

# 涡轮直列叶栅中二次流损失预测模型

上海发电设备成套设计研究所 李才修 倪中

## 摘 要

本文根据已有的试验数据,提出了预测二次流损失分布的数学模型。用该模型计算得到的结果同试验数据比较,精度是满意的,且比其它已有的模型更接近实际情况。

透平叶栅中二次流现象的实质是动力学效应。其产生的根本原因是由于流体具有粘性以及在不同于主流方向上的横向力得不到平衡所致。由于二次流损失在叶栅损失中占较大的比例,因此,详细了解二次流产生、发展及损失机理,为透平叶栅的气动设计提供准确的损失预测模型,将有助于改进透平设计,提高透平效率。

目前,虽然已对透平叶栅中的二次流现象作了大量的理论分析和试验研究如文献〔1~5〕,但从试验中归纳出的预测二次流损失分布的模型同实际相差较大,不够精确,因此有必要对预测二次流损失的模型进行研究,提出更加符合实际的模型。

## 一、二次流损失预测模型

以往在预测二次流损失时都是把它看成是除叶型损失以外的额外损失,且沿叶展方向平均分布,暂称它为平均损失模型。但该模型有个明显的缺点,即它把局限于端壁附近的二次流损失均分到整个叶高上,因而引起较大的偏差。

文献〔6、7〕的预测模型是以进口附面层的动能亏损作为出口处二次流损失的主要部分。因而,在设有来流附面层的情况下,就不能准确预测二次流损失分布规律。

众所周知,二次流损失分布是和叶栅的几何及气动参数有关,且受它们共同作用。一般地说,二次流损失分布函数可表示为

$$\zeta_s / \zeta_{s, \max} = f(\text{Re}, M, i, \bar{l}, \bar{\delta}, C_L, \Delta\alpha, b, y, \dots) \quad (1)$$

式中 $y$ 为二次流损失分布曲线上某点至壁面的距离。 $\zeta_s$ 为二次流损失系数, $\zeta_{s, \max}$ 为二次流损失系数的最大值。如把 $y$ 写成诸参数的函数,且使其无因次化,得

$$y/b = g(\text{Re}, M, i, \bar{l}, \bar{\delta}, C_L, \Delta\alpha, b, \zeta_s / \zeta_{s, \max}, \dots) \quad (2)$$

对于二次流损失分布曲线上某些特定的点如 $\delta_p$ 、 $\delta_c$ (见图5)处, $\zeta_s / \zeta_{s, \max}$ 是确定的,为1和0。故二次流损失峰值至壁面的无因次距离 $\delta_p/b$ 及 $\delta_c/b$ 可分别写成

$$\zeta_c/b = g_1(\text{Re}, M, i, \bar{l}, \bar{\delta}, C_L, \Delta\alpha, b, \dots) \quad (3)$$

$$\zeta_p/b = g_2(\text{Re}, M, i, \bar{l}, \bar{\delta}, C_L, \Delta\alpha, b, \dots) \quad (4)$$

下面先分析式(3)中各参数的影响。

(1) 相对叶高 $\frac{l}{b}$ 的影响 文献〔3、4〕曾在相对栅距 $\bar{l}$ 为0.8时,对不同展弦比的平面叶

栅损失分布作了试验,其结果见图1。从图1可知,  $\delta_p/b$ 基本上不受相对叶高 $\bar{l}$ 变化的影响。

(2) 相对栅距 $\bar{t}$ 的影响 根据文献〔2~4〕的试验数据,得到 $\delta_p/b$ 同相对栅距 $\bar{t}$ 的关系曲线(图2)。从图2可知,随着相对栅距的增大,无因次参数 $\delta_p$ 也是增大的,它们成正比关系。

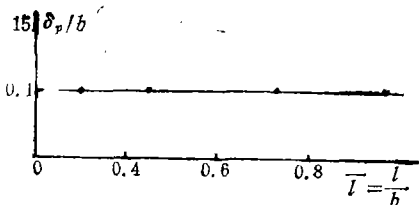


图1  $\delta_p/b$ 与 $\bar{l}$ 的关系

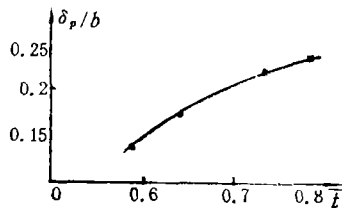


图2  $\bar{t}$ 同 $\delta_p/b$ 的关系

(3) 相对折转角 $\Delta\alpha/l_c$ 的影响 如果定义 $\Delta\alpha/l_c$ 为相对折转角, ( $l_c$ 为叶型中弧线长度) 该参数表示气体在通道中流过单位长度时的折转程度。我们把文献〔6〕所采用的试验叶型缩小若干倍后,在同样的条件下进行了试验,结果见图3。(为方便起见,以后用 $b$ 近似代替 $l_c$ )从图3可知,它们也是成正比关系

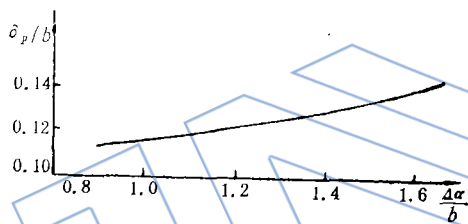


图3  $\Delta\alpha/b$ 同 $\delta_p/b$ 的关系

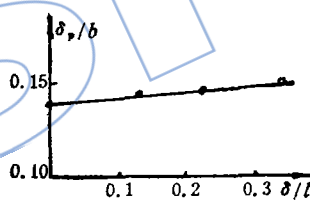


图4  $\delta/l$ 同 $\delta_p/b$ 的关系

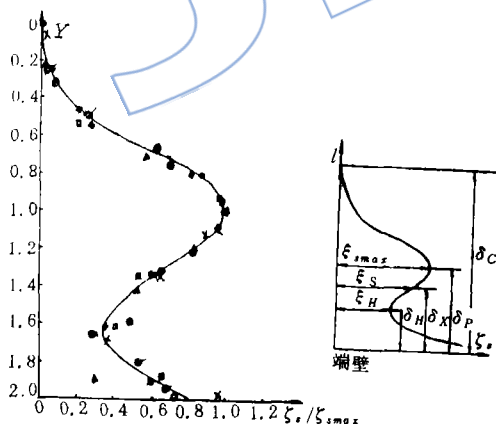


图5 二次流损失通用曲线 ( $Y = (\delta_c - \delta_x)/(\delta_c - \delta_p)$ )

(4) 相对来流附面层厚度 $\bar{\delta}$ 的影响 为研究不同相对来流附面层厚度 $\bar{\delta}$ 对二次流损失分布的影响,我们对同一叶片,在同样的几何参数下,就四个不同的相对来流附面层厚度进行了试验〔8〕。结果见图4。从图4可知,  $\delta_p$ 同 $\bar{\delta}$ 基本上呈线性关系。

(5) 其他参数的影响 由于马赫数的影响比较复杂,甚至还不太清楚,故暂不考虑;对雷诺数,假定在自模化区里,故不计其影响。由于升力系数 $C_L$ 的影响可部分地反映在相对栅距、相对折转角中,故亦不考虑。

根据所得到的试验数据及文献〔9〕的思路,如用 $\delta_p, \delta_c$ 组成无因次参数 $\bar{Y} = (\delta_c - \delta_x)/(\delta_c - \delta_p)$ 及二次流损失的相对值 $\zeta_s/\zeta_{s, \max}$ 整理数据,就可得到较为统一的曲线见图5。图中所有的试验数据都是在零来流附面层厚度的条件下得到的。

从该图可知,在零来流附面层的条件下,如知道了 $\delta_p, \delta_c, \zeta_{s, \max}$ 就能预测叶栅的二次流

损失分布曲线。经整理得计算 $\delta p/b$ 的公式为

$$\delta p/b = 0.42391[\sin(0.25\sqrt{i}\Delta\alpha/\sqrt{b/100}) + 0.1(b/100)^4] - 0.04349 \quad (5)$$

对于 $\delta c$ 也可类似整理出计算公式,但是, $\delta c$ 是同 $\delta p$ 有密切关系的, $\delta p$ 越大, $\delta c$ 也一定越大,因此采用 $\delta p/\delta c$ 作为参数来关联 $\delta c$ 的计算公式,得

$$\delta p/\delta c = \{1.5888[\sin(0.25\Delta\alpha\sqrt{i}/\sqrt{b/100}) + 0.2(b/100)^4 + 0.1i] - 0.4648\}/i^2 \quad (6)$$

对 $\xi_{s, \max}$ 的大小,也可写成叶型几何参数等的函数,根据试验数据得出

$$\xi_{s, \max} = \{7.2131[\sin(0.25\sqrt{i}\Delta\alpha/\sqrt{b/100}) + b/1000] - 1.3328\}/i^2 \quad (7)$$

$$\text{则} \quad \xi_s/\xi_{s, \max} = f(\bar{Y}) \quad (8)$$

这样,在无来流附面层时,运用(5),(6),(7),(8)式就可解得二次流损失分布曲线。

在有来流附面层时,近似假定二次流损失分布图形类似无来流附面层的分布图形,因而可借用图5进行预测计算,不过,要对(5),(6)(7)式进行修正

根据图4、6、7得到诸修正式如下:

$$(\delta p/b)' = (\delta p/b) + 0.04294(\delta/2l) \quad \frac{\delta}{2l} < 0.35 \quad (5a)$$

$$(\delta p/\delta c)' = (\delta p/\delta c) - 0.3529(\delta/2l) \quad \delta/2l < 0.35 \quad (6a)$$

$$(\xi_{s, \max})' = \xi_{s, \max} + 1.0588(\delta/2l) \quad \delta/2l < 0.35 \quad (7a)$$

同时,还需另一辅助参数 $\delta_H$ (见图5)才能计及来流附面层的影响。这时把损失通用曲线分成二个部分,一部分是由“纯”二次流损失区组成,其区域为 $\delta_c - \delta_H$ ,另一部分由端壁附面层损失区组成,区域为 $\delta_H$ 。

在无来流附面层的情况下, $\delta_H$ 变化不大,在通用曲线上, $\delta_H$ 的位置约在 $\bar{Y} = 1.66$ 处。因此可解得

$$\delta_H = \delta_c - 1.66(\delta_c - \delta_p) \quad (9)$$

考虑了来流附面层的影响后,得

$$\delta_H' = \delta_H + 4.9281(\delta/2l)^{2/3} \quad \delta/2l < 0.35 \quad (9a)$$

在 $\delta_c - \delta_H'$ 的区域内 $\xi_s$ 仍用(8)式求出,端壁区内的损失系数可近似用下式求出

$$\xi_s' = 1.2236x^{1.4312} + \xi_H' \quad (10)$$

其中 $x$ 为从端壁附面层损失区损失分布上任一点至 $\delta_H'$ 处的距离, $\xi_H'$ 为 $\delta_H'$ 同通用曲线交点处的损失系数值。

有了以上(5)~(10)的经验公式,就可对任意直列叶栅作二次流损失分布的预测。

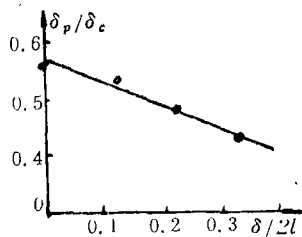


图6  $\delta p/\delta c$ 同 $\delta/2l$ 的关系

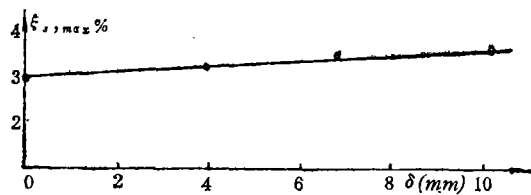


图7 二次流损失峰值 $\xi_{s, \max}$ 同 $\delta$ 的关系

以上所有的经验公式都是根据试验叶栅在最佳 $\bar{t}$ ,最佳安装角 $i_s$ 的范围内及零冲角、 $M_a \approx 0.3$ ,  $l \geq 2\delta_c$ 的条件下进行的,如这些参数超出了最佳范围,必须加以修正。

冲角的修正可近似按文献[10]提供的试验数据所整理出来的修正式

$$\delta_p/(\delta_p)_{i=0} = e^{0.6 \frac{i}{i_s}} + 1.0 \quad (11)$$

如 $\delta_c < l < 2\delta_c$ 同求出的损失曲线重叠部分可近似作线性叠加。

## 二、二次流损失模型同试验值比较

根据上面提出的模型,我们对无来流附面层的几种叶型作了预测计算。计算得到的二次流损失分布曲线同试验值的比较见图 8。从图上可知结果是令人满意的。同时,我们对同一叶栅三种不同来流附面层厚度时的损失分布作了预测,见图 9。结果也是令人满意的。

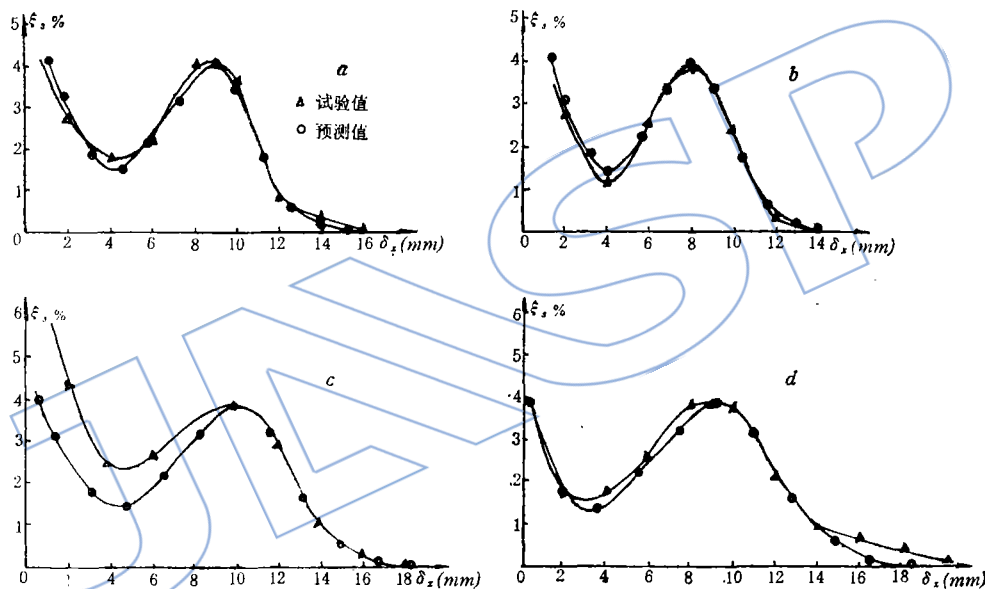


图 8 二次流损失预测值同试验数据之比较

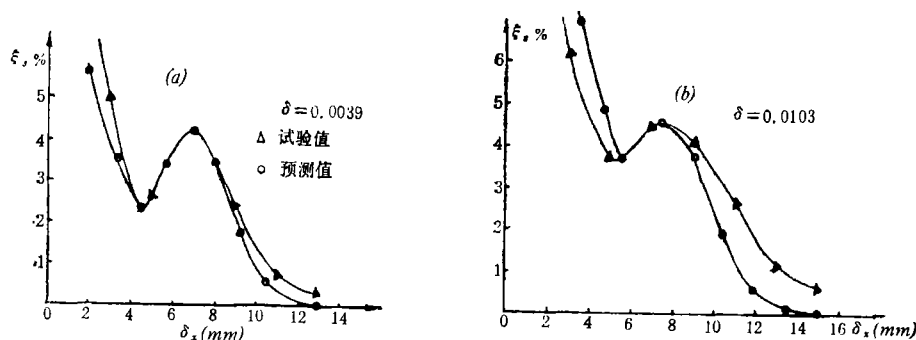


图 9 不同来流附面层厚度时二次流损失计算值同试验数据的比较

我们对同一直列叶栅,在同样的条件下,采用几种不同的预测模型进行计算,并同试验值作比较。图10给出了结果。从图10可知,本文提出的预测模型比其他预测模型更接近实际,

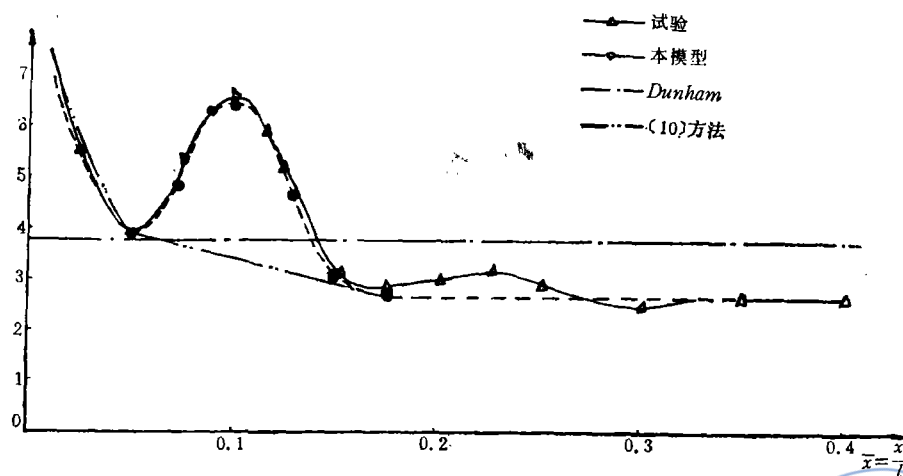


图10 不同的二次流损失模型的比较

且精度也更高。

由此可见本文提出的预测直列叶栅中二次流损失的模型, 根据计算, 比其他已有的模型精度要高, 且更接近于实际。

由于可用数据不多, 本预测模型着重于涡轮的静叶叶栅。对于其他叶栅, 有待进一步的验证。

### 参 考 文 献

1. Langston, I. S., Nice, M. L., "Three Dimensional Flow within a Turbine Cascade Passage", Trans. ASME, Jour. Eng. for Power, Vol. 99, 1977.
2. 张兆鹤等, "HQ-2-2叶型设计和试验结果", 上海发电设备成套设计研究所研究报告, 1982.
3. 张兆鹤等, "宽窄叶型静叶栅吹风试验研究", 上海发电设备成套设计研究所研究报告, 1985.5.
4. 张兆鹤等, "Tc-1A(1)带加强筋及加长叶型的试验研究", 上海发电设备成套设计研究所研究报告, 1984.
5. Dunham, J., "A Review of Cascade Data on Secondary Losses in Turbines", Jour. Mech. Eng. Sci., Vol. 12, 1970.
6. Gregory-Smith, D. G., "Secondary Flows and Losses in Axial Flow Turbines", Tran. ASME, Jour. of Eng. for power, Vol. 104, 1982.
7. 叶大钧、周礼蔚, "涡轮叶栅二次流损失的实验研究-叶栅内部流动及损失的测定与分析", 中国工程热物理学学会热机气动热力学学术会议, 1984.
8. 倪中, "透平叶栅二次流计算及试验研究", 上海发电设备成套设计研究所研究生论文, 1986.1.
9. 植西晃、二宫敏、佐藤武, "蒸气タービン効率の予測法の改善" 日本机械学会论文集(B), No. 4, 1981.
10. 植西晃、久野腾邦、坪内邦良、佐藤武, "蒸气タービン効率の予測及結果", ターボ機械, Vol. 11, No. 4, 1983.

(责任编辑 冯毓诚)

sented to estimate the compressor efficiency. The end wall boundary layer thicknesses are calculated and the blockage in meridional plane is obtained for two axial compressors and an inlet guide vane. The efficiency of a compressor is also estimated. The analysis indicates that reasonable results can be obtained by the use of this method.

## SECONDARY FLOW LOSSES IN PLANE TURBINE CASCADES AND ITS MATHEMATICAL PREDICTION MODEL

Li Caixiu and Ni Zhong

*(Shanghai power Equipment Research Institute)*

### Abstract

The phenomenon and cause of the secondary flow in plane turbine cascades are discussed and a mathematical prediction model of losses is presented. It is stressed that the secondary flow in turbine cascades is a dynamic but not a kinematic effect and thus should be studied from the viewpoint of dynamics. Based on the results of plane cascade tests, a model that predicts the secondary flow loss distribution is suggested. The effect of inlet boundary layer has been considered in the model. Precision obtained from the proposed model conforms more satisfactorily with experimental results than those given in previous literatures.

## A STUDY ON DEPLOYMENT RULE OF SINGLE EXTENDIBLE EXIT CONE BY MASSCENTER MOVEMENT THEOREM

Ma Guobao

*(Shanxi Power machinery Institute)*

### Abstract

The deployment rule of the single extendible exit cone is investigated in this paper. The cone is divided into four pieces in the direction of meridian. As a result, the actuators are just located in the middle of each piece. Each piece of the cone can thus be simplified into a moving mechanism. Based on the force balance between the mechanisms, a second order ordinary differential equation is derived by applying the mass center movement theorem. The numerical solution of the equation can be obtained by means of the fourth order Runge-Kutte method. The time-dependent parameters, such as position, velocity and acceleration of the external sleeve of the actuator relative to the internal tube, and the time needed for fully deploying the cone can then be obtained by using other related equations.