

由尾迹测量确定转子叶型阻力的计算方法

西北工业大学 王裕宗

叶型阻力的确定是叶轮机研究中重要问题之一。尾迹测量结果提供了边界上流速和压强的详尽分布,通过积分形式的动量方程和适当的数学处理,可确定叶型阻力。

本文试验和试验结果是在H. E. Gallus教授指导下,在Lehrstuhl und Institut für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen der RWTH Aachen所做。

一、叶型阻力的确定

1. 尾迹数据的处理

测量坐标固定于转子上。设转子前来流均匀分布,转子后平面2'离转子叶片尾缘很远,以致流场也是均匀分布的。如图1所示。

由已知速度分布 $W_2(y)$ 和相对气流角 $\beta_2(y)$, 通过图1所示点划线所标出的边界流动域,应用连续方程和动量方程。当马赫数不大时,可设 $\rho_{2'} = \rho_2$ 。于是建立算式,如下:

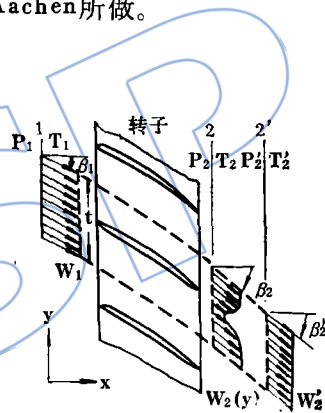


图1 转子前后的流动模型

$$W_2' = \sqrt{\left(\frac{1}{t} \int_y^{y+t} W_2(y) \cos \beta_2(y) dy\right)^2 + \frac{\left(\frac{1}{t} \int_y^{y+t} W_2^2(y) \sin \beta_2(y) \cos \beta_2(y) dy\right)^2}{\left(\frac{1}{t} \int_y^{y+t} W_2(y) \cos \beta_2(y) dy\right)^2}} \quad (1)$$

$$P_2' = \frac{1}{t} \int_y^{y+t} P_2(y) dy + \frac{\rho_2}{t} \int_y^{y+t} W_2^2(y) \cos^2 \beta_2(y) dy - \left(\frac{\rho_2}{t} \int_y^{y+t} W_2(y) \cos \beta_2(y) dy\right)^2 \quad (2)$$

$$\beta_2' = \arctg \left(t \cdot \frac{\int_y^{y+t} W_2^2(y) \sin \beta_2(y) \cos \beta_2(y) dy}{\left[\int_y^{y+t} W_2(y) \cos \beta_2(y) dy\right]^2} \right) \quad (3)$$

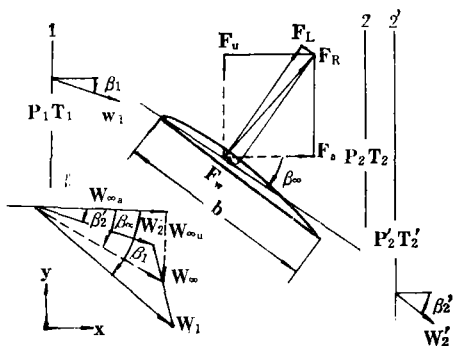


图 2 转换模型

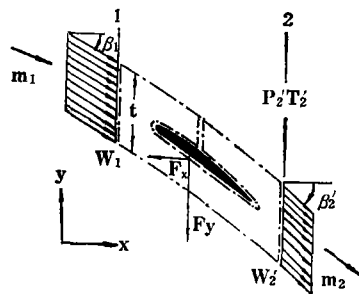


图 3 作用于叶型上的力

W_2' 、 P_2' 、 β_2' 气动参数的计算可理解为求得尾迹凹坑与主流的平均值，这样，平面 2 和 2' 可理解为重合，从而可做出图 2。

2. 端壁附面层影响的修正和型面阻力 F_w 的确定

作用于气体分离体上的叶片力 F_x 和 F_y ，能够通过图 2 所示的点划线标出的控制空间，应用连续方程和动量方程计算。

控制空间沿叶高方向是取成等高度的，而转子轮壳和机匣壁面的端壁附面层会引起流线收缩。实际流动中，二次流动对附面层也存在强烈的影响，附面层分布的确定是一个困难问题。本文以速度 W_∞ 流入或流出该控制空间的质量 Δm 的影响来加以考虑。

由截面 1 到 2' 的连续方程为： $m_2' = m_1 + \Delta m$ ，则

$$\Delta m = l t (\rho_2' W_2' \cos \beta_2' - \rho_1 W_1 \cos \beta_1) \quad (4)$$

式中 l 为叶片高度。由图 2、写出 x 方向和 y 方向的动量方程，注意到叶高方向有 Δm 而 y 方向的 Δm 项为零；联系到图 3 可见， F_x 、 F_y 分别与 F_a 、 F_u 大小相等方向相反，再运用式 (4)，可得到作用于叶片上的力 F_a 、 F_u 的关系式：

$$F_a/l = t \{ (P_2' - P_1) + [(\rho_2' W_2'^2 \cos^2 \beta_2' - \rho_1 W_1^2 \cos^2 \beta_1) - (\rho_2' W_2' \cos \beta_2' - \rho_1 W_1 \cos \beta_1) W_\infty \cos \beta_\infty] \} \quad (5)$$

$$F_u/l = t (\rho_1 W_1^2 \sin \beta_1 \cos \beta_1 - \rho_2' W_2'^2 \sin \beta_2' \cos \beta_2') \quad (6)$$

由图 3 可知，型面阻力 F_w 为：

$$F_w = F_a \cos \beta_\infty - F_u \sin \beta_\infty \quad (7)$$

3. 型面阻力系数 C_w

$$C_w = F_w / [\rho_m (W_\infty^2 / 2) b l] \quad (8)$$

式中， b 为叶型弦长， $\rho_m = (\rho_1 + \rho_2) / 2$ 。

二、实 例

1. 试验方法 本文试验是在一台装有前导向器的单级亚音轴流压气机台上进行的。压气机结构和测量位置由图 4 所给出的纵剖面清晰可见，动力由转速可调的直流电动机提供，以节气门实现流量调节。该压气机的主要数据为：外直径 421.8mm；内直径 160mm（在 O 截面处）、192.2mm（在 3 截面处）；设计转速 9500 min^{-1} ；多变效率 $\eta = 0.88$ ；流量系数 $\varphi_0 = 0.8$ ；叶型族 NACA-65-serie；在 $R = 150 \text{ mm}$ 处；

	导 向 器	转 子	整 流 器
叶 片 数	14	16	14
稠 度 (t/b)	1.307	0.920	1.0357

为了测量转子后的中间剖面相对气流, 采用了两支与转子同时旋转的三孔测针 (见图4K处), 测针处于转子叶片中间剖面 ($R = 150\text{mm}$ 处) 后 $x/b = 0.22$ 处, 它被固定于一个套筒上, 该套筒在转子运转时, 借助行星传动机构L, 能够在两个转子叶片间距(t)范围内, 连续地沿圆周方向相对转子转动。从而, 测针可测出转子相对坐标系统上的准稳定尾迹凹坑。压力讯号通过压力小管为压力传送器的薄膜所接受 (压力传送器J, 见图4, 装配于机壳的集电环传输器中, 为静止系统), 通过光电系统给以数字显示。

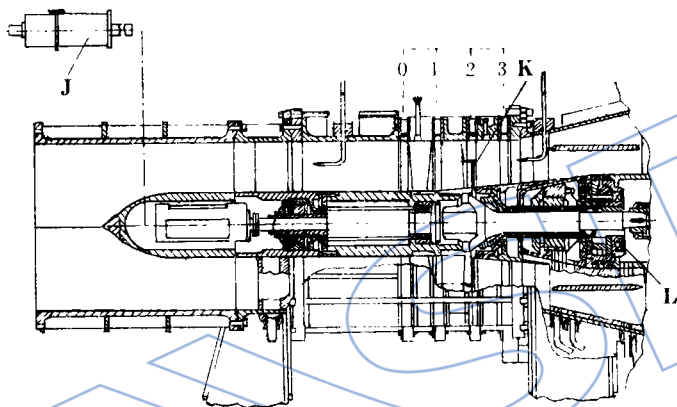


图4 试验压气机

2. 算例 试验为测定图4试验压气机转子后, 在 $R = 150\text{mm}$ 处, $n = 6500\text{min}^{-1}$, $\varphi_0 = 0.8$ 的尾迹分布。入口参数为: $C_1 = 83\text{m/s}$, $T_1 = 285\text{K}$, $P_1 = 0.975 \times 10^5\text{Pa}$, $\alpha_1 = 7^\circ$ 。在栅距 $t = 58.905\text{mm}$ 范围内, 测取了29个点。

本文以FORTRAN语言编制了相应的处理程序, 可迅速求出 C_w 值。本例计算值为: $C_w = 0.06978$ 。

三、讨 论

对一台试验压气机试验结果进行了计算, 得到了预期的结果。显然, 本计算方法作了转子前来流均匀的假设。若转子前来流是不均匀的, 经计算程序处理后, 输入其平均值。式(5)中的 $(P_2' - P_1)$ 项所占比例较大, 按本计算方法 P_2' 的准确性是可靠的。但由测量获得的 P_1 值须谨慎地处理, 若已有 P_1 详尽的周向分布值, 应作如同 P_2 类似的积分处理。根据在试验台上得到的试验数据, 可注意到转子前有或无导向器, 相应转子后流场是不同的, C_w 值也不相同。

参 考 文 献

- [1] Gallus, H.E. und Lambert, J., "Experimentelle Untersuchung der Relativströmung im Laufrad einer Axialverdichterstufe," Forschungsberichte des Landes Nordrhein-Westfalen, Nr. 2711, (1978)
- [2] Scholz, N., "Messungen an ebenen Schaufelgittern", Heft 10, ZFW 4 (1956)

(责任编辑 刘导治)

straight passage were correlated. The test results may be useful to cooling designing gas turbine blades.

A CALCULATION METHOD OF DETERMINING BLADE SECTION DRAG IN A ROTOR BASED ON WAKE MEASUREMENTS

Wang Yuzong

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A calculation method is proposed to determine the blade section drag instead of sophisticated experimental measurement of it. Since it is possible to obtain the detailed distributions of velocity and pressure on the boundary line from the wake measurements behind a compressor rotor. By using these distributions, the blade section drag is determined by means of the momentum equation of integral representation and appropriate mathematical manipulation.

THERMAL EFFECTS ON TRANSIENT PROCESS OF A TURBOJET ENGINE

Chen Daguang and Pan Yongquan

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The mathematical models commonly used for dynamic process of turbojet or turbofan engine consider only the rotor inertia and gas path volume dynamics. Usually the gas path volume of an aeroengine is not great, so the effect of volume dynamics on normal transient process is negligibly small. The thermal effects include transient heat transfer and the component efficiency changes caused by clearance variation with temperature in the components of compressor and turbine. A single-shaft turbojet engine has been tested for cold and hot transient processes. The comparison between the cold and hot transient test results shows that the thermal effects have significant influence on the acceleration time, the changing rate of aerothermodynamic parameters with engine speed, etc. The experimental investigation demonstrates that the thermal effects must be taken into account so as to establish an accurate mathematical model for the transient process of turbine engines.

CORRESPONDENCE

APPLICATION OF MEDIATE COMBUSTION CYCLE TO INDUSTRIAL MODIFICATION OF AEROENGINES

Shang Yi

(Nanjing Aeronautical Institute)