

静态周向总温与总压组合畸变通过 轴流压气机单转子时的传递

南京航空学院 张惠民 胡 骏 汤国才

摘 要

在文献〔4〕的基础上,文中对静态周向总温与总压畸变的两种组合情况进行了研究:1.同相位时,总温畸变度的变化对总压畸变衰减的影响;2.总温与总压畸变之间存在不同的相位角时对总压畸变衰减的影响。数值计算结果表明,进口总温畸变度的变化以及总温与总压畸变之间相位角的变化,都将引起出口总压分布的变化;当总温畸变与总压畸变反相位时,最不利于总压畸变的衰减。本文将计算结果和文献〔7〕中的实验结果进行了定性比较,两者符合得较好。

一、前 言

当飞机发射火器或因其他原因而吸入高温燃气时,压气机进口不仅存在总压畸变,同时也存在总温畸变。因此研究这两种参数的组合畸变更具有实际意义。本文在文献〔4〕的基础上探讨总温与总压组合畸变沿转子的传递情况。

二、基本假设和控制方程

1. 基本假设 (1)气流沿圆柱面流动;(2)转子前后流场均为无粘、可压缩、非定常流;(3)用“半激盘”代替转子的作用。

2. 控制方程 为了便于数值求解,将转子前后流场的连续方程、欧拉方程和能量方程写成下列守恒型:

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

式中

$$\vec{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{pmatrix}, \quad \vec{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ \rho uv \\ u(p + e) \end{pmatrix}, \quad \vec{G} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ p + \rho v^2 \\ v(p + e) \end{pmatrix},$$
$$e = \frac{p}{K-1} + \frac{\rho}{2}(u^2 + v^2)$$

为了求出联系转子前后参数的关系式,分析转子叶栅的一个通道(图1)。由质量守恒得

$$\rho_2 u_2 = \rho_1 u_1 - C_{ax} \frac{\partial \rho_1}{\partial t} \quad (2)$$

式中参数均为沿一个栅距的平均值,下标1、2分别表示激盘进出口参数。

在相对坐标系中,用下标r表示相对参数,用w表示气流相对流速,则能量方程为

$$\int_V \left(\frac{\rho}{2} \frac{\partial w^2}{\partial t} + i_r^* \frac{\partial \rho}{\partial t} + p \frac{\partial S/R}{\partial t} \right) dv = t \cdot (\rho_1 u_1 i_{r1}^* - \rho_2 u_2 i_{r2}^*) \quad (3)$$

而联接转子进、出口的相对总压的关系式为($\bar{\omega}$ 为总压损失系数)

$$\frac{p_{r2}^*}{p_{r1}^*} = 1 - \bar{\omega} \frac{\frac{1}{2} \rho_1 w_1^2}{p_{r1}^*} \quad (4)$$

利用转子出口速度三角形的关系可得:

$$v_2 = V_0 - u_2 / \tan \beta_2 \quad (5)$$

同时还有状态方程: $p = R \rho T$

以及动态修正方程^[1,2]

$$\tau \bar{\omega} \frac{\partial \bar{\omega}}{\partial t} + \bar{\omega} = \bar{\omega}_{ss}, \quad \tau \beta_2 \frac{\partial \beta_2}{\partial t} + \beta_2 = \beta_{2ss}$$

式中 $\tau \bar{\omega}$ 、 $\tau \beta_2$ 为时间滞后参数,一般由实验确定,而 $\bar{\omega}_{ss}$ 和 β_{2ss} 为叶栅的稳态正常特性,可由实验或计算获得。

三、数值求解方法及边界条件处理

1. 数值求解方法

方程组(1)为守恒型一阶拟线性双曲型偏微分方程组。本文采用 MacCormack 两步有限差分格式^[3],对方程组(1)进行有限差分求解,

$$\begin{aligned} \bar{u}_{i,j}^n &= u_{i,j}^n - S \times \{ (F_{i+1,j}^n - F_{i,j}^n) + (G_{i,j+1}^n - G_{i,j}^n) \} \\ u_{i,j}^{n+1} &= \frac{1}{2} \{ u_{i,j}^n + \bar{u}_{i,j}^n - S \times \{ (\bar{F}_{i,j}^n - F_{i-1,j}^n) + (\bar{G}_{i,j}^n - G_{i,j-1}^n) \} \} \end{aligned}$$

在上述差分格式中, $\Delta x = \Delta y = h$, $S = \Delta t/h$, $y = r \cdot \theta$, 且略去了各向量的向量符号。 $F = F(U)$, $G = G(U)$ 。

两步MacCormack差分格式是一种显式二阶精度的差分格式,且稳定性条件要求^[3]:

$$\Delta t \leq 1 / (|u|/\Delta x + |v|/\Delta y + a_1 \sqrt{1/\Delta x^2 + 1/\Delta y^2})$$

2. 边界条件

ABC和DEF边界上满足周期性边界条件:

$$[\rho, u, v, p]_{ABC} = [\rho, u, v, p]_{DEF}$$

由于本文限于研究亚音速进口总温、总压组合畸变问题,所以根据特征分析的结果^[6],对进、出口边界条件进行了以下处理:

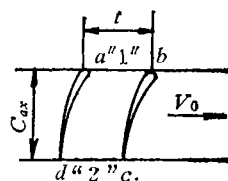


图1 转子叶栅通道

(1) 进口边界

给定: 总压 $P_0^*(\theta) = \bar{P}_0^* [1 - (\Delta P_0^* / \bar{P}_0^*) \cos(\theta + \varphi_1)]$;

总温 $T_0^*(\theta) = \bar{T}_0^* [1 - (\Delta T_0^* / \bar{T}_0^*) \cos(\theta + \varphi_2)]$;

切向速度分布 $v_0(\theta) = \text{const}$;

以及一个波特征相容方程:

$$\frac{\partial p}{\partial t} = (a - u) \frac{\partial p}{\partial x} - v \frac{\partial p}{\partial y} - a \rho \left[(a - u) \frac{\partial u}{\partial x} - v \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial t} \right]$$

(2) 出口边界

给定静压 $p_3(\theta) = \text{const}$;

再利用一个波特征和两个流特征相容方程:

$$\text{I. } \frac{\partial u}{\partial t} = -(a + u) \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{\rho a} \frac{\partial p}{\partial x} \right) - \left(a \frac{\partial v}{\partial y} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right);$$

$$\text{II. } \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

$$\text{III. } u \frac{\partial p}{\partial x} - a^2 \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + u \frac{\partial \rho}{\partial x} + v \frac{\partial \rho}{\partial y} \right) = 0$$

四、“激盘”与“激盘”前后流场的匹配

在整个计算域中,“激盘”BE为一间断线(图2),故而在“激盘”界面上 Mac Cormack 格式无效,必须对“激盘”进行单独处理。本文限于研究亚音速流动问题,应考虑“激盘”后参数对其上游的影响。根据 Mac Cormack 格式的特点,采取下列处理方法:

第一步前差分: 差分求出“激盘”后界面上的参数分布,然后根据“半激盘”界面条件确定“激盘”前界面上的参数分布。从而达到了将“激盘”后信息逆流上传的目的。

第二步后差分: 求出“激盘”前界面上的参数分布后,再一次使用“半激盘”界面条件,确定出“激盘”后界面上的参数分布;如此两步即完成了一个时间层的计算。

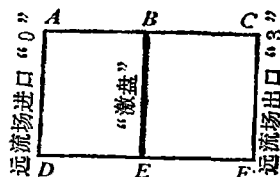


图2 “激盘”及其前后流场

五、数值实验结果及其分析

利用图3中a、b两组转子叶栅特性曲线,计算分析了进口组合畸变时总压畸变通过单转子的衰减。以下算例中图(a)和(b)均对应于图3中的a和b特性曲线的计算结果。根据 $(\Delta p + \Delta u + \Delta v + \Delta p)/4 < 5/100000$ 判断各算例的收敛性。满足上述精度一般只需800~1200个时间层的计算。

1. 总温畸变变化对总压畸变衰减的影响

计算结果表明(图4): 在同相位时总温畸变度 ΔSMT_0^* 的增大,总压畸变度的衰减 SM_{12} 首先增大,然后则又减少; ΔSMT_0^* 的增大对出口总压 P_2^* 分布的影响并不相同。图4(b)中的 P_2^* 随 ΔSMT_0^* 的增大不仅有幅值的变化,同时相位也有变化。当气流总温增加时,一方面使得气体难以压缩。在同样的加功量下,增压比 π_k 下降;另一方面使得 β_1 角增大,降低了转

子对气流的加功量, 亦即 π_K^* 减小。

$$\text{由于 } T_0^* = \bar{T}_0^* \cdot (1 - (\Delta T_0^* / \bar{T}_0^*) \cos \theta)$$

$$P_0^* = \bar{P}_0^* \cdot [1 - (\Delta P_0^* / \bar{P}_0^*) \cos \theta]$$

所以总温畸变度

$$\Delta SM_{T_0^*} = (\bar{T}_0^* - T_{0\min}^*) / \bar{T}_0^* = \Delta T_0^* / \bar{T}_0^*$$

而且不考虑转子前气流粘性的影响, 即沿流线气流的总温、总压不变。所以当保持 $\bar{T}_0^*$ 不变时, $\Delta SM_{T_0^*}$ 的增大使得对应于较大 P_1^* 的 T_1^* 增大, π_K^* 减小; 而对应于较小 P_1^* 的 T_1^* 减小, π_K^* 增大; 即 π_K^* 的分布与 P_1^* 反相位。而且随着 $\Delta SM_{T_0^*}$ 的增加, π_K^* 分布的幅值不断增大。当 $\Delta SM_{T_0^*}$ 较小时, π_K^* 分布的影响较小, $P_2^* = \pi_K^* P_1^*$ 的分布与 P_1^* 同相位。此时随 $\Delta SM_{T_0^*}$ 的增大, π_K^* 的影响不断增强, 从而使得 P_2^* 的分布趋于均匀, $\Delta SM_{P_2^*}$ 不断减小, SM_{12} 不断增大。当 $\Delta SM_{T_0^*}$ 较大时, π_K^* 的分布很不均匀, 低 P_1^* 处的 π_K^* 很大, 高 P_1^* 处的 π_K^* 很小, 从而使得 P_2^* 的分布与 P_1^* 反相位, 而与 π_K^* 同相位。故而此时随 $\Delta SM_{T_0^*}$ 的增大, P_2^* 的分布越来越不均匀, 随 P_2^* 的畸变度增大, 总压衰减 SM_{12} 减小(图4(a))。

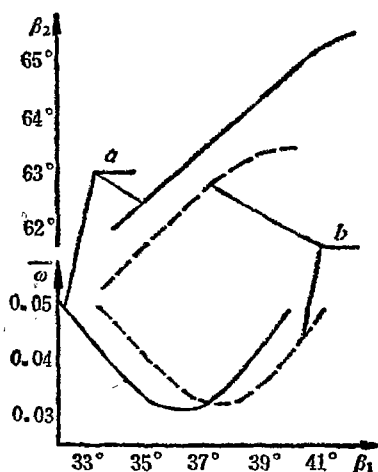


图3 转子叶栅特性曲线

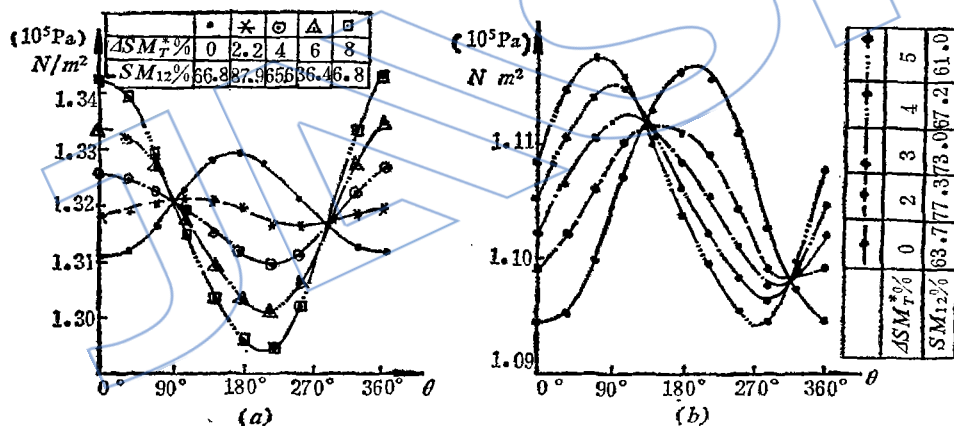


图4 进口总温畸变度变化对总压畸变衰减的影响

由于转子效应以及出口静压均匀条件的影响, 气流进气角 β_1 的分布并不完全由进口远流场的畸变条件所决定。计算结果表明, 最大 T_1^* 处的 β_1 最大。但是对于相等的 T_1^* 值, $T_{1\max}^*$ 右半支对应的 $\Delta\beta$ 值小于左半支对应的 $\Delta\beta$ 值。由于上述效应, 随 $\Delta SM_{T_0^*}$ 的变化, 不仅出口总压畸变度发生变化, 而且 P_2^* 分布的相位也有变化。图4(b)的计算结果表明: 随 $\Delta SM_{T_0^*}$ 的增加, $\Delta SM_{P_2^*}$ 先减小, 然后又增大, 而且 P_2^* 的相位也不断变化。随着 $\Delta SM_{T_0^*}$ 的增大, $\Delta SM_{P_2^*}$ 首先减小, 然后增大, 主要是由于在 $P_{2\max}^*$ 和 $P_{2\min}^*$ 的值变化的同时, 其所处的位置也不断左移, 从而使得 $P_{2\max}^*$ 对应的 P_1^* 处的 T_1^* 由增大变为减小, $P_{2\min}^*$ 对应的 P_1^* 处的 T_1^* 由减小变为增大的缘故。

2. 进口总温与总压畸变之间相位角变化的影响

在转子进口总温、总压畸变度不变的情况下, 计算结果如图5所示。图5(a)是在较大的

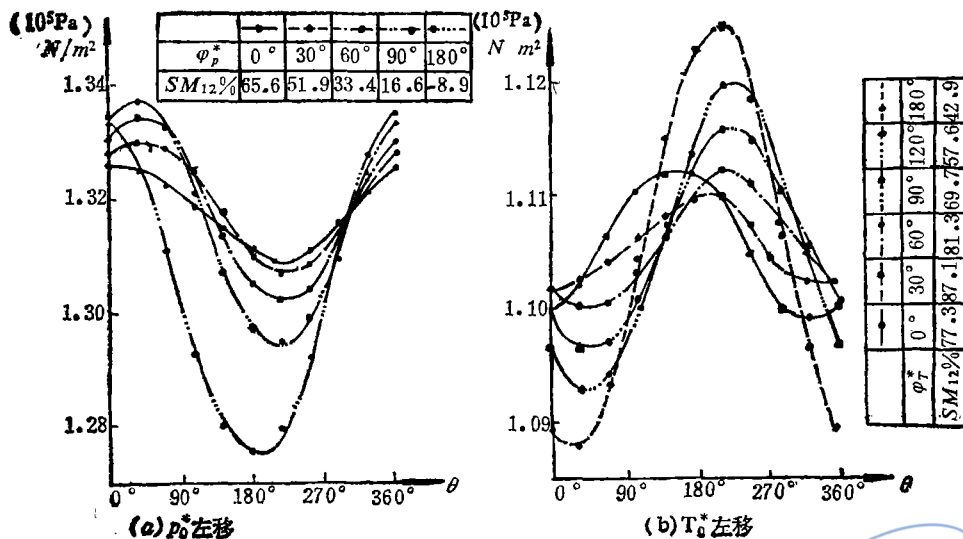
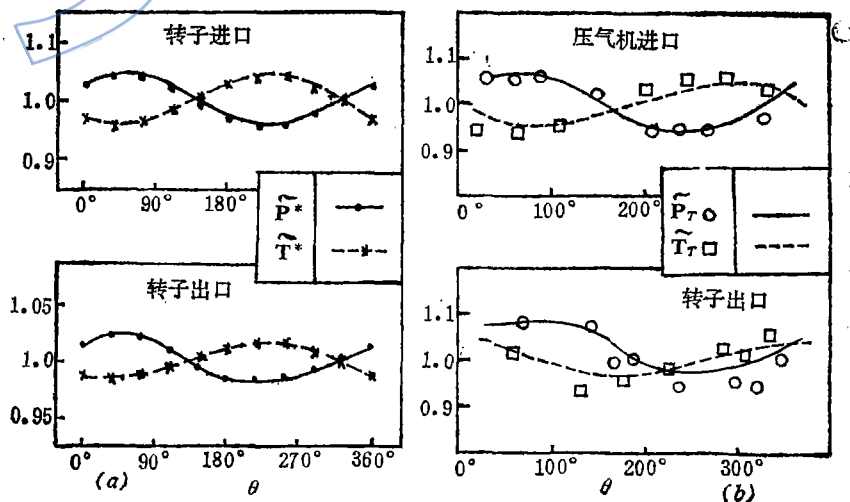


图 5 总温与总压畸变之间相位角变化对总压畸变衰减的影响

$\Delta SM_{T_0^*}$ 下获得的, 结果表明, 随相位角 φ 的增加, SM_{12} 不断减小。当 $\varphi = 0$ 时, P_2^* 与 P_1^* 反相位。当 φ 增加时, 即当 P_1^* 左移时, 对应于原 P_{2min}^* 的 P_1^* 值有所下降, 而对应于原 P_{2max}^* 的 P_1^* 值有所增大。 P_1^* 的下降虽然使得 π_K^* 有所上升, 但不足以弥补 P_1^* 的下降, 从而导致 P_2^* 下降, P_{2min}^* 下降。同理可分析 P_{2max}^* 的上升。所以 $\Delta SM_{P_2^*}$ 增加, SM_{12} 下降。

图 5(b) 的计算结果表明, 随相位角 φ 的增大, 首先增大, 然后则不断减小。当 φ 为零时, P_2^* 与 P_1^* 仅差一个较小的相位角。当总温 T_1^* 左移时, 原 P_{2max}^* 对应的 P_1^* 处的 T_1^* 增大, 使得该处现在所对应的 P_2^* 下降, 而且 P_{2max}^* 移至 P_{1max}^* 的对应点。由于 φ 较小时, P_{1max}^* 处的 T_1^* 下降不多, π_K^* 稍有增加, 故而 P_{2max}^* 比 φ 为零时的 P_{2max}^* 小。另外 P_{2max}^* 有所上升。所以 $\Delta SM_{P_2^*}$ 下降, SM_{12} 有所增大。当 φ 继续增大时, P_{1max}^* 处的 T_1^* 越来越小, P_{1min}^* 的 T_1^* 越

图 6 $\varphi = 180^\circ$ 时计算值与实验结果的定性比较

来越大,从而使得 $P_{2\max}^*$ 不断增大、 $P_{2\min}^*$ 不断减小, SM_{12} 不断减小。图5(a)和5(b)算例均表明当进口总温与总压畸变反相位时($\varphi = 180^\circ$),总压畸变度的衰减最小。在实际飞行中,这种情况的组合畸变是会经常发生的。如编队飞行时吸入邻近飞机的尾迹;发射火器时,灼热燃气的吸入等。故应引起注意。

3. 计算结果与实验数据的定性比较

图6(a)为本文的计算结果,图6(b)则为文献[7]中提供的实验数据。由于缺少中间数据,故无法与图6(b)中的实验数据作定量的比较。但可以看出,组合畸变通过单转子传递的规律上还是一致的。图6(a)以及图5均表明当 $\varphi = 180^\circ$ 时, P_2^* 的分布与 P_1^* 的分布同相位,而且 SM_{12} 值很小。这与图6(b)中的实验结果是一致的。

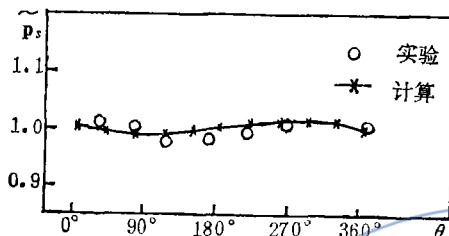


图 7 出口静压的比较

由图7可以看出本文的计算结果与文献[7]的实验数据和平行压气机原理关于出口静压均匀的假设是完全一致的。

参 考 文 献

- [1] Adamczyk, J. J., "Unsteady Fluid Dynamic Response of an Isolated Rotor with Distorted Inflow" AIAA Paper, 74-49.
- [2] Colpin, J., "Propagation of Inlet Flow Distortion through an Axial Compressor Stage", ASME Paper No. 78-GT-34.
- [3] McCormack, R. W., "The Effect of Viscosity in Hypervelocity Impact Cratering", AIAA Paper 69-354.
- [4] Zhang Huimin and Hu Jun, "Propagation of Steady Circumferential Distortion through an Axial Compressor Rotor", ASME 85-IGT-81.
- [5] 张惠民, 轴流在气机进口流场的畸变问题, 南京航空学院科技资料, 1979.
- [6] 朱幼兰、钟锡昌等, "初边值问题差分方法及绕流", 中国科学出版社, 1980年.
- [7] Baghdadi, S. and Lueke, J. E., "Compressor Stability Analysis", 81-WA/FE-18.

(责任编辑 冯毓诚)

PROPAGATION OF COMBINED STEADY CIRCUMFERENTIAL TOTAL PRESSURE AND TEMPERATURE DISTORTION THROUGH AN AXIAL ROTOR

Zhang Huimin, Tang Guocai, Hu Jun

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

Although the effects of combined steady circumferential total pressure and temperature distortion on performance have been investigated analytically and experimentally in recent years, the other urgent problem concerning the interrelation between them in the process of propagation through an axial compressor (including multistage and two-spool axial compressor) has been somewhat neglected.

On the basis of previous work (4) and the approach proposed by the authors in dealing with the distortion propagation, two cases of combined steady circumferential total pressure and temperature distortion are investigated: first, how the variation of the total temperature distortion amplitude influences the attenuation of the total pressure distortion under the conditions of no phase difference; second, how it does when there is phase difference between them.

Numerical experiment and analysis show that the amplitude of the total temperature distortion and the phase angle between them have great influences upon the attenuation of the total pressure distortion. Within a certain range of the total temperature amplitude, the existence of the total temperature distortion is expedient to the attenuation of the total pressure distortion. The worst case is when the two are just opposite in phase and the total temperature distortion amplifies the total pressure distortion instead of attenuating it.

A METHOD FOR COMPUTATION OF VISCID/INVISCID INTERACTION ON TRANSONIC COMPRESSOR CASCADES

Jiang Haoxin, Chen Maozhang, Cui Jiya

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

An inviscid/viscous interaction method has been developed to predict the blade-to-blade flow in transonic compressor cascades. The method intends to be used primarily for relatively high camber blades where the suction surface bound-