

# 离心压气机叶轮三元流场计算

陈元先 赖 斌

(襄樊 219 信箱, 襄樊, 441102)

## COMPUTATION OF THREE - DIMENSIONAL FLOW FIELD IN A CENTRIFUGAL IMPELLER

Chen Yuanxian, Lai Bin

(Box 219 of Xiangfan, Xianfan, 441102)

**摘 要** 用任定准正交面方法对一个航空涡轮冷却器的离心压气机叶轮流场进行了三元计算, 计算考虑了上下游边界条件的影响。用计算结果分析了叶轮流场品质, 提出了改型措施并对改型叶轮流场进行了分析。

**关键词** 离心压气机, 三维流, 叶轮

**中图分类号** V245.1

**Abstract** The three - dimensional flow field of a centrifugal impeller for aircraft cooling turbine is computed with quasi - orthogonal surface method in cluding the influence of up-stream and downstream conditions. The calculated flow field of the centrifugal impeller and the improvement of the blade shape are discussed.

**Key words** centrifugal compressors, three dimensional flow, impellers

先进离心压气机设计中广泛应用了三元流场计算分析技术。本文采用的任定准正交面方法是一种直接求解叶轮流场三元解的数值方法, 它把一个三元流场的求解分解成互相关联的 3 个一元问题来迭代求解。流场计算方法中考虑了上下游流动边界条件的影响。

## 1 流场计算方法

### 1. 1 速度梯度方程

如图 1 叶轮通道流面模式及速度组成所示, 沿准正交面与  $S_2$  流面交线方向的速度梯度方程<sup>[1]</sup>

$$\frac{dW}{dq_m} = AW + B + (CW + D) \frac{d}{dq_m} \quad (1)$$

式中  $A = \frac{\cos^2 \alpha}{r_c} - \frac{\sin^2 \alpha}{r}$ ;  $B = \cos \alpha \sin \alpha \frac{dw_m}{dm} - 2 \sin \alpha \cos \alpha$ ;  $C = \sin \alpha \sin \alpha \cos \alpha$ ;  $D = r \cos \alpha \left( \frac{dW}{dm} + 2 \sin \alpha \right)$ 。

1993 年 9 月 5 日收到, 1994 年 2 月 23 日收到修改稿

沿准正交面与  $S_1$  流面的交线方向的速度梯度方程

$$dW/d = CW + D \quad (2)$$

### 1.2 连续性方程

对于任一准正交面，叶片通道的积分形式的连续性方程

$$\begin{aligned} G_0 &= \int_{s_q} g W_m \cos(\dots) rd \, dq_m \\ &= \int_0^{q_{m盖}} d q_m \int_{d(q_m)}^{s(q_m)} g W_m \cos(\dots) rd \end{aligned} \quad (3)$$

### 1.3 边界条件

在流动无分离的情况下，叶片的压力面和吸力面必定是  $S_2$  流面。轮盘和轮盖面是  $S_1$  流面。其边界条件自动满足。考虑上下游边界条件对叶片通道流动的影响，将叶片通道上下游流面作延伸，在上游延伸区，流面的坐标为

$$\begin{aligned} &= m_1 + \int_0^z \left( \frac{K_1}{r} \operatorname{tg} m_1 - \frac{K_2}{C_{1a}} + \frac{K_2 C_{1u}}{r C_{1a}} \right) dz \quad (4) \end{aligned}$$

式中  $K_1$ 、 $K_2$  为加权系数， $K_1 + K_2 = 1$ 。叶轮出口的下游作等环量延伸，其流面的坐标

$$\begin{aligned} &= m_2 + (\operatorname{tg} m_2 + \frac{r_m}{W r_2}) \ln \frac{r}{r_{m1}} - \frac{1}{2 W r_2 r_{m2}} (r^2 - r_{m2}^2) \quad (5) \end{aligned}$$

式中下标  $m_2$  代表叶轮出口截面上的参数。

### 1.4 求解过程

用准正交面方法求解叶轮通道三元流场的计算程序详细求解过程见图 2。

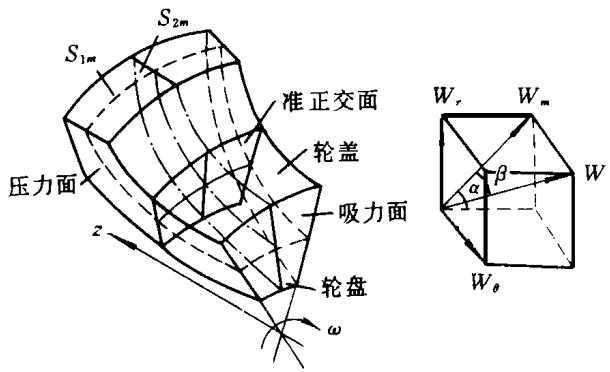


图 1 叶轮流面模型及速度组成

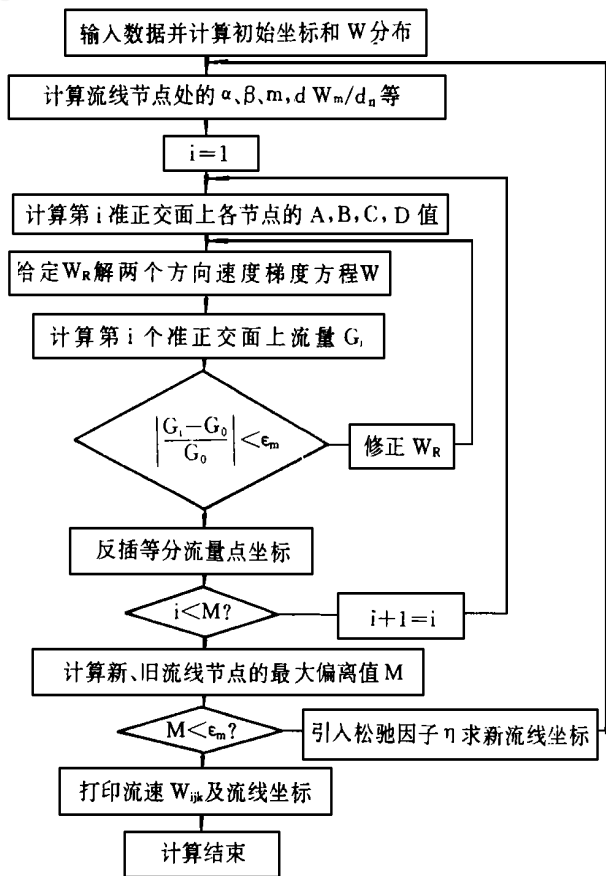


图 2 求解过程框图

## 2 流场计算结果与分析

用准正交面三元流动计算方法对一个航空涡轮冷却器的离心压气机叶轮流场进行了计算。叶轮的设计工况为：转速  $n = 80\ 000\text{r}/\text{min}$ ；流量  $G = 2\ 200\text{kg}/\text{h}$ ；进气压力  $P_{\text{in}} = 0.6\text{MPa}$ ；温度  $T_{\text{in}} = 168$ ；叶轮外径  $D_2 = 92.5\text{mm}$ ；叶片为径向直叶片，叶片数  $Z_n = 12$ ，全长叶片。叶片通道流场计算取9个  $S_2$ 流面、5个  $S_1$ 流面、15个准正交面。

图3是中间  $S_1$ 流面的流线谱。图中流线在叶轮出口向下弯曲而叶片为径向直叶片，即叶轮出口气流产生了滑移。在跨叶片流面上两相邻流线间通过的流量是相等的，因此在同一准正交面上速度低的一侧相邻两流线间跨距大。 $K=5$ 为中间子午流面， $K=1, 5$ 流线距离较  $K=5, 9$ 流线距离大，即靠近压力面区域速度低于吸力面侧的速度。叶片通道中存在较大横向速度梯度。从图4中间  $S_1$ 流面的相对  $Ma$ 分布看，在  $K=1$ 压力面侧出现了负  $Ma$ 区。结合图3可以判断在叶片通道后半段轮盘与压力面相交附近区域存在负速度区并有可能出现回流。 $Ma$ 分布还表明沿流动方向  $Ma$ 波动幅度大，即有较大的速度降落起伏。在中间  $S_1$ 流面上叶轮前半段  $Ma$ 下降量为0.25；在后半段吸力面上  $Ma$ 较大回升， $Ma$ 上升为0.12；在叶轮出口吸力面  $Ma$ 又急剧下降0.18，反映了叶轮出口附近沿流线方向有较大的逆压梯度。沿流动方向  $Ma$ 的这种波动将导致在叶轮流道前半段附面层加厚增加摩擦损失，在流道后半段的大压力梯度则会引起附面层的分离。

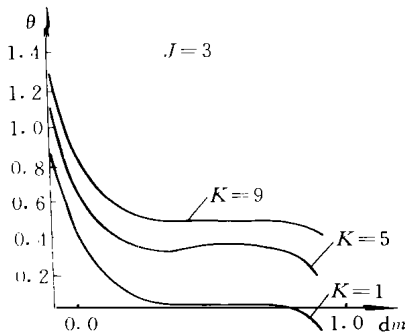


图3 流线谱

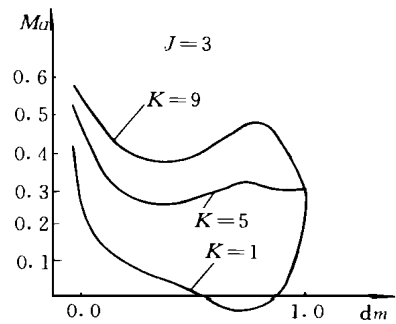


图4  $Ma$ 分布

按理想流体计算压力面速度低压力高，吸力面速度高压力低，负速度出现在压力面侧。实际流体是有粘性的，壁面存在附面层，在大的横向压力梯度作用下，负速度一侧附面层中的流体将向高速度区一侧流动，同时沿叶高方向轮盘的速度低，轮盖面速度高，即轮盘面将向轮盖面流动。叶轮通道中形成二次流导致高速度一侧附面层增厚甚至发生分离<sup>[2,3]</sup>。所以按理想流计算的叶轮流场不宜出现负速区。

综上述计算结果分析，该叶轮的流场品质存在着一些缺陷，将影响叶轮效率和工作范围。为此，考虑采用如下改型措施改善流场品质<sup>[4]</sup>。

增加叶片数。增加叶片数可以减少横向速度梯度和二次流损失，但会增大摩擦损失和叶片加工难度并可能使叶轮导风轮造成堵塞。因此小尺寸叶轮的叶片数要综合考虑。

采用后弯叶片造型。后弯叶轮流道较长流道的扩压度和当量扩张角小,特别是流道后半段的扩压度有较大改善,可改善流道的横向压力梯度和沿流线方向的逆压梯度以利于提高流动稳定性。

改进子午面型线。从图4中可见叶轮出口速度较高,将增大扩压器中流动损失,降低扩压能力。因此应增加叶片出口高度。

综合考虑后,改型叶轮仍采用12片全长叶片,叶片采用后弯 $\alpha_{2b} = 25^\circ$ 造型,出口叶高调高1mm。图5是改型的后弯叶轮与径向直叶片叶轮的 $Ma$ 分布图。图中是轮盘 $S_1$ 流面和中间 $S_1$ 流面的 $Ma$ 对比。在两个不同 $S_1$ 流面中径向直叶片叶轮的 $Ma$ 波动远大于后弯叶轮。后弯叶轮出口附近的最大 $Ma$ 较径向直叶片叶轮有较大幅度降低,因此后弯叶轮沿流线方向的逆压梯度小于原径向直叶片叶轮。在中间 $S_1$ 流面上后半段上的最高 $Ma$ 较原叶轮下降了0.05~0.08,这对扩压器的流动品质的改善也有积极意义。从图5中还可见后弯叶轮的负速区小,意味着叶片通道中横向速度梯度小,有利于抑制二次流的产生,而沿流线方向逆压梯度的减小则可防止和推迟附面层分离的发生。改型后的后弯叶轮流场较直叶片流场有较明显的改善。可以预期后弯叶轮效率比径向直叶片叶轮效率高。

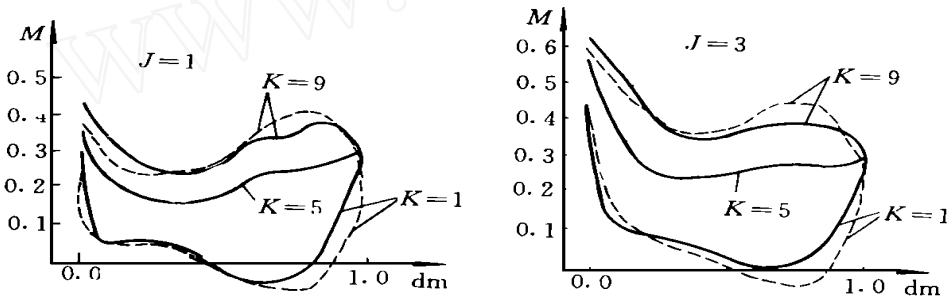


图5  $Ma$ 分布图

### 3 结 论

- (1) 原叶轮的三元流场计算表明流场品质有缺陷,存在较大负速区和逆压梯度。
- (2) 改型后叶轮流场品质较原叶轮有显著的改进,改进后的叶轮基本满足流场性能要求。
- (3) 采用的准正交面方法同时考虑上下游流场延伸的方法求解离心压气机叶轮的三元流场是成功的,可应用于叶轮设计中的流场分析和优化,以提高叶轮效率和流场稳定性。

### 参 考 文 献

- 1 忻孝康等. 叶轮机械三元流与准正交面法. 上海: 复旦大学出版社, 1982: 71 - 85
- 2 陈静宜. 离心压气机叶轮内三元流场计算与实验的分析和比较. 工程热物理学会论文. 1981: 6 - 7
- 3 陈元先. 离心压气机特性预测计算. 北京航空航天大学硕士学位论文, 1988: 75 - 78
- 4 Krimerman Y, Adler D. The complete 3 - D calculation of the compressible flow field in turbo - impeller. J of Mech Eng

**新机动态****我国首架无人驾驶太阳能勘测飞机（验证机）  
——“翱翔者”号试飞成功**

由北京航空航天大学飞机设计研究所教授赵庸，博士研究生李晓阳共同研制的我国第一架无人驾驶太阳能勘测飞机（验证机）——“翱翔者”号于1994年8月19日在华北北部地区试飞成功。这是我国继美国、日本之后在此领域的重要建树。

“翱翔者”号飞机翼展远远超过机身的长度，机翼上安装有蓝色的太阳能电池板。试飞选择华北北部不同光照、不同海拔高度的地区进行，对验证机的操纵性、光电转换效率、辅助储能装置等性能进行了复杂地形和复杂气象条件的考验。

在研制主机之前，通过验证机解决主机大部分技术问题，然后再研制主机，是避免大投入，保证安全性、可靠性的好途径，这也是目前受到重视并发展的模型工程学。

研制太阳能飞机现在正在形成一种共识，有可能形成一种潮流。“翱翔者”号飞机的设计因其新颖性、先进性、实用性，已于1994年8月经国家专利局审查，获得国家实用新型专利。今后将在试飞基础上总结经验，加快太阳能飞机的研制步伐。

（李铁柏）