

涡轮叶栅下游二次流损失增长的研究

陈立德

(成都发动机公司)

摘 要

本文采用了一低速涡轮叶栅在下游若干平面上测量了二次流的总压损失。经研究分析,得出了一套损失的经
验公式,并与国外已发表的二次流损失关系式作了比较,对其中存在的疑点提出了看法。试验中采用一小型 Kiel
快速响应的压力探针,在微机控制下,迅速得到各个截面的总压损失系数平均值,大大提高了测量的速度和精确
度。

一、试 验 装 置

本试验是在英国利物浦大学机械系低速叶栅风洞试验器上进行,作者按需要作了部分改
装。由六个叶片组成的叶栅安装在风洞出口,叶栅二侧排气边缘处装了二块调节尾板,避免
气流在出口测量区突然扩张,下方安排了一个送进机构,下游七条槽口是供测量气流参数时
用(见图1)。

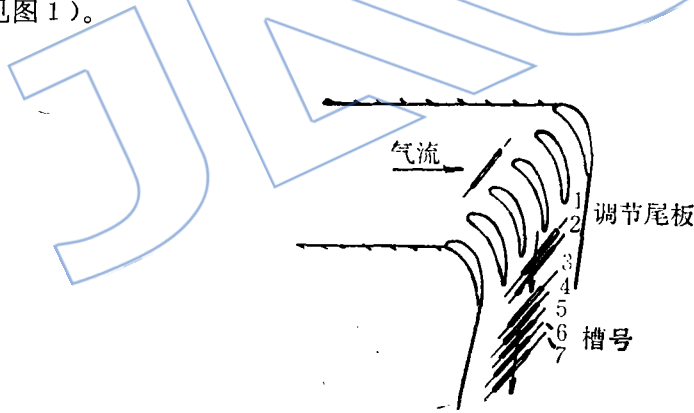


图1 叶栅横截面图

新设计的探针如图2所示,它属于 Kiel 探针类型〔1〕。小型压力传感器型号是 Gaeltec
8 T。

计算机收集系统是采用控制箱、AI13型模数转换器及 APPLE II 微机组合而成,进行软
件数字及运动控制。

试验用叶片见图 3，试验时弦长雷诺数为 3.5×10^5 。

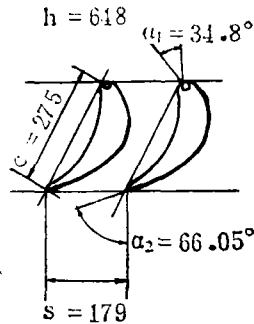


图 2 Kiel探针 (mm)

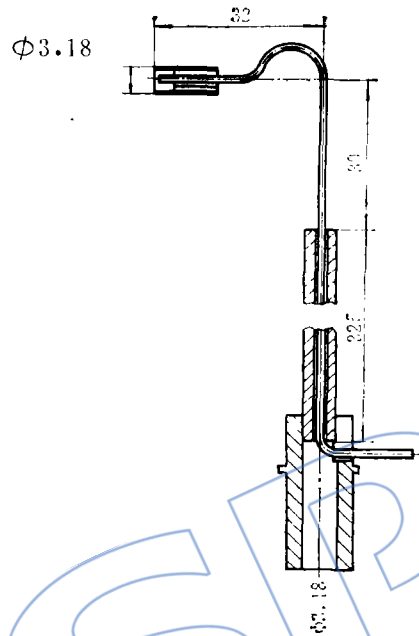


图 3 涡轮叶片型面图 (mm)

二、结果与讨论

进口边界层厚度大小是靠变化进口不同的内外壁长度得到。在距上游进气边缘平面 $0.436c$ 处，一个栅距范围内测量了进口速度型线，从测量值分析，进口边界层速度型线是遵守指数规律的，这就是 $V_1/V_{f,s,1} = (Z/\delta_1)^m$ ， m 值随不同的进口边界层有很大变化，计算得到的形状系数 H 值也有所变化。

本试验主要目的是确定出口测量站的位置对二次流损失值的影响。测量站距出口平面流向距离 l 值范围是在 $0.15 \leq l/c \leq 2.4$ 内。从测量的叶栅总损失系数值可以看出它随距离有一增长的趋势。这些损失的增长是由于流动的混合和端壁表面附着力合成而产生的，后者在损失增长值中占重要比例，这是由于靠近叶栅出口端壁在二次流作用下产生了很大的速度梯度^[2]。

测量截面共有七站，即 $l/c = 0.15, 0.5, 1.05, 1.35, 1.58, 1.9$ 和 2.4 。图 4 及图 5 表示了二个站的损失系数在七种不同进口边界层厚度下沿展向的变化图线。这些图清楚地表明了损失系数的发展过程。图 6 给出了一个进口边界条件，即 $\delta^*/c = 0.0411$ 时下游各个距离损失曲线典型演变过程。从试验数据可以看出，紧靠端壁横向损失的平均值，从 $l/c = 0.15$ 到 2.4 不断地随距离而增加。损失值的高峰点有明显的向外移动过程，当 $l/c = 0.15$ 时，高峰点 $z = 5.9\text{cm}$ ； $l/c = 0.5$ 时， $z = 6.9\text{cm}$ ； $l/c = 1.05$ 时， $z = 8.2\text{cm}$ ，此后直至 $l/c = 2.4$ ，高峰点一直保留在这个位置上。二次损失高峰值的大小，除最初稍有降低外，在 $0.5 \leq l/c \leq 2.4$ 范围内，它一直保持上升的趋势。靠近壁面的第一峰值，是随下游距离增长而明显的减小，至 $l/c = 1.58$ 时，第一峰消失，原因是随距离的增加，第一峰迅速与端壁附面层掺合吸附。

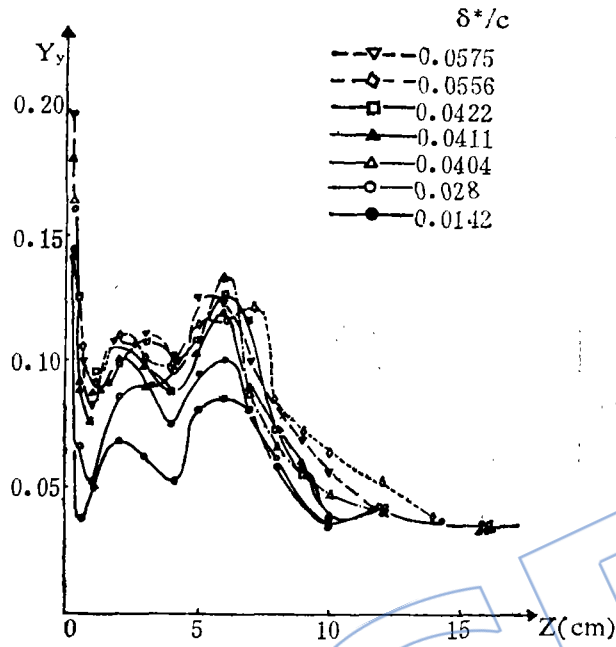


图 4 横向质量平均总压损失系数沿展向的变化曲线 ($l=0.15c$)

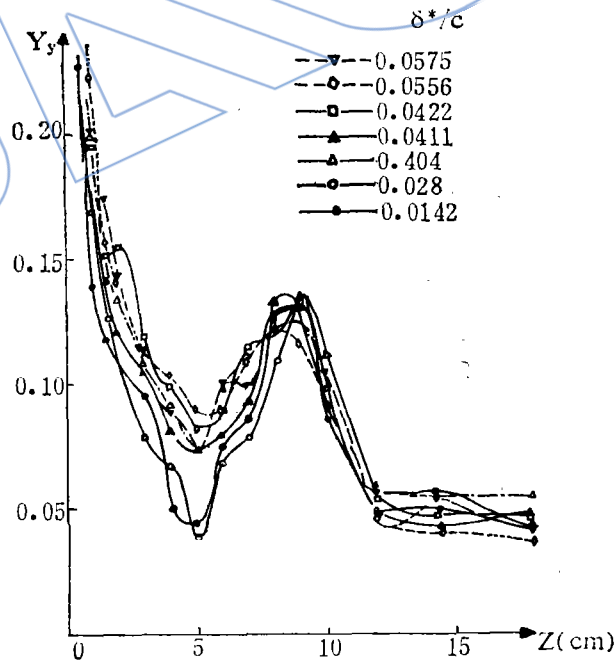


图 5 横向质量平均总压损失系数沿展向的变化曲线 ($l=2.4c$)

(更正 $\Delta-0.0404$)

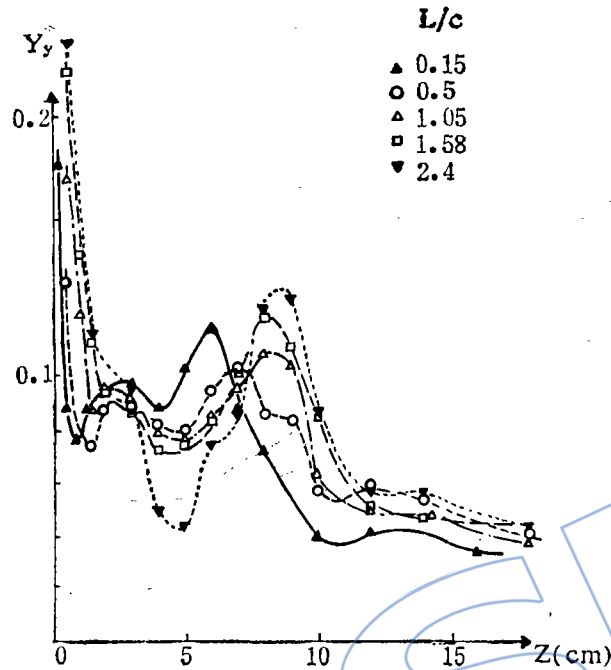


图6 横向质量平均总压损失系数沿展向的变化曲线 ($\delta_1^*/c=0.0411$)

从图4及图5还可以看到双峰损失的分布和演变。第一峰不论 δ_1^*/c 大或小距壁面的距离几乎是相等的,在图5中已明显的消失了。其峰值大小在图4中随 δ_1^*/c 的变化有较大差异,而在图5中第二峰峰值大小几乎与 δ_1^*/c 的大小无关。

为了从理论上分清损失的来源,现将国外在这问题上研究工作开展情况作一简单介绍。自从1948年Ainley发表了二次流损失系数经验式以来,直至70年代国外发表了二次流随叶片载荷、展弦比和进口边界层等参数的关系式[2、3、4],中间经历了二十几年的发展过程,其中真正能用于叶片设计的经验式是不多的。

在建立涡轮叶栅端壁流动模型中,由Klein和Langston建立的马蹄涡模型是最有吸引力的[5],Langston等人经细致的分析研究,最先提出涡轮叶栅二次流型是由进气边缘的马蹄涡作用所引起的[6]。其他一些研究工作者也同意这种观点,有的还将二次流问题看成端壁边界层问题[5](见图7)。总结起来,涡轮叶栅二次流可以归纳为二个主要特点:也就是与进口边界层有关的通道旋涡和反向旋涡。在排气边缘平面上,可以有三种类型的损失掺混在一起:

1. 反旋涡形成的角部损失;
2. 与通道旋涡有关的损失核心;
3. 与通道旋涡分离线有关的损失核心。

图8示意了三种类型损失的位置,标志在等损失图线上。它们或多或少的相互渗透叠合,形成不太规则的损失线。用上述分析解释图4的双峰曲线,可以大致认为第一峰是角部损失引起,第二峰则由通道旋涡引起。

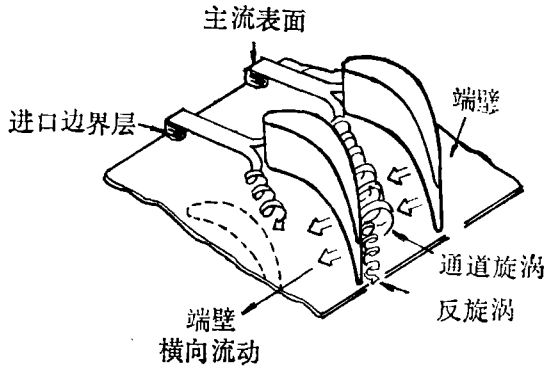


图 7 端壁流动模型

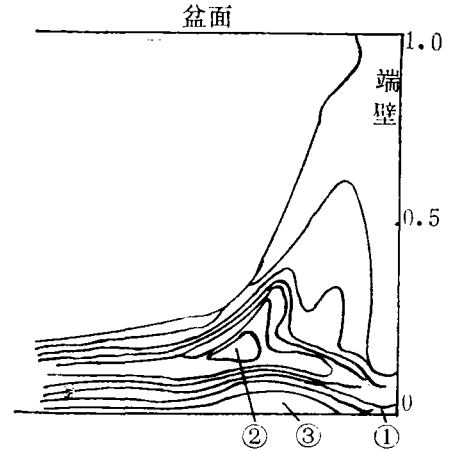


图 8 在排气边缘平面等损失图线

三、损失关系式

经理论和误差分析，证实本文的试验数据是可信的，以此数据与国外已有的二次损失系数关系式相比发现不少问题。

如图 9 所示，给出了总二次损失参数 χ 与 δ_1^*/c 的计算曲线。参数 $\chi = (h/c) (y_{SG}/Z) (\cos\alpha_1/\cos\alpha_2)$ ，其中 $Z = [2(\tan\alpha_1 - \tan\alpha_2)]^2 \cos^2\alpha_2 / \cos\alpha_m$ ， Y_{SG} 为总的二次损失系数。本文的试验值皆小于计算曲线 [2,3,4]，二者有明显的不一致。差异的来源一方面可以认为大弯度叶栅的规律未在过去关系式中反映出来，另一方面过去的关系式中假定了进口边界层速度分布型线遵守 1/7 指数规律，这个假设必然会带来很大误差，再一方面过去关系式中没有考虑下游二次损失随距离的增长。

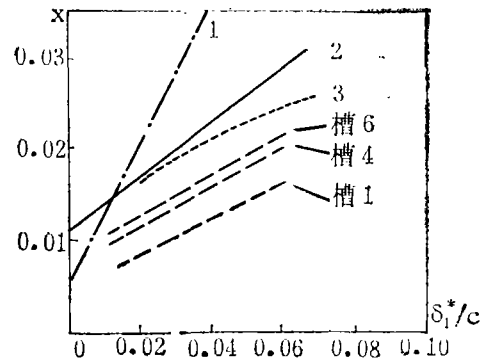
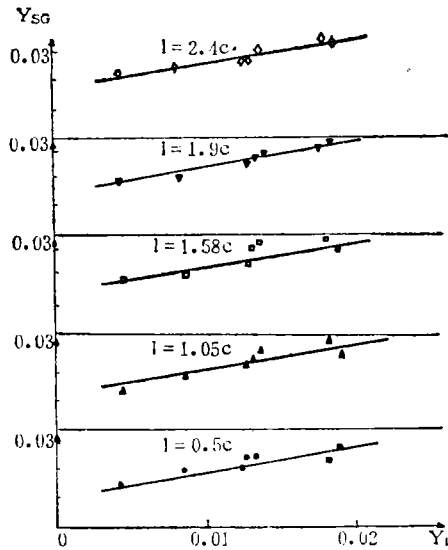


图 9 总二次损失参数随位移厚度比的变化曲线

为了合理的表达 Y_{SG} 关系式，首先应该排除 1/7 指数规律的假设，第二需要考虑弯角的影响，再之应该有二次流增长项。为了综合这些因素，以 Y_1 代替 Y_1^* 和 δ_1^*/c 是适当的，因 Y_1 是相对于出口动压头的压力损失系数，而 Y_1^* 仅相对于进口的，即 $Y_1 = Y_1^* \cos^2\alpha_2 / \cos^2\alpha_1$ ，用 Y_1 就使表达式中反映了叶片的弯度与 Y_{SG} 的合理关系，也消除不合理的 1/7 指数规律假设。另外式中还应该包含净二次损失系数 Y_s 及出口边界层损失系数 Y_{2b} 二个因素。根据这些分析，下面推荐一个新的关系式供涡轮叶片损失计算用

$$Y_{SG} = Y_1 + Y_s + Y_{2b}$$

图10 在下游不同距离上 Y_{SG} 与 Y_1 的变化图线

式中

$$Y_1 = \frac{2\delta_1^*/h}{(1+3m)(0.5-\delta_1^*/h)} \cdot \frac{\cos^2\alpha_2}{\cos^2\alpha_1}$$

$$Y_s = 0.0055 \cdot Z \cdot \frac{\cos\alpha_2}{\cos\alpha_1} \left(\frac{c}{h} \right)$$

$$Y_{2b} = \frac{2\delta_2/h}{(3m+1)\left(\frac{1}{2}m + \frac{1}{2} - \frac{\delta_2}{h}\right)}$$

不同的下游距离 Y_{SG} 与进口边界层损失系数 Y_1 的试验曲线由图10表示, 总二次损失系数有一规律性的同一斜率的增长。这组曲线可以用一简单表达式来表示。

$$Y_{SG} = 0.0085(1 + 0.431/c) + 0.825Y_1,$$

它代表了本文大弯度叶栅损失的变化规律。

四、结 论

采用Kiel探针和小型传感器系统以快速响应进入微机, 使大量的总压数据收集工作短期完成, 并保证了试验的速度和精度。这方法用在涡轮叶栅确定下游的损失增长是可行的、合适的, 经误差分析, 得到的结果是可信的。根据试验数据, 分析过去各种关系式的问题, 提出了一些新的关系式, 希望能有更多的研究工作者证实。

从马蹄涡模型和损失核心理论来分析试验结果, 基本上是相符的。试验中得出的损失系数随下游距离变化曲线, 以及双峰损失逐渐往单峰演变, 证明下游还存在一段复杂的变化过程, 尚待新的损失理论来说明。

本工作是在英国Liverpool大学机械系叶轮机械试验室进行, Dixon博士对此试验给予了许多帮助, 该系各方人员对开展这项工作都大力协助和支持, 在此一并表示感谢。

参 考 文 献

- [1] Kiel, G., "Gesamtdruckgeraet mit grosser Unempfindlichkeit gegen Schraganstroemung", Luftfahrtforsch, Vol.12, 1935.
- [2] Came, P.M., "Secondary Loss Measurements in a Cascade of Turbine Blades", Institution of Mechanical Engineers, Conference Publication, 3, 1973.
- [3] Morris, A. W. H. and Hoare, R. G., "Secondary Loss Measurements in a Cascade of Turbine Blades with Meridional Wall Profiling", ASME Paper 75-WA/GT, 1975.
- [4] Dunham, J., "A Review of Cascade Data on Secondary Losses in Turbines", J. Mechanical Engineering Science, Vol.12, 1970.
- [5] Sieverding, C.H., "Recent Progress in the Understanding of Basic Aspects of Secondary Flows in Turbine Blade Passage", ASME Paper 84-GT-78, 1984.
- [6] Langston, L.S., Nice, M.L. and Hooper, R.M., "Three-dimensional Flow within a Turbine Cascade passage", Trans. ASME, J. of Engineering for Power, Vol.99, 1977.

(责任编辑 刘导治)

APPLICATION OF A TWO-DIMENSIONAL LASER DOPPLER ANEMOMETER TO MEASUREMENT IN DIFFUSION FLAME

Ma Jieping, Lin Qixun, Du Qinfang, Xiao Ningfang

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

The flow field of liquified petroleum gas (LPG) -air diffusion flame in a small scale combustion system was measured with a two-dimensional laser Doppler anemometer(LDA). In order to reduce loss of laser output the forward scatter receiving mode was employed. For this reason, the back scatter receiving optical system of two-dimensional LDA from DANTEC company was modified. The practice shows that the forward scatter receiving mode reduces the loss of laser output by a factor of 2 or more, the Doppler signals received are satisfactory.

A self-made solid particle generator was used to increase data rate. Solid particles of magnesium dioxide were chosen as scattering particles. The tests verify that this approach is suitable for LDA measurement.

GROWTH OF SECONDARY FLOW LOSSES DOWNSTREAM OF A TURBINE BLADE CASCADE

Chen Lide

(Chendu Engine Company)

Abstract

End-wall total pressure losses downstream of a low-speed turbine cascade have been measured at several planes in order to determine the changes in secondary flow loss coefficients and the growth of the mixing loss with distance downstream.

The results obtained are compared with various published secondary flow loss correlations in an attempt to explain some of the anomalies which exist at present. Some new correlations have been derived which include the important one for gross secondary loss coefficient Y_{sg} in terms of loading and aspect ratio as well as the upstream boundary layer parameters.

In the present work a small Kiel probe closely connected to a small pressure transducer was used. The probe was controlled by a computer to traverse rapidly across the exit flow in order to determine the variation in pitch-averaged total pressure loss coefficient along the span and with distance downstream.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COMPRESSOR STATOR TANDEM CASCADES AT HIGH SUBSONIC SPEED

Zhuang Biaonan and Guo Bingheng

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The experimental results of a certain compressor stator tandem cascade (abbreviated as C-cascade) which profile is approximate to C-4, and a double circular are tandem cascade at high subsonic speed are presented in this paper. These two types of cascade were tested in a cascade wind tunnel at free stream Mach number $Ma_1 = 0.55$ to 0.75 and incidence angles $I = -5$ to $+7.5$. The experimental results are illustrated as plots of the variations of air-turning angle $\Delta\beta$, static pressure rise coefficient c_p and total pressure loss coefficient $\bar{\omega}$ against incidence angle I . The optimum values obtained for both tandem cascades are as follows (for $Ma_1 = 0.7$):

	I	$\Delta\beta$	$\bar{\omega}$	c_p
C-cascade	0°	57.7°	0.106	0.31
double circular	0°	54°	0.136	0.35

TRANSIENT OPERATING LINE INDICATOR AND ITS APPLICATION

Wang Zongyuan and Fang Jinyan

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A special instrument is presented for monitoring the transient process in a turbojet engine, which is called "transient operating line indicator". The instrument consists of analog computing circuits. It demonstrates the real-time flow