

进气总温畸变在压气机中的数值模拟^{*}

张百灵¹, 李 军², 江 勇², 王乐明²

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 为了研究进气总温畸变在压气机中的传递特性, 建立了压缩系统的几何模型, 通过求解非稳态三维欧拉控制方程, 计算了气流参数在压气机各截面的分布, 获得了一种计算进气总温畸变的方法。以某三级压气机为例, 对模型的有效性进行了验证。在进口存在周向总温畸变的情况下, 计算得到了总压、静压、总温、静温和流量系数在各截面上的分布规律, 得出了该三级压气机对总温畸变的响应。

关键词: 压气机; 进气总温畸变⁺; 畸变强度⁺; 稳定性; 数值仿真

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2009) 02-0182-05

Numerical simulation of the inlet total temperature distortion in the compressor

ZHANG Baoling¹, LI Jun², JIANG Yong², WANG Leming²

(1. Coll. of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

2. Engineering Inst., Air Force Engineering Univ., Xi'an 710038, China)

Abstract To study the transfer characteristics of inlet temperature distortion in the compressor, a geometric model of compression system was described. The stage distribution in different faces was obtained through solving the unsteady 3-D Euler equations. A method for calculating inlet temperature distortion was developed. As an example, the effect of the model was verified for a 3-stage compressor. Under the inlet circumferential total temperature distortion, the distribution of total pressure, static pressure, total temperature, static temperature and flow coefficient in different faces was obtained as well as the response of the 3-stage compressor on total temperature distortion.

Key words Compressor; Inlet temperature distortion⁺; Distortion intensity⁺; Stability; Numerical simulation

1 引 言

在飞机飞行过程中, 发动机进口流场均存在着压力、温度、速度等在空间和时间上的不均匀性, 即流场畸变。对于现代先进的军用飞机, 机动性要求高, 进口工作条件更为恶劣, 尤其是飞机空中格斗、发射导弹或编队飞行时将会吸入导弹或发动机排出的废气而产生总温畸变。

总温畸变和总压畸变一样都会引起压缩系统的气动不稳定性, 使压气机进入失速状态^[1~3]。事实上, 发生总温畸变时通常都伴随着总压畸变的产生。畸变的流场会对发动机的性能、气动稳定性和结构完

整性等方面造成严重的影响。目前计算压气机进气畸变主要是采用平行压气机模型^[2,3], 但这种方法局限性大。由于流体在压气机内的流动具有三维性和非定常性, 因此计算畸变在压气机内的传递特性应该通过求解三维非稳态 N-S 方程来实现, 这样才能模拟出叶栅通道内外流体流动情况, 从而确定叶栅通道内旋转失速等紊流的发展、变化。

2 数值方法

2.1 几何模型

本文以 NASA Lewis 研究中心为新一代高性能压气机设计的五级压气机为基础, 选取其中的前三级为

* 收稿日期: 2007-11-23 修订日期: 2008-06-18

作者简介: 张百灵 (1966—), 男, 博士生, 研究领域为飞机推进系统气动热力理论与工程, 航空发动机稳定性技术。

E-mail: zhangbailing2468@126.com

研究对象^[4], 模型主要包括压缩系统进口、出口、压气机、容腔和节流阀等几部分. 几何造型如图 1 所示. 其设计流量为 26 kg/s 设计增压比为 5.5 转速为 16 kr/min, 叶尖速度为 400 m/s.

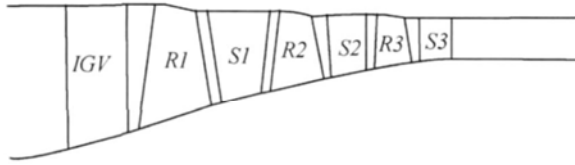


Fig. 1 Geometry model of compression system

2.2 压气机进口和出口管道流体的控制方程

流体在进口管道和出口管道的控制方程可以用如下三维非稳态欧拉方程来描述

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \theta} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial r} = \mathbf{J} \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} r\rho \\ r\rho V_x \\ r\rho V_\theta \\ r\rho V_r \\ r\rho e_t \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} r\rho V_x \\ r\rho V_x^2 + \eta p \\ r\rho V_x V_\theta \\ r\rho V_x V_r \\ rV_x(\rho e_t + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho V_\theta \\ \rho V_x V_\theta \\ \rho V_\theta^2 + p \\ \rho V_\theta V_r \\ V_\theta(\rho e_t + p) \end{bmatrix} \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} r\rho V_r \\ r\rho V_x V_r \\ r\rho V_\theta V_r \\ r\rho V_r^2 + \eta p \\ rV_r(\rho e_t + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\rho V_\theta V_r \\ \rho V_\theta^2 + p \\ 0 \end{bmatrix}$$

2.3 压气机叶片通道中流体的控制方程

为了适应当前的计算技术, 根据文献[5]的分析, 假设压气机叶片数目为无限个, 因此在周向位置上流体在相对于叶片的坐标系上可以看作是轴对称流动. 由叶片引起的压升特性和流动转向可以用一组体积力来表示. 但是由于叶片的存在, 任意两个叶片通道内的流动情况是不同的, 因此叶片通道内的三维流场可以用带体积力的无数个叶片的流场来表示.

叶片通道内的控制方程为

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + \Omega \frac{\partial}{\partial \theta}\right) \mathbf{U} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial r} = \mathbf{J} + \mathbf{K} \quad (2)$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 \\ r\rho F_x \\ r\rho F_\theta \\ r\rho F_r \\ r\rho(F \cdot \mathbf{V} + a) \end{bmatrix}$$

式中 $\mathbf{U}$, $\mathbf{F}$, $\mathbf{H}$ 和 $\mathbf{J}$ 同式 (1), 其中

$$(F_x, F_\theta, F_r) = F(V(x, \theta, r), x, r) \quad (3)$$

q 是热源项, 式 (2) 中的 $\Omega \partial / \partial \theta$ 代表转子转动的影响, 体积力 F_x, F_θ, F_r 是当地流动条件的函数.

2.4 容腔和节流阀的控制方程

根据 Greitzer 提出的一维模型, 容腔内的流体可以看作是均衡的和等熵的. 容腔内的动态响应特性可以用下式来表示

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{\dot{V}_p}{\rho V_{\text{plenum}}} (m_c - m_t) \quad (4)$$

式中 m_c 为从压气机中流入容腔的流量速率, m_t 为流过节流阀的流量速率, V_{plenum} 为容腔的容积.

流体经过节流阀的压降由下式给出

$$\frac{p - p_{\text{ambient}}}{\rho^2} = K_t \phi^2 \quad (5)$$

2.5 数值计算方法和边界条件

对控制方程的求解采用空间离散的有限体积法和时间积分的龙格-库塔法, 非定常项采用时间推进技术进行处理. 有限体积法和龙格-库塔法均为标准求解方法, 具体可参考文献[6]. 进口和出口边界条件均是标准一维线性边界条件, 计算区域出口静压利用出口节流阀的控制方程每计算一步更新一次.

3 计算结果

以 NASA Lewis 研究中心设计的某三级压气机为研究对象, 计算总压畸变和总温畸变在压气机内的传递特性. 计算区域内, 轴向网格数 122, 周向网格数 61, 径向网格数 13 个, 如图 2 所示.

3.1 模型验证

将计算得到的压气机特性线 (图 3) 与实验得到的特性线 (图 4) 相比较可得, 在远离喘振边界处, 计算得到的特性线和试验得到特性线吻合较好, 在每条等换算转速线上, 最大流量和堵塞流量计算值与实验值相比较基本一致. 由于模型中没有考虑压气机端

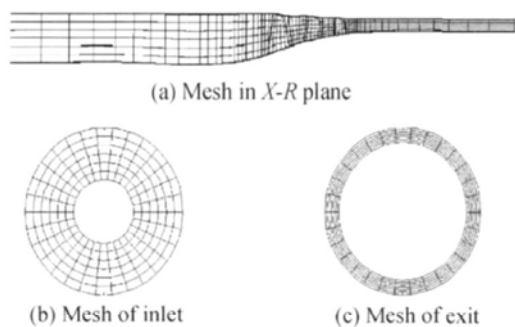


Fig. 2 Sketch of grid in computation domain

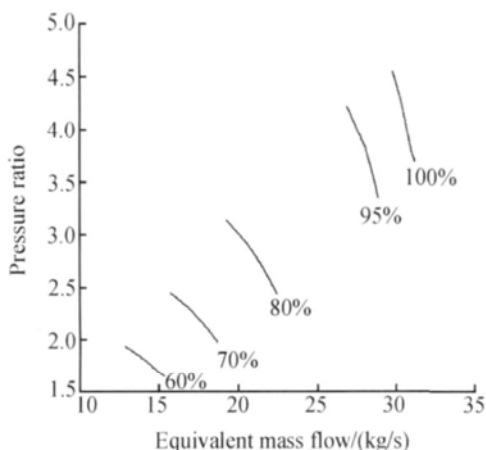
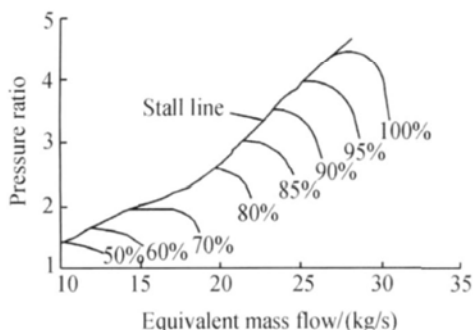


Fig. 3 Characteristic of compressor by computed

Fig. 4 Characteristic of compressor from literature^[4]

壁附近的流动, 相同流量下计算得到的增压比比实验值大些, 所以图 3 中的等换算转速线比图 4 中的等换算转速线要陡峭一些。通过以上分析可知, 本模型能够比较准确的计算进口畸变在该三级压气机中的传递特性。

3.2 总温畸变的传递特性

上世纪 90 年代对压气机进口总温畸变传递特性的研究主要是采用实验或平行压气机理论等一维或二维模型^[5]。本节采用所建立的三维模型计算周向总温畸变在某三级压气机中的传递特性。在模型进口加一个周向范围为 140° , 径向范围为全叶片高度, 高温区的总温比未畸变区高 20% 的总温畸变。

计算了畸变在设计转速时的传递特性, 有关气流参数计算结果的图线。以第 7 个环面 (叶片高度的中间环面) 上的参数为代表。图 5 示出了压气机远上游所加的总温畸变, 图 6~图 13 表示出了总温、静温、总压和流量系数在各截面的分布情况, 图 14 图 15 示出了畸变强度和畸变范围沿轴向上的分布情况。

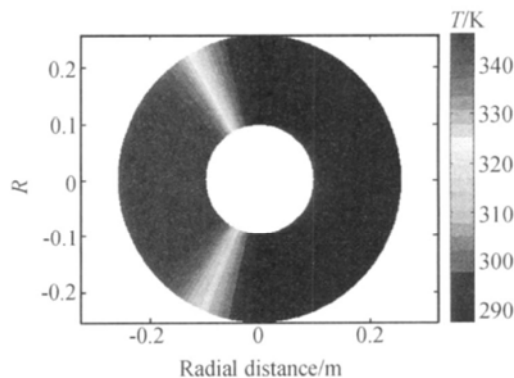


Fig. 5 Total temperature distortion at upstream

比较图 6 和图 7 可以看出, 总温畸变经过导向器后流量系数在周向上的分布差异变小, 环面平均流量系数增大, 说明导向器起到了整流的作用。气流经过一级转子之后, 流量系数的周向分布基本均匀, 并且在通过二、三级后更加均匀; 但从总压分布可以看出, 在一级转子出口处出现了局部低压区, 且低压区范围和高温区的范围大体相同, 在以后各级中也有相同的趋势, 如图 8、图 10 和图 12 这一方面说明总温畸变在一级转子内引起了总压畸变, 同时也说明了总压畸变和总温畸变具有相同的传递规律。

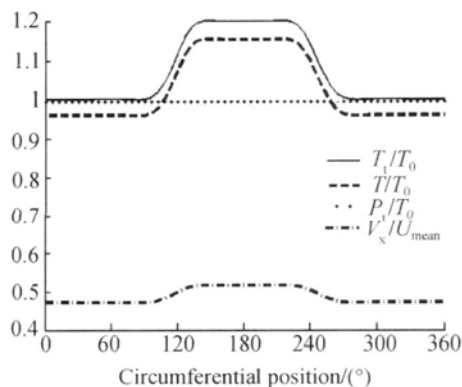


Fig. 6 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at upstream

畸变强度和畸变范围在轴向上的分布情况如图 14~图 15 所示, 其中: 34, 43 为导向器进口和出口截面; 47, 55 为一级转子进口和出口截面; 57, 65 为一级静子进口和出口截面; 67, 74 为二级转子进口和出口

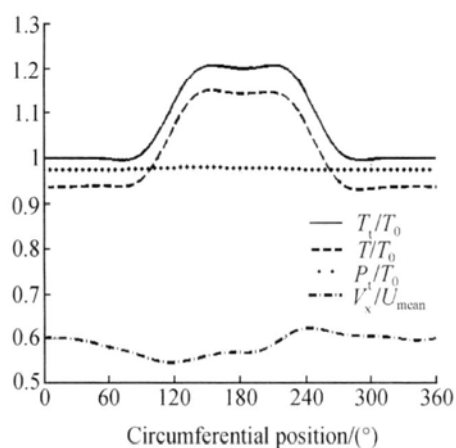


Fig. 7 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at first rotor exit

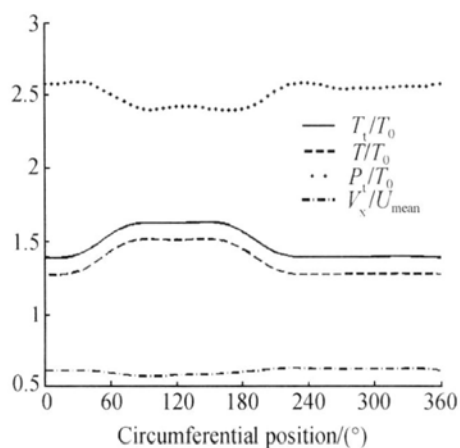


Fig. 10 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at second rotor exit

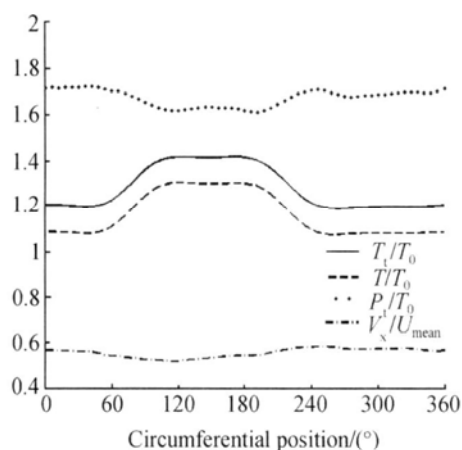


Fig. 8 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at first rotor exit

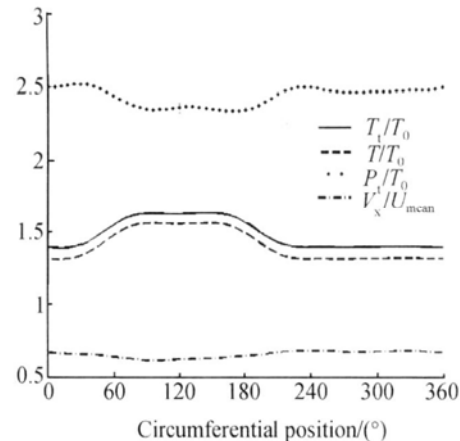


Fig. 11 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at second stator exit

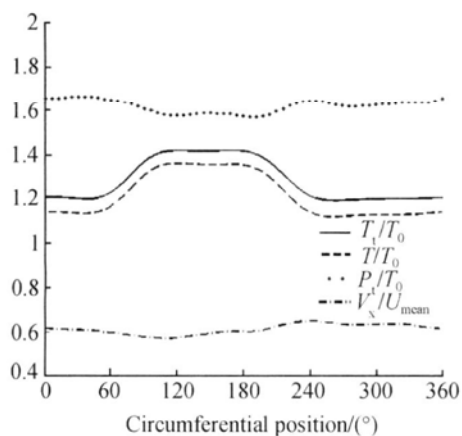


Fig. 9 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at first stator exit

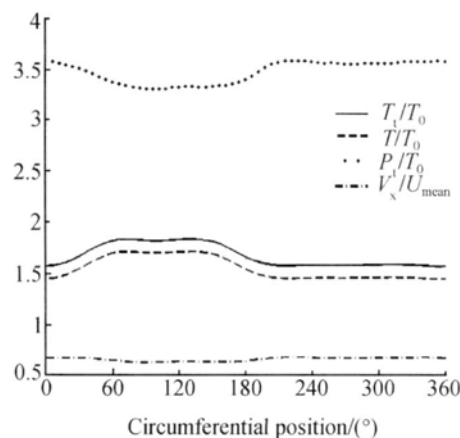


Fig. 12 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at third rotor exit

截面; 76 82为二级静子进口和出口截面; 83 88为三级转子进口和出口截面; 90 95为三级静子进口和出口截面。从图中可以看出, 在导流叶片内畸变强度基本没发生变化, 畸变范围基本没有变化; 在压气机第一级转子内畸变强度达到最大值 6.43%, 到出口处

畸变强度降为 6%, 其中畸变强度变化量为 10%, 畸变强度衰减了 7%, 畸变范围约增大 15°, 达到 155°; 经过第一级静子叶片后畸变强度和畸变范围基本上没有发生变化, 仍为 6% 和 155°。经过第二级转子, 畸变强度得到进一步降低, 畸变强度变化很明显, 其

中畸变强度衰减了 15%, 畸变范围约减少 5°; 经过第三级转子后, 畸变强度进一步降低, 约衰减了 4.4%, 畸变范围约减少 5°, 但在第三级转子内局部畸变强度有所增大, 约增大 7%, 说明此处仍有失速团存在。畸变经过第二级和第三级静子叶片时, 畸变强度变化很小, 畸变范围基本不变。图 15 示出了低压区在各截面上的位置, 从图中可以看出总温畸变经过压气机后低压区范围发生偏移, 进口与出口相比起始角约移动了 80°, 终止角约移动了 75°。

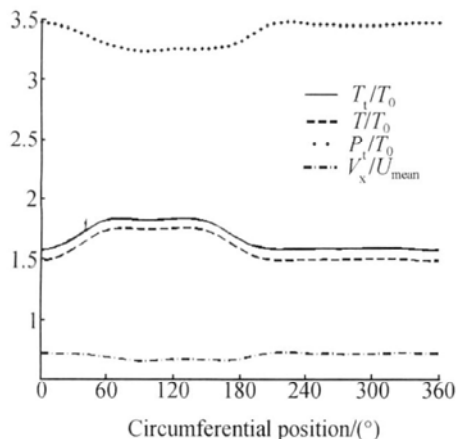


Fig. 13 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at third stator exit

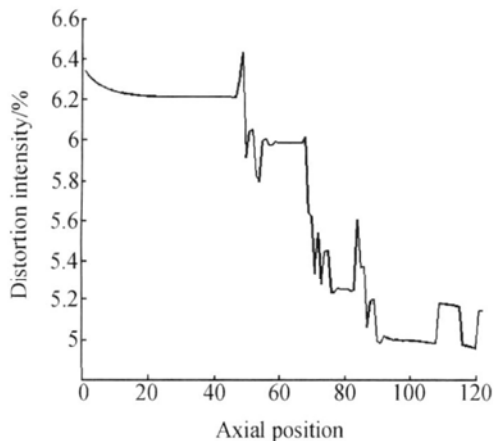


Fig. 14 Distribution of distortion intensity in axial

4 结 论

通过以上分析, 对于进口存在周向总温畸变, 可以得到如下结论:

(1) 在该三级压气机内, 总温畸变会引起总压畸变, 并且该总压畸变在传递过程中不会消失。

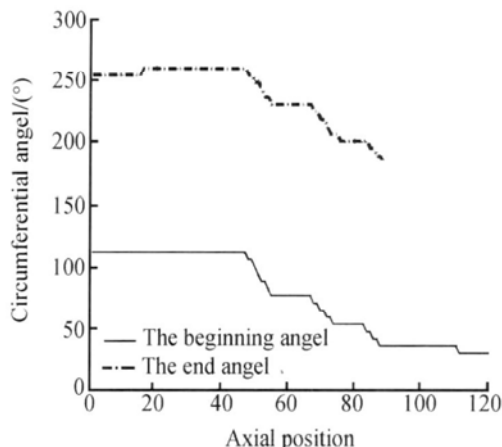


Fig. 15 Distribution of low pressure position in axial

(2) 总温畸变经过该三级压气机, 高温区会逐级衰减, 但衰减的程度偏小, 与模型进口相比, 压气机出口畸变强度衰减了 19%, 高温区在周向上的位置偏移了约 80°。

(3) 压气机进口总温畸变的传递特性主要由转子决定, 各级静子内参数基本没有变化。

(4) 进口总温畸变在转子内畸变强度的局部增大, 说明在该三级压气机中第一级转子失速的可能性最大。

参考文献:

- [1] 刘大响, 叶培梁, 胡 骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [2] 唐狄毅. 叶轮机非定常流 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1990
- [3] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion [R]. ASME 77-GT-2 1977.
- [4] Lonnig Reid, Royce D Moore. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26 respectively, and with design pressure ratio of 1.82 [R]. NASA Technical, 1978, 1338
- [5] Gong Y F. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multistage compressors [D]. Massachusetts Institute of Technology, 1999
- [6] 王福军. 计算流体动力学分析 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004

(编辑: 郭振伶)