

高负荷跨音涡轮导向器环形叶栅试验研究

沈阳航空发动机研究所 周世英 李晋年 黄忠湖
燃气涡轮研究所 杨雪珍 张天松

【摘要】 对一个高负荷跨音速涡轮导向器进行了环形叶栅吹风试验, 对其根、中截面进行了平面叶栅吹风试验。本文对试验的损失特性、出气角特性、速度特性、叶型表面速度分布特性等作了对比分析。认为导向器环形叶栅试验结果与平面叶栅试验结果有可比性, 其叶中截面相当一致, 根、尖截面则由于导向器流动的复杂性而与平面叶栅试验结果有较大差异。

一、试验装置及测试简介

本项试验在模型涡轮试验器上进行。试验时将级试验件的涡轮转子拆去, 并将导向器出口通道改为与导向器出口内、外径相同的平通道。

在导向器进口截面沿周向布置若干支多点总压和总温感受部, 布置多点内外壁静压测点, 在0°布置可沿径移动的复合测针。在出口截面布置多点内外壁静压测点, 在0°处布置可沿周向和径向移动测量的复合测针。沿周向测取一个栅距, 约20~30个测点, 沿叶高在相对叶高0.129~0.9范围内移动11个位置。使用的复合测针为总压尖劈型, 尖劈可自动跟踪气流方向, 测取气流当地的总压、静压和方向。在计算中静压按内外壁静压连线取值。

进行导向器叶型表面速度分布试验时, 在导向器的12°14′、111°33′、235°42′处的6片导叶上分别安排了中、尖、根截面叶型的背、盆的测孔位置, 叶背测取11点、叶盆测取10点。

二、试验结果与分析

1. 试验结果 进行了两种导叶数 ($Z=29$; $Z=26$) 的吹风试验, 获得以下主要试验结果:

$Z=29$ 、 $Z=26$ 的导向器损失特性 ζ 、出气角 α_1 和马赫数 Ma_1 特性 (表1); $Z=29$ 导向器叶型表面速度分布特性。

2. 导向器损失特性分析 图1给出了 $\zeta(Ma_1)$ 的平面叶栅叶中、叶根试验结果, 环形叶栅的叶中和沿径平均值的试验结果。由图可看出:

(1) 环形与平面叶栅在叶中的 $\zeta(Ma_1)$ 试验结果的趋势基本一致。即在 $Ma_1=0.95\sim1.05$ 间有一损失峰

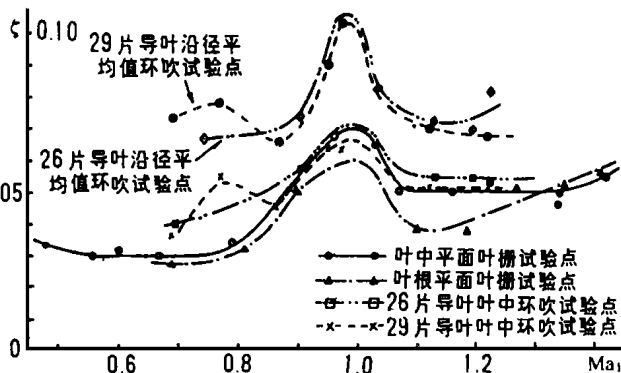


图1 平面与环形叶栅 $\zeta=f(Ma_1)$

值,但环形叶栅的损失随 Ma_1 的变化显然要比平面叶栅的平缓。这主要是由于环形叶栅的损失除平面叶栅中具有叶型损失、尾流损失、激波及激波与附面层干扰损失外,还包括二次流损失等。

表 1 $Z=29$ 和 $Z=26$ 导向器的 ζ 、 α_i 和 Ma_1 的试验结果

导叶数	状态	Ma 状态	0.80	0.90	1.00	1.10	1.18	1.30	1.40
29	叶中值	Ma_1	.6895	.7673	.8653	.9490	.9702	1.1174	1.2178
		ζ	.0366	.0551	.0459	.0547	.0632	.0505	.0505
		α_i	16.14°	15.77°	15.84°	16.03°	15.90°	16.00°	16.20°
	沿径平均值	Ma_1	.6891	.7639	.8599	.9402	.9521	1.1056	1.2148
		ζ	.0733	.0786	.0658	.0898	.1027	.0700	.0670
		α_i	16.64°	16.34°	16.31°	16.46°	16.11°	16.03°	16.66°
26	叶中值	Ma_1	.6950		.9195	1.0302	1.1260	1.1930	1.2442
		ζ	.0402		.0553	.0651	.0545	.0535	.0659
		α_i	16.69°		16.36°	16.55°	16.61°	16.92°	16.75°
	沿径平均值	Ma_1	.6976		.9102	1.0299	1.1259	1.1928	1.2159
		ζ	.0668		.0734	.0826	.0711	.0689	.0814
		α_i	17.46°		17.08°	17.39°	17.37°	17.79°	17.81°

(2) 从总体上讲,26 片的 $\zeta(Ma_1)$ 要比 29 片的稍大,特别是在 $Ma_1 \geq 0.85 \sim 0.90$ 以后。这是由于导叶数减少后,在叶背上喉部截面点前移约 3.1~3.8mm,喉部后叶背型面的转折角 δ 由 29 片时的 $4^\circ \sim 6.5^\circ$ 增大至 $10^\circ \sim 12^\circ$;这个 δ 角值已超过了文献 [1] 中推荐的 δ 角的最大值范围 $7.5 \sim 9.5^\circ$;即叶背在喉部点后产生分离,使损失增大。

表 2 平面和环形叶栅 ζ 的比较

Ma_1	0.65~0.90	1.00	1.10~1.25
ζ (平面叶栅,叶中)	0.030	0.070	0.050
ζ (环形叶栅)	0.070	0.105	0.070
$\Delta\zeta = \zeta_{\text{环}} - \zeta_{\text{平}}$	0.040	0.035	0.020
$\Delta\zeta/\zeta$	0.571	0.333	0.286

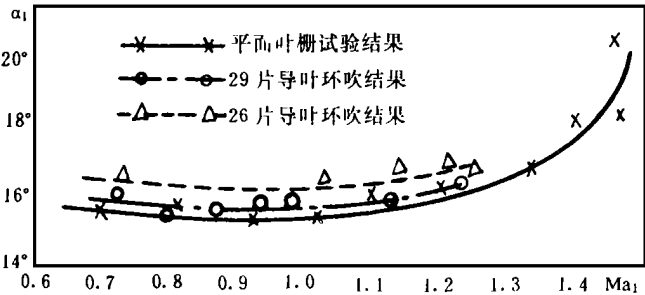


图 2 导向器中径 $\alpha_i = f(Ma_1)$ 曲线

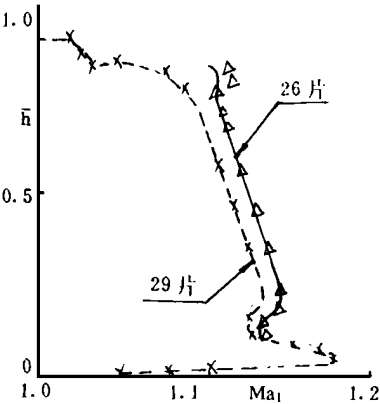


图 3 导向器 Ma_1 沿径分布曲线

(3) 环形叶栅 $\zeta(Ma_1)$ 的沿径平均值的趋势也与叶中 (包括环吹叶中值、平面叶栅叶中试验值) 及叶根平面叶栅试验结果趋势一致。而 $Ma_1 = 0.95 \sim 1.05$ 的高损失区及 26 片比 29 片损失稍大的趋势也与叶中结果一致。但损失沿径平均值随 Ma_1 的变化要比叶中剧烈; ζ 在较小 Ma_1 范围 ($Ma_1 = 0.65 \sim 0.90$) 及较大范围 ($Ma_1 = 1.10 \sim 1.25$) 相近,即大致在 $\zeta = 0.07$

左右。而平面叶栅在大 Ma^1 ($Ma \geq 1.1$) 比小 Ma^1 ($Ma \leq 0.8$) 的 ζ 增大约 0.02。

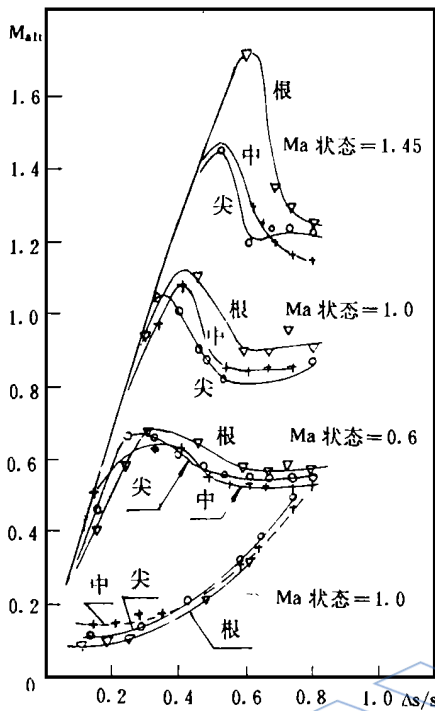


图 4 导向器根中尖截面叶形表面速度分布

(4) 若认为平面叶栅与环形叶栅 ζ 的差别(这里指叶中平面叶栅的 ζ 与环形叶栅的沿径平均值的 ζ) 主要由二次流损失引起的话, 则由图可大略估计二次流损失所占总损失的比值如表 2 所示。这说明, 随着出口马赫数的增加, 激波损失将增加, 二次流损失占总损失的比例相对减少。

(5) 从环形叶栅试验结果看, 沿叶高的低损失区大致发生在相对叶高 0.8 附近。以往试验过的跨音速涡轮也大致如此^[2]。

3. 出口气流角特性分析 $\alpha_1 = f(Ma_1)$ 特性见表 1 和图 2。由图及表可看出:

(1) 环形与平面叶栅叶中 α 随 Ma^1 的变化趋势一致, 但前者的 α 比后者约高 $0.2^\circ \sim 0.4^\circ$ 。

(2) 环形 29 片比 26 片叶中 α_1 低 0.6° ; 而按 $\sin^{-1}(a/t)$ 计算, 29 片应比 26 片低 0.83° ; 考虑到气流角的测量误差, 可认为试验值与计算值相当。

(3) 沿叶高, 在相对叶高 0.8~0.9 范围 α_1 有一峰值

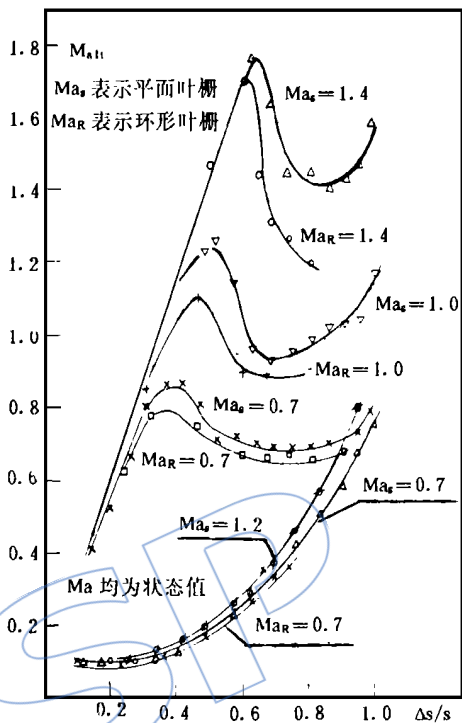


图 5 叶根截面叶型表面速度分布

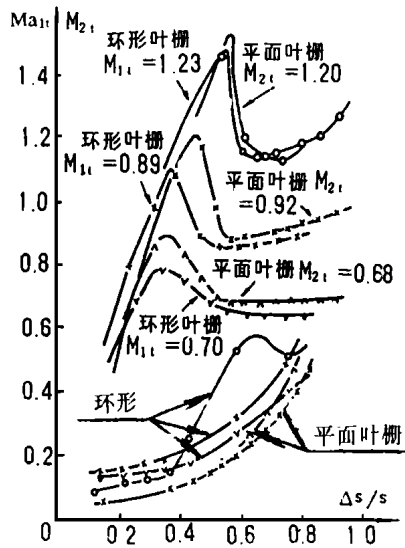


图 6 叶片截面叶型表面速度分布

区, 它大致对应于其最小损失区。

4. 出口速度特性 图 3 示出了 $Ma_1 = f(\bar{h})$ 曲线。29 片的 $\bar{h} = 0 \sim 0.1, 0.9 \sim 1.0$ 的曲线是按文献 [3、4] 的近壁损失曲线的趋势估计 P_i^* 的分布而计算的。

5. 叶型表面速度分布 图 4 示出了导向器根、中、尖三个截面叶型表面速度分布, 图 5 和图 6 则示出叶根、叶中截面叶型表面速度分布的平面叶栅与环形叶栅的比较。由图可看出平面与环形叶栅两者的叶型表面速度分布趋势一致, 特别是叶盆及叶中的叶背部分相当一致, 而叶根的差异则相当大。环形的 Ma 数较平面的低, 这一方面反映了环形叶栅损失比平面叶栅大, 另一方面也反映了环形叶栅两端部分流动复杂。

三、结 论

1. 导向器环形与平面叶栅试验结果的比较, 两者的损失特性、出气角特性、速度特性及叶型表面速度分布等其总趋势是一致的。这说明两者有可比性。特别在叶中, 两者相当一致。在两端由于环形叶栅流动的复杂性, 与平面叶栅有较大差异。

2. 本项试验及以往的跨音涡轮试验表明, 导向器的最小损失区在相对叶高 $0.70 \sim 0.85$ 范围, 其 α_1 、 Ma_1 等分布均与之对应。这可能是跨音速低展弦比环形叶栅损失及参数分布的一个特点。

参 考 文 献

- [1] 柯别列夫等, “航空发动机涡轮计算”, 国防工业出版社, 1978。
- [2] 石靖等, “高负荷跨音速复合倾斜涡轮叶片的研究”, 中国航空科技文献 HJB850330, 1985。
- [3] E. Boletis and C. H. Sieverding, “Experimental Study of the Flow Field Behind an Annular Turbine Nozzle Guide Vane with and without Downstream Rotor”, 84-GT-15.
- [4] H. Moustapha, “Investigation of the Effect Two Endwall Contours on the Performance of an Annular Nozzle Cascade”, AIAA-85-1218.

COMPUTATION OF TRANSONIC FLOW IN A PLANE CASCADE WITH AN UNFACTORED FLUX SPLITTING IMPLICIT METHOD

Huang Dongtao, Shen Mengyu (*Qinghua University*)

Zhang Yaoke (*Computing Center, Academia Sinica*)

ABSTRACT

MacCormack's flux splitting method has proven itself quite fast converging in numerical simulation of flows in converging-diverging nozzle. In this paper a development on the basis of this method is presented for Euler equations in order to obtain numerical solutions of inviscid transonic flow through a two-dimensional turbine cascade. In the present finite-area flux splitting implicit method the Gauss-Seidel line relaxation recommended by R. W. MacCormack is applied to solving the implicit discretization equations. But we abandon the predictor-corrector two-step method to cut down the computational time in every time-step, because it cannot enhance the accuracy of the steady solution in flux-splitting methods. In our practical computation, in order to improve the accuracy of the solution, the right side of the difference equation is discretized to be of second order accuracy, the blade wall boundary conditions and the numerical results show that the present method retains the effective convergence rate (only about 30 timesteps to attain a steady solution) and yield numerical solutions conformable with the experimental results.

RELAXATION METHOD FOR TRANSONIC POTENTIAL FLOWS THROUGH 2-D CASCADE WITH LARGE CAMBER ANGLE

Wu Guohua and Peng Zeyan

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A new transonic relaxation method is presented which can be used for computation of transonic, potential flows through two-dimensional cascade with large camber angle. A non-orthogonal mesh system composed of streamlines and straight lines parallel to y-axis is employed here. The governing equation expressed by the streamline coordinate system is solved in physical plane. Because of the streamline coordinate system, the governing equation is greatly simplified and the formulation of the finite difference scheme is also made correctly and easily. In the case of the cascade with large camber angle (especially for turbine) direct formulation of difference scheme from full-potential equation (instead of perturbation-potential equation) is suggested.

The numerical experimentations show that both the convergence and the stability of the finite difference scheme proposed here are satisfactory. The computation results with acceptable accuracy can be obtained after 60 to 90 relaxation steps. The numerical examples also show that the results are in good

agreement with experimental data and analytical solution (for Hobson-airfoil).

EXPERIMENTAL INVESTIGATION

ON THE PERFORMANCE OF AN ANNULAR NOZZLE CASCADE OF A HIGHLY-LOADED TRANSONIC TURBINE-STAGAE

Zhou Shiyang, Li Jinnian, Huang Zhonghu (*Shenyang Aeroengine Research Institut*)

Yang Xuezen and Zhang Tiansong (*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

An annular nozzle cascade of a highly-loaded transonic turbine-stage has been tested in annular cascade wind tunnel, and its two plane cascades at the hub- and mid-sections—in a plane cascade wind tunnel. Their loss performance, exit flow angle, exit flow velocity as well as the flow velocity distribution on the blade-profile surfaces obtained in both cases are analyzed comparatively. It is proven that the experimental results of the annular nozzle cascade are comparable with those of the plane cascades, particularly, in quite good agreement at the mid-section. But at the hub-section a obvious difference between the experimental of both results occurs because of the local flow complexity in the annular nozzle cascade.