

稳态周向混合畸变对压气机 特性和流场的影响*

宋文艳 王占学 唐狄毅

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 用完全径向平衡方程加多扇平行压气机模型处理复杂畸变流场的方法, 计算出进口流场组合参数畸变对压气机特性和性能的影响, 并得出了压气机在进口畸变条件下流场的详细情况。

主题词: 轴流式压气机, 流场畸变, 数值计算

分类号: V235.11

THE EFFECTS OF STEADY CIRCUMFERENTIAL COMBINED DISTORTION ON CHARACTERISTICS AND FLOW FIELD OF COMPRESSOR

Song Wenyan Wang Zhanxue Tang Diyi

(Dept. of Aeroengine Engineering Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: The radial-equilibrium equation and multi-sector parallel compressor model are used to settle complex distorted flow field in this paper. The effects of inlet flow field combined distortion on compressor characteristics and performance are calculated. The details of compressor flow field with inlet distortion are described.

Subject terms: Axial flow compressor, Flow distortion, Numerical calculation

1 引 言

目前, 涡喷/涡扇发动机的增压比和级负荷不断提高, 对进口流场畸变非常敏感。进口流场畸变改变了原设计的流动条件, 使压气机叶栅进气攻角偏离设计值, 引起气流分离, 降低了压气机的稳定工作裕度、效率和增压比, 造成压气机性能恶化, 工作范围变窄, 从而引起发动机推力显著下降, 限制了发动机的有效工作范围^[1~4]。为此研究了进口周向温度、压力和气流角混合畸变对压气机性能的影响。

2 物理模型

(1) 在压气机环形通道的进口, 沿周向可划分很多的周向宽度任意扇区。假定各扇区内的气流参数沿周向均匀, 计算时以各扇区中心线上的参数来代表该扇区内的参数。模型的特点是计算时扇区坐标位置不固定, 随流体的流动而变化。由于气流在周向会产生移动, 因而扇区角

* 收稿日期: 19960526, 修回日期: 19970310

度位置从前至后也会随着转子的旋转方向发生扭转。同样,开始时扇区中心线是径向的直线(图1a),随着气流通过压气机叶排和无叶区后,由于气流沿径向所产生的周向移动不同,扇区中心线也就不再是径向的直线了(图1b)。

(2) 模拟畸变的扰流网截面可以看成是上游边界,在此处应给出关于总压、总温或气流角的周向和径向分布。在迭代过程中,扇区由开始假设的直通流管变得扭曲,当扇区位置随着迭代计算的进一步进行基本上不再发生变化时,认为计算达到收敛。

3 求解的主方程

(1) 运动方程。为了简化求解过程,对所研究的问题做了无粘、定常、绝热的基本假设。为了描述扇区中心线的变形,引入角度 μ ,它是随半径而变化的。同时,若叶片前后缘在子午面的投影线倾斜,则计算站也有相应的倾斜角 λ ,假设它不随半径变化,但站与站之间可以不同。因此,实际计算是沿着 l 方向进行的,该方向由 $r-\theta$ 平面内的 μ 角和 $r-z$ 平面内的 λ 角确定(图2)。沿该方向的运动方程如下:

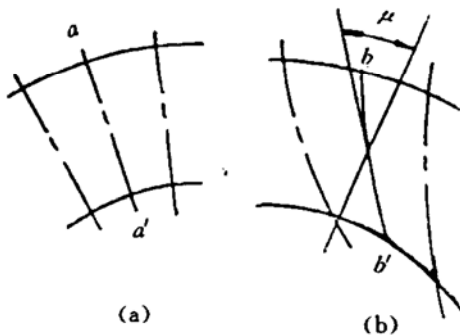


Fig. 1 Figure of sector-centerline change

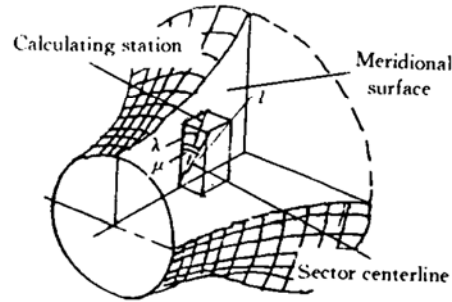


Fig. 2 Calculating model

$$\frac{1}{2} \frac{\partial C_m^2 p}{\partial l} = C_m^2 \cos^2 \alpha [(\bar{A} \cos \varphi - \bar{C} \sin \varphi) \left(\frac{1}{r_m} + \frac{\operatorname{tg} \alpha}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial \theta} \right) - \frac{1}{2} \frac{\partial \operatorname{tg}^2 \alpha}{\partial l} - \bar{A} \frac{\operatorname{tg}^2 \alpha}{r}] +$$

$$C_m \cos \alpha [\bar{A} \sin \varphi + \bar{C} \cos \varphi] \frac{\partial C_m}{\partial s} + \cos^2 \alpha \left(\frac{\partial H}{\partial l} - T \frac{\partial \bar{S}}{\partial l} - \frac{\bar{B}}{r} \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \theta} \right)$$

式中: $\bar{A} = 1 / \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \mu + \operatorname{tg}^2 \lambda}$; $\bar{B} = \operatorname{tg} \mu / \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \mu + \operatorname{tg}^2 \lambda}$; $\bar{C} = \operatorname{tg} \lambda / \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \mu + \operatorname{tg}^2 \lambda}$ 。

$\bar{S}$ 为熵, s 为绝对流动方向, C_m, C_z, C_θ 分别为子午向、轴向和周向分速, l 为方向余弦确定的方向, H 为总焓, α 为气流角, φ 为流线倾角, r_m 为曲率半径。

(2) 连续方程 $W = \int_{r_H}^{r_T} \rho C_z r \Sigma \bar{A} dl$ (Σ 为扇区宽度(弧度))

(3) 切向动量方程 以上的运动方程中包含有静压的周向导数,但其仅是由 r 和 z 向的欧拉运动方程导出的,所以其中的 $\partial p / \partial \theta$ 项需要通过求解切向动量方程来求出。 θ 方向的动量方程可以写成如下形式:

$$r_2 C_{\theta 2} - r_1 C_{\theta 1} = - \int_1^2 \frac{1}{C} \left(\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \theta} \right) ds$$

4 基本方法

(1) 计算时假设等分环道高度的线为初始流线, 采用最小二乘法将计算网格点拟合成曲线, 应用低速叶栅吹风试验的数据来求解叶栅性能, 同时考虑了叶栅最大弯度点、轴向速度比、流线斜率、叶片厚度及马赫数等因素影响的修正^[5]。通过运动方程和连续方程的迭代求解, 可得到满足给定流量的子午速度分布, 根据每个流管的流量百分比计算出新的流线位置。为了保证计算能够稳定收敛, 迭代中需对流线位置进行松弛处理。计算中采用半经验公式考虑附面层位移厚度对环道面积的影响, 对最内和最外一条流线的位置做了适当的修正。

(2) 压气机出口静压均匀是给定的下游边界条件。给定压气机下游出口的静压值, 通过预先设置的流量初值 G_0 , 依次计算出每个扇区的出口静压, 根据它与给定的出口静压的差别来调整流量, 直至每个扇区计算的出口静压与规定的出口静压之相对误差满足精度要求。

(3) 切向动量方程的求解

利用 $C/C_m = ds/dm$ 和 $C_\theta = C_m \tan \alpha$ 可将切向动量方程变为如下形式:

$$\tan \alpha_2 = \frac{r_1 C_{m1} \tan \alpha_1 - \int_1^2 \frac{1}{C_m} \left(\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \theta} \right) dm}{r_2 C_{m2}}$$

该式用于确定无叶区的气流角 α , 穿过任意叶排, 其气流角的变化运用叶栅特性进行求解。通过流线上的气流角 α 可以求得流线的周向位置, 即扇区中心线的周向位置角 θ 。由于 $\partial \theta / \partial m = \tan \alpha / r$, 因此, 对已知 α 和 r 值的流线, 可以求得 θ 角。 $\theta_2 = \theta_1 + \int_1^2 \frac{\tan \alpha}{r} dm$ 计算时假设无叶区内流管的能量和熵守恒, 通过叶排能量和熵的变化由计算的角动量变化和叶栅损失来确定。

初次迭代时, 运动方程中的周向偏导数项未知, 因此采用其轴对称的形式 (所有周向偏导数项为零) 来求解每个扇区流场, 从而计算出速度、压力、温度和角度沿着每个扇区中心线的分布。通过对不同扇区这些参数的比较, 可以计算出运动方程中所要求量的周向偏导数项, 这时再将求出的周向偏导数项代回运动方程进行第二轮迭代, 直至各扇区周向角度位置在前后两轮迭代中基本不变为止, 这时即认为整个计算已经收敛。

5 算例及分析

本文以一台单级压气机 (设计转速 $n_d = 18155 \text{ r/min}$) 为例, 计算了进口压力、温度和气流角混合周向畸变对其特性和流场的影响。网格化分为 10 个扇区, 9 条流线, 第一站位于压气机进口, 第四站位于转子进口, 第五站位于转子出口, 第七站位于静子出口, 第十站位于压气机下游出口。均匀进气时, 压气机的进口参数为: 总压 $p_0 = 101 \text{ kPa}$ 、总温 $T_0 = 288 \text{ K}$ 、气流角 $\alpha = 0$ 。

如图 3 所示, 原先在压气机进口为梯形波状的压力对称畸变谱, 在出口时已不再是梯形, 总压分布变得不对称。由于总压畸变, 压气机对不同扇区气流的加功量不同, 使得气流经过转子后总温出现畸变且低压区对应的总温高, 而高压区对应的总温低。顺着转子的旋转方向, 从高压区向低压区过渡处, 总压、总温均有一个低谷值, 而从低压区向高压区过渡处均有一个高峰值。这是由于总压畸变使压气机进口流量分配不均, 因而在压气机的抽吸作用下, 造成了静压周向畸变, 显然在高、低总压区交界处其周向梯度最大, 因而在高、低总压区边界上

出现明显的周向侧流。在转子叶片进入低压区处,周向侧流与转子圆周速度同向,因而使得相对气流角(沿轴向定义)减小,攻角减小,压气机的加功量减小,总压和总温较低;反之,在转子叶片离开低压区处,周向侧流与转子的圆周速度反向,攻角增大,压气机的加功量增大,总压和总温较高。在下游出口,总温和总压的周向流动依然存在,且幅度衰减不明显。

从图3还可以看出,气流角在转子前产生一个类似于正弦波的周向波动、其幅度在转子后被放大并且波动

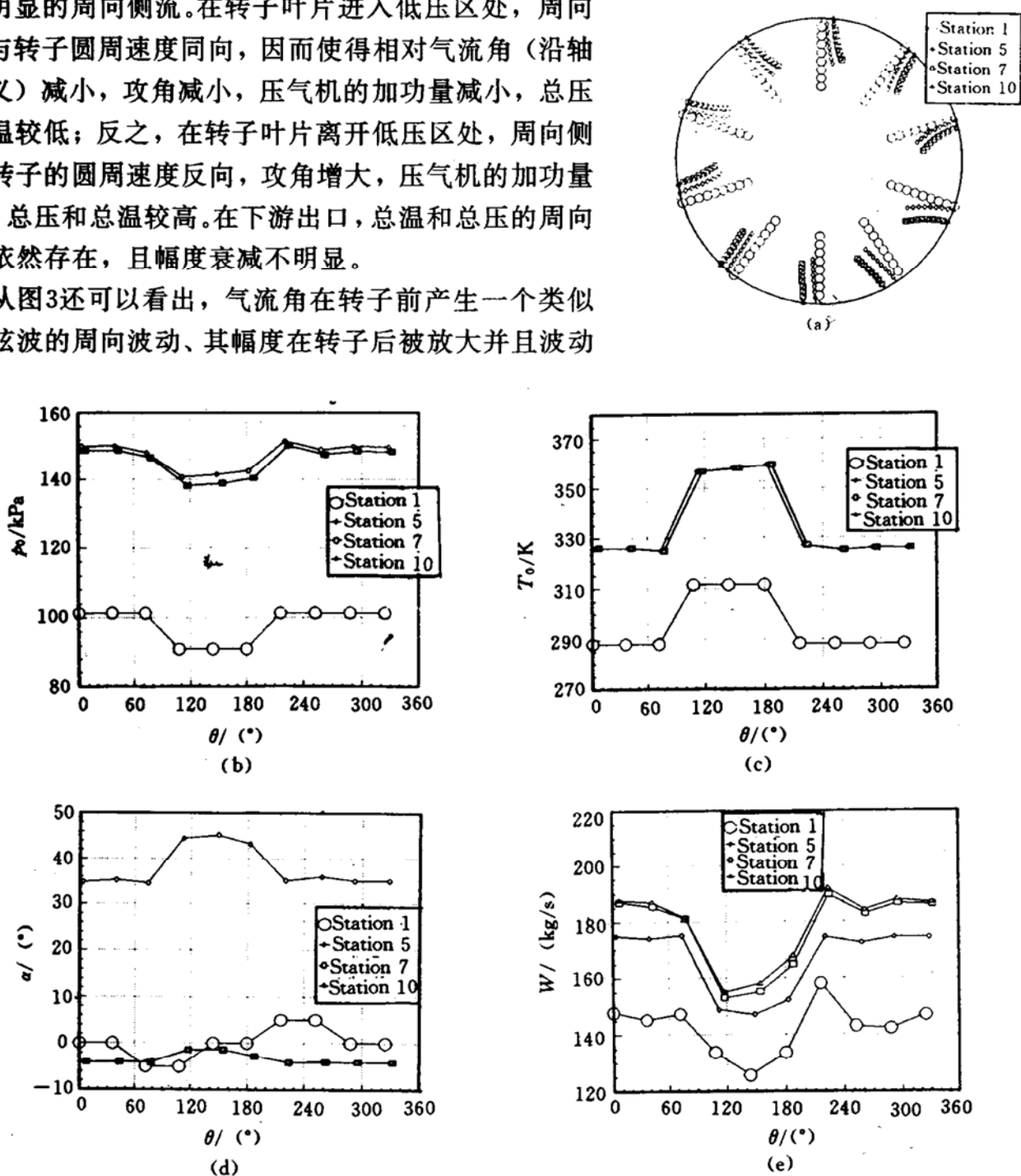


Fig. 3 Flow parameter distribution of temperature, pressure and flow angle combined circumferential distortion

- (a) Sector centerline distribution (b) Total pressure distribution
(c) Total temperature distribution (d) Flow angle distribution
(e) Meridional velocity distribution

的周向范围缩小,形状不再接近于正弦波,然后趋于衰减,在下游出口这个气流角的周向波动依然残存。从高压区向低压区过渡处,由于周向侧流与转子的圆周速度同向,因而使得绝对气流角在转子后出现峰值。从低压区向高压区过渡处,周向侧流与圆周速度反向,气流角则出现谷值。

从扇区中线的偏转情况看,高压区和低压区过渡处,由于周向压力梯度最大,绝对气流

角出现峰值,因而此时扇区中线沿转子旋转方向的偏转量也最大。在低压区内,由于周向压力梯度趋缓,气流角减小,因而扇区中线的周向偏转幅度下降。从低压区向高压区过渡处,原先顺着转子旋转方向偏转的扇区中线受到反向周向压力梯度的影响,故使其逆着转子的旋转方向发生扭转。进入高压后,压力梯度逐渐减弱直至消除,因而扇区中线逐渐过渡为顺着转子的旋转方向发生扭转。

本文分别计算了不同转速 ($\bar{n}=1.1, 1.0, 0.9, 0.85, 0.8, 0.7$) 下均匀进气和畸变进气的压气机特性,如图4所示,将均匀进气条件下(实线)与总压、总温和气流角混合周向畸变条件下的压气机特性(虚线)进行比较,可看出,进口流场畸变时,稳定边界明显右移,等转速线和效率线下移,压比和效率降低,稳定裕度减小,从而造成了压气机性能变差,引起发动机推力下降,限制了发动机的有效工作范围。

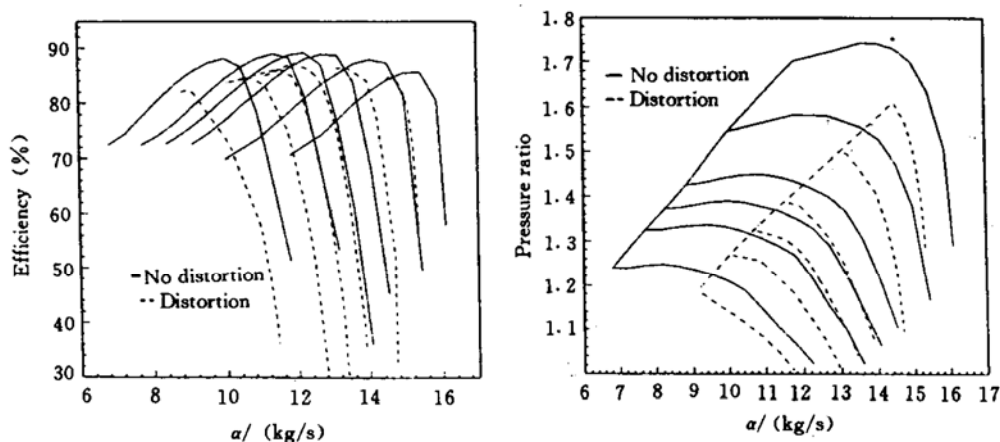


Fig. 4 Inlet homogeneous and inlet distorted characteristics of compressor

6 结 论

- (1) 总压畸变引起压气机进口流量的重新分配,造成高低压区边界上有明显的周向侧流。
- (2) 由于压气机对高低压区气流的加功量不同,总压畸变会生成总温畸变,低压区总温高,高压区总温低。
- (3) 与总压和总温畸变相比,气流角畸变衰减较快。
- (4) 进口流场畸变使得压气机性能下降,稳定裕度减小,工作范围变窄。

参 考 文 献

- 1 Soeder R H, et al. Effect of combined pressure and temperature distortion on high-bypass-ratio turbofan engine stability. NASA TM-83771, 1984
- 2 Davis M W Jr. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability. AIAA 91-1895
- 3 Joubert H. Flowfield calculation in compressor operating with distorted inlet flow. 90-GT-212
- 4 Longley J P. Measured and predicted effects of distortion on axial compressor. 90-GT-214
- 5 Novak R A, Hearsey R M. Model for predicting compressor performance with combined circumferential and radial distortion. AD 851903, 1968