

跨音速涡轮叶栅三种试验方法的比较

燃气涡轮研究所 杨雪珍

摘 要

本文简单介绍了三套典型的跨音速涡轮叶栅的设计。比较了叶栅几何相似条件下进行的扇形环形叶栅、平面吹风、气水比拟三种试验方法所获得的结果,同时还与“时间推进有限面积法”的数值计算作了对比。对这三种试验手段的优缺点和可靠程度进行了初步评价。

一、前 言

对跨音、大弯度、低展弦比的高负荷涡轮叶栅,由于存在强烈的二次流现象、冷却空气渗入主流、以及变动设计所产生的出口压力梯度、速度三角形的不均匀等,都需要了解跨音叶栅内部的流动情况。目前,除了发展和应用新的计算方法进行数值试验外,发展多种先进而实用的试验技术是很需要的。为了对数值试验进行验证,采用了三种试验研究方法。

气水比拟试验是应用自由流面上重力波与可压缩气体的压力波的比拟关系在浅底水槽中模拟二元气体流动特征,以比较、判别叶栅性能的优劣。此方法直观、周期短且成本低。从已试验的两套叶栅(代号为5-I、5-II)测量结果来看,基本类同于平面叶栅试验数据。所拍摄的比拟激波和流动情况的彩色照片类同于平面叶栅试验的纹影照片。

二元平面叶栅试验是研究和分析叶型、叶栅性能最常用的试验手段。通过对多套叶栅的试验研究,逐步调整并改进叶栅参数、叶型曲率、槽道收敛变和型式,获得较满意的结果。

扇形环形叶栅实验可以清楚地了解各种损失的起源及其物理本质。因为对大弯度、低展弦比的涡轮叶栅,气流在槽道中流动情况复杂,二次流损失占总损失的50%以上。而这些影响是不可能用二元的气水比拟和平面叶栅试验来模拟的。

为了减少整个设计过程的周期和成本,用时间推进有限面积法对多个方案进行筛选计算,选出其中几种满意的方案进行试验。

二、试验件和试验设备

三个典型的试验件,代号为4-I、5-I的叶栅是高负荷跨音速涡轮导向器中截面叶栅。代号为5-II的叶栅是高负荷跨音速涡轮动叶中截面叶栅。

所有叶型都由电子计算机成型,叶背、叶盆型线不存在大的突变。叶型头部和尾部是圆,叶型前缘是双曲螺线,叶背喉部是半径极大的圆弧,超音部分的型线是直线。4-I叶型是正曲率设计,5-I、5-II叶型是倒曲率设计。考虑冷却开孔的需要,尾缘较大, $r_2=0.8$ 左右。为追求大弯度下低损失,使气流尽可能在前段亚音部分完成折转,然后收敛加速,在斜切口进行超临界膨胀。

试验件叶栅中的测压叶型, 在沿叶型表面弧长等距或成倍加密打孔, 测取当地静压, 如图 1 所示。本文中所引用的三套叶栅都进行了平面叶栅试验。其叶片是由 45 号钢制成的。气水比拟试验进行了 5-I、5-II 两套叶栅的试验, 其叶片用有机玻璃放大制成的。扇形环吹只做了 4-I 叶栅直叶片的试验。试验件都是用数控机床切割加工后手工抛光的, 精度较高。三种试验的试验件主要参数见表 1。

表 1 试验件主要参数表

叶 栅 代 号	4-I		5-I		5-II	
试 验 方 法	平面吹风	环 吹	平面吹风	气水比拟	平面吹风	气水比拟
叶 片 数 Z	8	5	8	5	10	6
缩 型 比	1:1	1:1	0.9078:1	2.5:1	1.1876:1	5:1
H/b	1.479	0.619	1.5713		1.905	

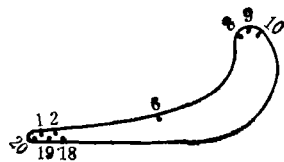


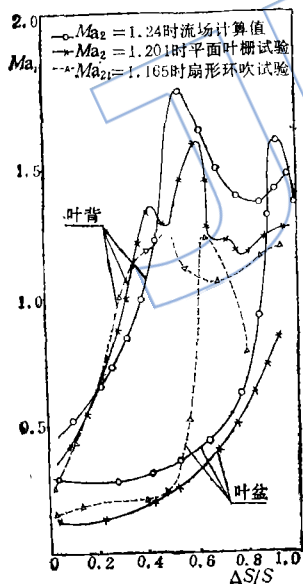
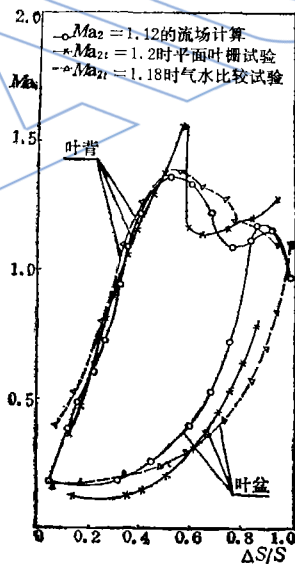
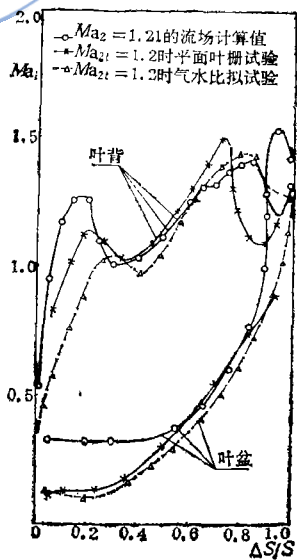
图 1 试验件静压测孔示意图

平面叶栅试验是在“北京重型电机厂清河实验室”的暂冲式风洞上完成的。

气水比拟试验是在上海发电设备成套设计研究所空燃室的水流模拟设备上进行的。

扇形环吹试验是在燃汽轮机研究所 SB503 设备上完成的。在其扇形直叶栅中截面上测取叶型表面压力。虽然因条件所限, 只是扇形段的吹风试验, 已经得出了很有意义的结果。

三、三种试验结果与计算值的比较

图 2 4-I 叶栅 $\alpha_0 = 90^\circ$ 时叶型表面 Ma 数分布图 3 5-I 叶栅 $\alpha_0 = 90^\circ$ 时叶型表面 Ma 数分布图 4 5-II 叶栅 $\beta_1 = 36.2^\circ$ 时叶型表面 Ma 数分布

1. 从图 2、3、4 中三套叶栅流场计算所得的叶片表面马赫数分布看, 基本上与平面叶栅、气水比拟试验结果吻合, 尤其是图 3、4 中与气水比拟试验结果吻合得较好。说明时间推进有限面积法的流场计算已趋于实用性。

通过流场计算,算出了叶栅槽道内激波的个数、位置和大小,算出了音速线位置。但其数值有一定的差异。这是由于计算机程序中假设了无粘、绝热,而在试验过程中气体是有粘性的,附面层分离及其冲击与附面层干扰等都必然影响到试验结果。另外如图 5 所示,测试手段、计算和试验周期性的差异,都会引起计算和试验结果不一致。

从图 4 中还可以看出,叶型表面速度分布的计算值与试验值比较,其 5-Ⅱ 叶栅比 4-Ⅰ 和 5-Ⅰ 叶栅更为吻合。这主要是由于 4-Ⅰ 和 5-Ⅰ 叶栅是涡轮导向器叶栅,叶型为适应来流攻角的变化而头部设计得大。而 5-Ⅱ 叶栅是涡轮第一级动叶,头部则较小。此“时间推进有限面积法”采用的 H 型网格是不可能计算到叶型前后缘驻点的,而必须加前后尖劈角处理。这样,头越大,所加尖劈角也越大,与真实叶型差异必然就越大。所以此种流场计算方法对动叶或头部较小的导叶较为合适。

多年的实践证明,在叶栅设计阶段,可以采用“时间推进有限面积法”来初步判定所设计叶栅性能的优劣,筛选出较优的叶栅。从而既减少了平面叶栅吹风试验的工作量,又能保证较好的叶栅性能。此种程序和造型程序配套使用,可以大大缩短设计周期,减轻设计人员的劳动量,而且还减少了试验费用,在工程设计中有较大的实用价值。

2. 从图 3 中可见,平面叶栅、气水比拟与二元场计算所得结果基本类同,其激波个数和位置也极为接近。

由图 4 可见,气水比拟试验数据与流场的计算值吻合得较好,平面叶栅试验值也基本类同于计算值,其激波个数相同,大小相近,只是位置稍有差异,平面叶栅试验所得的激波位置比计算所得的激波位置稍靠前。

由图 6 和图 7 可见,平面叶栅吹风和气水比拟试验中所得的等马赫数线无论是数值上还是在通道中的位置都很相近,而且从所拍摄的纹影照片来看,水比拟气的激波和各变工况中

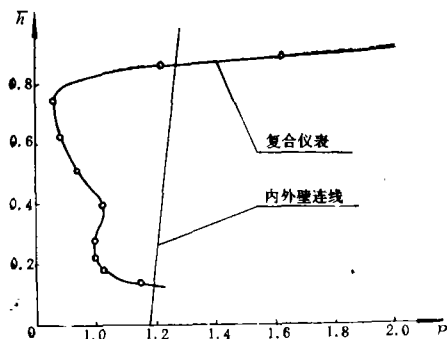


图 5 设计状态下,静压测量差别曲线

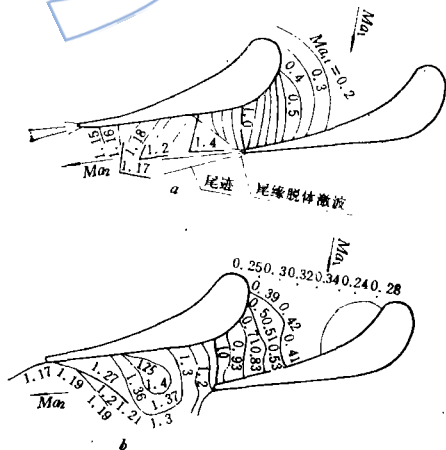


图 6 5-Ⅰ叶栅在 $Ma_2 = 1.2$, $\alpha_0 = 90^\circ$ 时流道等 Ma 线分布图

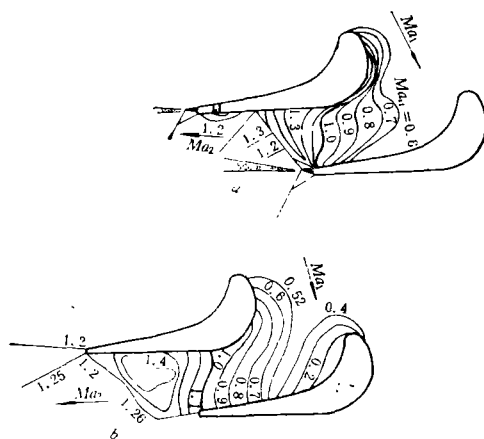


图 7 5-Ⅱ叶栅在 $Ma_2 = 1.2$, $\beta_1 = 36.2^\circ$ 时流道等 Ma 线分布图的流动情况极为相似

的流动情况跟平面叶栅中气体在叶栅通道中绕流的流动情况极为相似。气水比拟与平面叶栅吹风试验都是测量二元叶栅的性能,其测试方法也近似,只要气与水的比拟换算正确,它们的试验结果就应该相似。从两种试验结果来看,虽然亚音区相差大一些,但跨音区的性能很近似。而我们比较感兴趣的就是跨音区。这说明气水比拟试验是可取的,其优点是简便、经济、形象直观。但是它不能直接测量出叶栅的损失值,所以还不能作为最终判断叶栅性能的手段。

3. 平面叶栅试验是调整并改进叶型型面和叶栅性能的主要试验手段。通过大量的跨音速、大弯度平面叶栅的设计与试验研究,探索了此类叶栅中跨音流动的基本规律,初步获得了这类叶栅设计的参数选择、叶型型线的控制、叶栅通道收敛度和收敛型式选择等基本经验,并最终获得了设计情况下叶栅能量损失系数 $\xi = 3.3 \sim 3.7\%$; 出气角偏差 $\Delta\beta'_2 = 11' \sim 2^\circ$; 变工况性能亦较好的几套叶栅,见图 8。

这表明了平面叶栅试验在叶型和叶栅定型设计过程中,能起很重要作用。同时,在涡轮级试验以前,中截面的平面叶栅数据,能够估算出

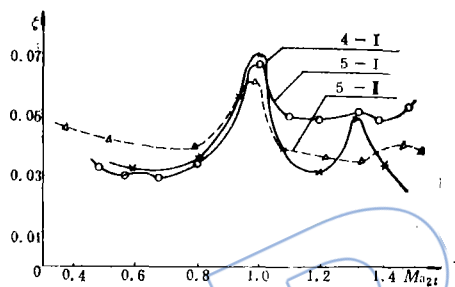


图 8 平面叶栅能量损失系数随 I 况马赫数变化曲线

级试验的性能,这样最终可减少试验费用,缩短研究周期,能较好地达到预期目的。

4. 由于大弯度叶栅中气流在叶片前缘部分迅速折转,加之低展弦比叶栅端壁效应严重,使叶栅槽道中二次流现象特别明显。而二元的平面叶栅吹风和气水比拟试验是无法模拟这种三元效应的。从图 2 中也可以看出这种情况。4-I 叶栅是高负荷跨音速涡轮中截面叶栅,在 $\alpha_0 = 90^\circ$ 时的叶型表面速度分布,扇形环吹直叶栅叶背上的试验值比平面叶栅试验值和流场计算值都低。而且在叶盆 0.6 弦长处出现了波前马赫数为 1.2 左右的激波。此种现象在全环形吹风中存在类似情况。而这种叶盆表面出现超音区的现象,在平面叶栅试验和气水比拟试验中从未出现过。这也说明了二元叶栅试验是不能代替三元叶栅试验的。

从扇形环吹后叶片上的流迹可以看到,叶片 0.6 弦长处的上部 2/3 叶盆变黑,而且流线收缩后又扩散,其两端壁的流线也同样成拉伐尔式。这说明了此叶栅的槽道中,靠叶盆处二次回流区较大,回流贯穿大半个叶高。随着试验马赫数不断增加,通道逐渐变小,喉部逐渐前移,致使流量达不到设计值。但这种现象随栅距的增加会逐渐减小。由此看来,叶片的压力面和叶栅外环拐角处附面层的脱离和二次回流区现象的出现及扩展,必须在环形叶栅上作详细的机理研究,才能建立起三元损失特性模型,正确估算涡轮级的特性,也才能为设计出高负荷、高效率的跨音速涡轮奠定基础。

参 考 文 献

- [1] 高性能推进系统工程预研办公室,“高负荷跨音速涡轮叶栅论文集”,燃气涡轮研究所,1984.5。
- [2] 姚鸿昌,“SJ5-4/1叶栅跨音速吹风试验报告”,燃气涡轮研究所资料yk5-2w014,1981.12。
- [3] 姚鸿昌,“SJ5-5导叶叶栅吹风试验报告”,燃气涡轮研究所资料yk5-2w029,1983.4。
- [4] 张天佑,“跨音速涡轮叶栅气水模拟试验研究”,机械工业部上海发电设备成套设计研究所资料,1986.5。
- [5] 罗明俊,“跨音速涡轮叶栅导叶补充试验报告”,燃气涡轮研究所资料yk5-1w032,1985.9。

(责任编辑 冯毓诚)

for numerical experiments. The incident angle varies from -13 to $+11$. The numerical results of the deviation angle and separation point are compared with the corresponding physical experimental data in good agreements.

COMPARISON OF THREE EXPERIMENTAL METHODS FOR TRANSONIC TURBINE CASCADES

Yang Xuezheng

(*Gas Turbine Establishment*)

Abstract

Three typical transonic turbine cascades have been designed for this purpose and tested with the aid of three different methods (two-dimensional cascade wind tunnel test, wind tunnel test with sector of annular cascade, and hydraulic analogy). The results of these three methods are compared under the condition of geometry similarity. They are also compared with numerical solutions of the Finite Area Time Marching calculation. The strong and weak points and reliability of these methods are evaluated preliminarily.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF A DOUBLE CIRCULAR ARC CASCADE WITH 73° CAMBER

Cheng Gang

(*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

Abstract

A double circular arc (DCA) cascade with 73° camber has been tested, and according to the test results its critical Mach number, optimum incidence, deviation angle, pressure distributions on airfoil surfaces, pressure losses and incidence angle range are analysed. This cascade is also compared with a supercritical airfoil cascade. The results indicate that the DCA cascades with such large camber still can achieve good aerodynamic performances (large turning, high velocity, low loss and wide incidence angle range) and coincide well with the general principles of DCA cascades provided that the cascade parameters are chosen correctly and distribution of passage area is reasonable.

INVESTIGATION OF SUPERSONIC MULTIPLE CIRCULAR ARC (MCA) AIRFOIL CASCADE OF AXIAL-FLOW COMPRESSOR

Zha Gecheng and Yan Ruqun

(*Northwestern Polytechnical University*)

Abstract

A computational method of characteristics initial-value line in the rotational