0.5\rho u^2$ 为动压头.

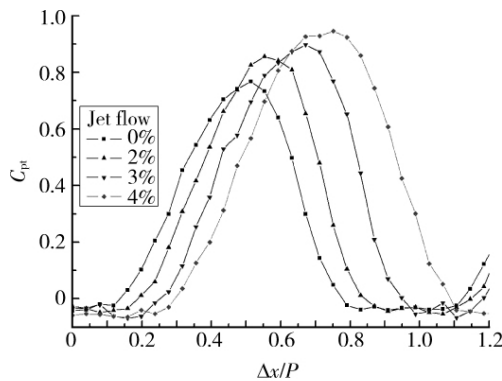
由图 9 中可以看出,在三组不同来流雷诺数和马赫数下,射流襟翼会使叶栅的总压损失系数增大(由于该叶型在零攻角的设计状态下没有分离,所以本实验没有检测到射流襟翼对吸力面边界层分离的抑制作用,故其总压损失系数持续变大属于正常情况).射流流量从主流质量流量的 0% 增加到 2% 的过程中,总压损失系数增大的趋势缓慢,而从 2% 增加 4% 的过程中,总压损失系数的增幅较大.这说明:由叶片尾缘引入的襟翼射流会与主流之间发生掺混,从而造成气流的掺混损失,并会进一步引起总压损失的增大.

3.3 射流襟翼对尾迹区的影响

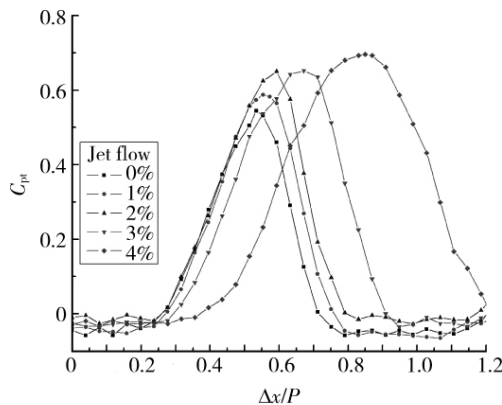
图 10(a)~图 10(c)分别显示了雷诺数 Re 和马赫数 Ma 为(46 064, 0.031);(71 743, 0.048);(96 987, 0.065)的情况下,射流流量从主流质量流量的 0% 增大到 4% 时的叶栅出口尾迹区某截面处的总压损失系数沿栅距方向的分布(测量过程中 5 孔探针从通道一侧的压力面走向另一侧的吸力面).

图 10 中横坐标表示探针移动的距离(栅距的倍数),纵坐标表示叶栅出口总压损失系数.

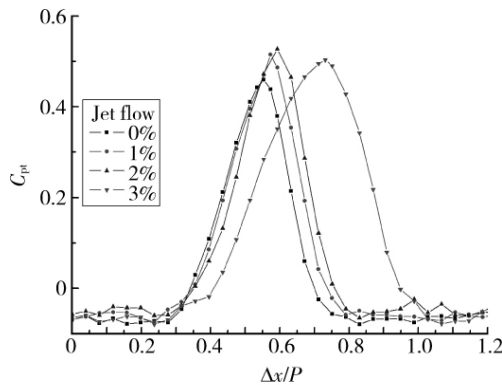
由图 10(a)~图 10(c)可以看出:



(a) $Re=46064, Ma=0.031$



(b) $Re=71743, Ma=0.048$



(c) $Re=96987, Ma=0.065$

图 10 栅距方向总压损失系数分布

Fig. 10 Pitch-wise total pressure loss coefficient distribution on cascade outlet plane

1) 当加入射流襟翼后,叶片尾迹区宽度变大并向吸力面偏移,且总压损失系数峰值也随射流而增大,这说明加入射流后,射流会对主流产生作用,不仅会迫使主流向通道另一侧的吸力面偏转,而且其对主流产生力的作用会引起叶片本身的尾迹区向压力面方向发展,从而使叶栅的损失增大.

2) 当射流流量小于主流质量流量的 2% 时,对比图 10(b)和图 10(c),尾迹范围变化不大,而当射流流量大于主流质量流量的 2% 时,尾迹区

变化程度非常明显,对比图 10(a)和图 10(b),可以看出:当射流流量达到主流质量流量的 4% 时,尾迹区宽度明显变大.

由表 4 中,在 $Re=71\,743, Ma=0.048$ 时,若射流流量达到主流质量流量的 4%,尾迹区宽度增大了 60%,从而也证明了加入射流后,会引起叶栅总压损失的增大.

表 4 尾迹区宽度增加量

Table 4 Increment of width of wake region

射流 流量/%	$Re=46\,064$ $Ma=0.031$	$Re=71\,743$ $Ma=0.048$	$Re=96\,987$ $Ma=0.065$
0	0	0	0
1		6.67	14.29
2	17.65	26.67	21.43
3	23.53	40.00	50.00
4	41.18	60.00	

3.4 射流襟翼对气流转折角的影响

由出气角 β_2 、测量点距叶栅尾缘额线的距离和尾迹中心偏移的距离 ΔS 可算得尾迹中心偏转角度 $\Delta\beta$ [5]. 出气角增量 $\Delta\beta_2 \approx \Delta\beta$, 从而得到气流转折角增量 $\frac{\Delta\beta_2}{\beta_1 + \beta_2}$, 如图 11 所示. 利用此方法计算所得到的气流转折角增量列于表 5 中.

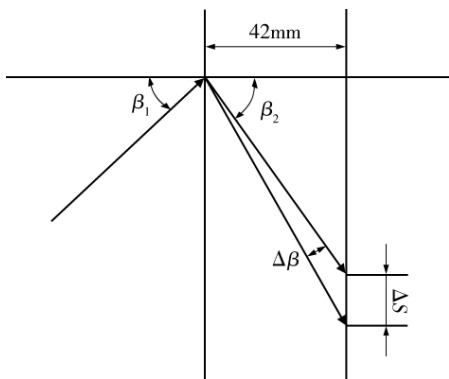


图 11 气流转折角增量示意图

Fig. 11 Increment of flow turning angle

由表 5 可以看出,在涡轮叶片尾缘附近加入射流襟翼后,射流会对主流产生力的作用,迫使主流发生偏转,从而可以使得叶栅的气流转折角变大,并会增大涡轮的轮缘功. 转折角增幅在射流流量小于 2% 时较小,在大于 2% 时较大,当 $Re=71\,743, Ma=0.048$ 、射流流量为主流质量流量的

4% 时,气流转折角增大 6.34%.

表 5 气流转折角增量

Table 5 Increment of flow turning angle

射流 流量/%	$Re=46\,064$ $Ma=0.031$	$Re=71\,743$ $Ma=0.048$	$Re=96\,987$ $Ma=0.065$
0	0	0	0
1		0.46	0.46
2	0.92	1.36	0.92
3	3.44	3.04	3.83
4	4.95	6.34	

3.5 射流襟翼对叶片载荷的影响

为了计算叶片载荷,在此引入 Zweifel 载荷系数 [12-13],其表达式为

$$Z_w = 2 \frac{s}{C_x} \cos^2 \beta_1 \left(\frac{u_1}{u_2} \tan \beta_1 + \tan \beta_2 \right) \quad (3)$$

其中 s 为叶栅栅距; C_x 为叶片的轴向弦长; u_1, u_2 分别为通道进出口的轴向速度分量; 叶栅通道进出口气流角 β_1 和 β_2 如无特别说明,均采用其绝对值. 图 12 显示了根据平均参数计算出的 Zweifel 载荷系数.

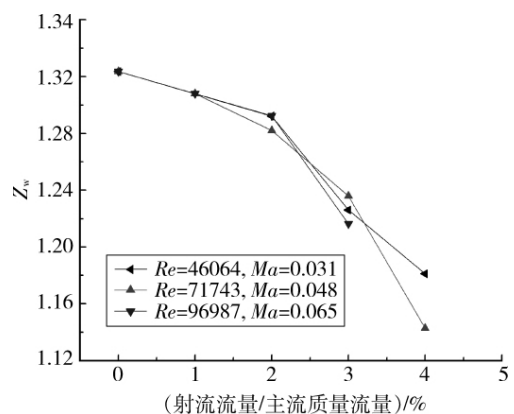


图 12 Zweifel 载荷系数随射流流量的变化

Fig. 12 Zweifel loading coefficient vs. jet flow

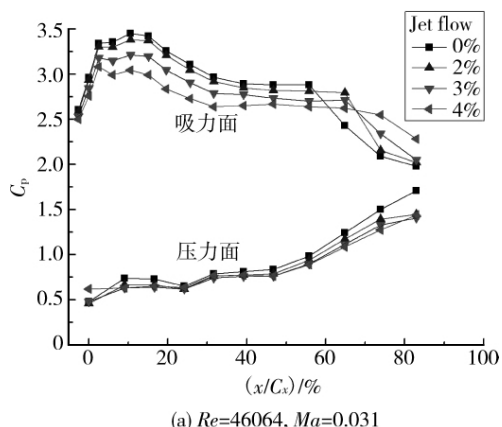
由图 12 中各状态的 Zweifel 载荷系数可以看出,随着射流的引入,叶片的载荷有所降低,这是由于射流迫使主流向吸力面方向偏转,引起吸力面静压的升高,于是引起叶片载荷的降低,这一分析可以从叶片表面静压分布图中得到验证;在 $Re=71\,743, Ma=0.048$ 时 Zweifel 载荷系数从 1% 射流流量的 1.324 减少到 4% 射流流量的 1.143,减少了 13.7%. 这是由于压力面尾缘附近喷出的射流会使得相邻叶片的吸力面表面压力增

大,从而降低了叶片载荷,同样,当射流流量小于主流流量的 2% 时 Zweifel 载荷系数减小的较少,而大于 2% 时则减少的比较多,这可以从通道两边的压力面和吸力面叶片表面压力系数分布图中看出。

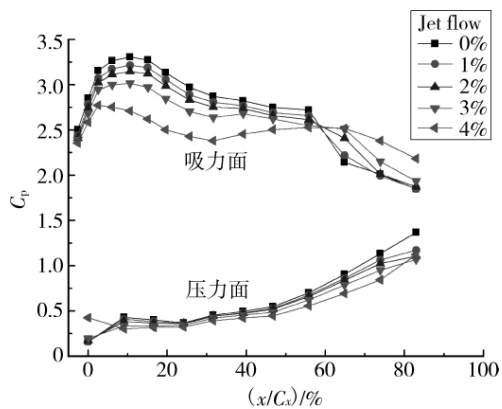
压力系数定义为

$$C_p = \frac{p_{\text{tinlet}} - p}{(0.5 \rho u^2)_{\text{outlet}}} \quad (4)$$

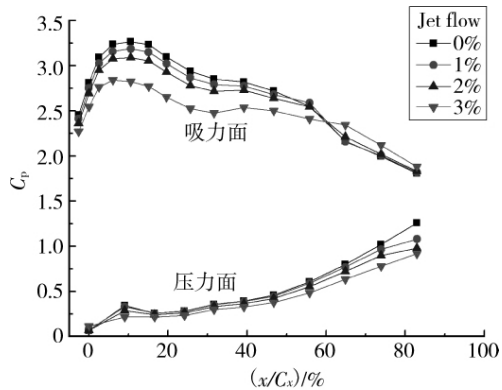
式中 p 为叶片表面静压,压力系数分布如图 13,图中横坐标为弦长的百分数。



(a) $Re=46064, Ma=0.031$



(b) $Re=71743, Ma=0.048$



(c) $Re=96987, Ma=0.065$

图 13 通道两侧压力系数分布

Fig. 13 Pressure coefficient distribution on both side of the tunnel

从图 13(a)~图 13(c)中可以看出,当引入射流后,通道两边的压力面和吸力面上的压力系数都有所降低,但吸力面上的压力系数降低的更多,所以压力面和吸力面压力系数之间的差距减少,即叶片的载荷有所降低。

4 结 论

基于对某型涡轮叶片压力面尾缘附近的一道射流襟翼的平面叶栅流场实验测量分析,可以得出以下结论:

1) 从涡轮叶片压力面尾缘附近射流会对主流质量流量造成影响,增加射流后,相当于减小了喉道面积,会使通道的流通能力降低。当射流流量小于主流质量流量的 2% 时,射流对主流质量流量的影响效果不明显;而当其大于 2% 时,主流质量流量的减少程度非常明显,当其增大到 4% 时, Re, Ma 分别为 (46 064, 0.031) 和 (71 743, 0.048), 主流质量流量的减少分别达到了无射流时的 11.24% 和 13.32%。所以,通过在涡轮叶片压力面尾缘引入射流襟翼,可以达到气动控制变循环的目的。

2) 引入射流后,会使得涡轮叶栅的出口平均总压损失系数增大,经过分析得:由于本实验所用叶片在零攻角的设计情况下,吸力面不会有分离出现,而在压力面尾缘附近引入一股垂直于主流流向的射流,必然会引起额外的掺混损失,所以总压损失系数增大属于正常情况。

3) 射流襟翼会使叶栅的尾迹区变宽,在 $Re=71743, Ma=0.048$ 时射流流量达到主流流量 4% 会使叶栅的尾迹区增大 60%,会使尾迹区沿栅距方向的总压损失系数峰值增大,这也证明了加入射流襟翼后会使叶栅的损失增大。

4) 射流会迫使主流向通道一边的吸力面偏转,从而使气流转折角增大,在 4% 的射流流量下, Re, Ma 分别为 (46 064, 0.031), (71 743, 0.048) 时,气流转折角分别增大了 4.95% 和 6.34%。

5) 射流会引起叶片载荷的降低,通过对叶片的 Zweifel 载荷系数分析得出,随着射流流量的增加,叶片的 Zweifel 载荷系数会变小,在 $Re=71743, Ma=0.048$ 时从 1% 射流的 1.324 减少到 4% 射流的 1.143,减少了 13.7%。据分析认为这是因为压力面尾缘喷出的气流会使相邻叶片的吸力面静压升高,从而导致叶片压力面和吸力面的压力差降低,叶片载荷降低。

6) 通过对引入射流襟翼后叶片各参数的分析,可以得出,射流襟翼对整个涡轮叶片影响程度的拐点出现在射流流量为主流质量流量的 2% 附近. 由于本实验只对主流质量流量的 1%, 2%, 3%, 4% 射流流量进行研究,所以没有进一步找出这个拐点所对应的准确的射流流量.

参考文献:

- [1] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2004, 17(3): 1-5.
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [2] 朱之丽, 李东. 变几何涡轮发动机几何调节对性能的影响[J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 35-38.
ZHU Zhili, LI Dong. Influence of geometric variation on performance of VGE[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 35-38. (in Chinese)
- [3] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, HUANG Hongchao, et al. Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1310-1315. (in Chinese)
- [4] Byerley A R, Störmer O, James W B. Using gurney flaps to control laminar separation on linear cascade blades[R]. ASME Paper GT2002-30662, 2002.
- [5] 张军胜, 乔渭阳, 孙大伟. 基于 Gurney 襟翼的低压涡轮叶栅流动控制实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1129-1135.
ZHANG Junsheng, QIAO Weiyang, SUN Dawei. Experiment on flow control using Gurney-flaps for a low-pressure turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1129-1135. (in Chinese)
- [6] 张军胜. 低雷诺数涡轮流动损失控制技术实验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
ZHANG Junsheng. Experimental investigation of the flow loss control in the turbine with low Reynolds number[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)
- [7] 罗华玲, 乔渭阳, 许开富. 射流襟翼-低压涡轮叶栅主动控制数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 347-354.
LUO Hualing, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Numerical study of active flow control using jet-flap for a low-pressure turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 347-354. (in Chinese)
- [8] Stanley M N, Jobn F K. Two-dimensional cascade test of a jet-flap turbine rotor blade[R]. NASA TM X-2183, 1971.
- [9] 高丽敏, 王尚锦, 刘波. 涡轮叶栅尾缘冷气喷射对主流场干扰的物理模型的研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 405-408.
GAO Limin, WANG Shangjin, LIU Bo. 2-D model for influence of trailing edge ejection on aerodynamic performance of a turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 405-408. (in Chinese)
- [10] McAuliffe B R, Sjolander S A. Active flow control using steady blowing for a low-pressure turbine cascade[J]. ASME J. Turbomach., 2004, 126(4): 560-569.
- [11] 乔渭阳, 敬睿. 叶轮机动态参数测试技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [12] 陈萍萍, 乔渭阳, 侯伟涛, 等. 基于流动控制技术的低稠度大负荷涡轮设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2528-2538.
CHEN Pingping, QIAO Weiyang, HOU Weitao, et al. Study on the high-loading turbine airfoil design based on the flow control[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2528-2538. (in Chinese)
- [13] Gier J, Franke M, Hubner N, et al. Designing LP turbines for optimized airfoil loading[R]. ASME Paper GT 2008-51101, 2008.