

# 某多级压气机畸变传递过程中相关参数影响研究

张百灵<sup>1</sup>, 刘超<sup>1</sup>, 李军<sup>1</sup>, 王乐明<sup>2</sup>, 盘应曦<sup>3</sup>

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 94891 部队, 江苏 苏州 215154; 3. 61902 部队, 四川 宜宾 644000)

**摘 要:**进口畸变是诱发航空压气机内部流动失稳的关键因素,极大地限制了压气机的性能及稳定运行范围。在畸变条件下采用数值模拟及模型分析相结合的方法,建立了一个模型,以某型三级压气机为研究对象,研究畸变传递过程中相关参数影响,计算了畸变强度和畸变范围沿压气机轴向的分布情况。结果表明在进口总压畸变相同的条件下,转速越小,压气机出口畸变强度越小,出口总压分布相对较均匀,出口畸变范围也越小;总压总温畸变,进口畸变范围越大,压气机出口畸变强度越大。不论是总压畸变还是总温畸变,对于该三级压气机,径向畸变的衰减程度比周向畸变衰减程度大。

**关键词:**压气机;总压畸变;畸变传递;畸变范围;数值模拟

**DOI:**10.3969/j.issn.1009-3516.2010.01.001

**中图分类号:** V23      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1009-3516(2010)01-0001-04

压气机是高效能燃气涡轮发动机的关键部件之一<sup>[1]</sup>,其气动稳定性决定了燃气涡轮发动机的稳定性,其稳定裕度的损失取决于发动机进口总压分布偏离均匀流场的程度、低压区范围、每转低压区数目及转子转速大小等。压气机进口流场不均,表现为进气总压和总温畸变对发动机性能稳定性产生明显的不利影响。目前计算压气机进气畸变主要采用平行压气机模型、多扇区平行压气机模型、流线曲率法及各种激盘模型,但由于这些模型的一维或二维性,无法得到压缩系统内部的三维流动特性,限制了对畸变传递特性的研究<sup>[2-4]</sup>。本文针对进气道出口流场畸变在压气机内响应特性问题,提出一种计算模型,描述了畸变条件下各参数在压气机内的分布情况,研究了畸变的传递特性。

## 1 计算模型

### 1.1 几何模型的选择

本文以 NASA Lewis 研究中心为新一代高性能压气机设计的 5 级压气机为基础,选取其中的前 3 级为模型进行研究<sup>[5]</sup>,其设计流量为 26 kg/s,设计增压比为 5.5,转速为 16 000 r/min,叶尖速度为 400 m/s。

### 1.2 基本假设

①假设压气机叶片数目为无限个,那么在周向位置上流体相对于叶片的坐标系上的流动可以看作是轴对称的<sup>[6]</sup>;②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,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;③压缩系统容腔内的流体可以看作是均衡和等熵的。

### 1.3 控制方程的建立

压气机进口管道和出口管道流体三维非稳态欧拉控制方程见式(1),压气机叶片通道中的流体控制方程见式(2)、式(3)<sup>[5]</sup>。

\* 收稿日期:2009-06-10

基金项目:“APTD”计划资助项目(APTD-1504-06-07)

作者简介:张百灵(1966-),男,陕西乾县人,副教授,博士生,主要从事航空发动机稳定性及气动热力研究。

Email:lc082858@126.com

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial \theta} + \frac{\partial H}{\partial r} = J \quad (1) \quad \left( \frac{\partial}{\partial t} + \Omega \left( \frac{\partial}{\partial \theta} \right) \right) U + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial H}{\partial r} = J + K \quad (2) \quad (F_x, F_\theta, F_r) = F(V(x, \theta, r), x, r) \quad (3)$$

式中:  $\Omega \left( \frac{\partial}{\partial \theta} \right)$  为转子转动的影响; 体积力  $F, F_x, F_\theta, F_r$  是通道内流动条件的函数。其它参数意义见文献[7]。

#### 1.4 计算方法及网格划分

对控制方程的求解采用龙格—库塔法, 非定常项采用时间推进技术进行处理<sup>[8-9]</sup>。进口和出口边界条件均是标准一维线性边界条件, 计算区域内, 将模型在轴向上划分 122 个网格, 周向上划分 61 个网格, 径向上划分 13 个网格。计算区域出口静压利用出口控制方程每计算一步更新一次<sup>[7]</sup>。

#### 1.5 模型验证

通过比较计算(图2)和试验(图3)得到的压气机特性线, 可知在远离喘振边界处两者吻合较好, 在每条等换算转速线上, 计算得到的最大流量和堵塞流量与实验值基本一致。由于模型没有考虑压气机端壁附近的流动, 相同流量下计算得到的增压比比实验值大一些, 所以图1中的等换算转速线比图2中要陡峭一些。模型中的体积力是用2个系数来确定, 这2个系数由压气机级特性决定, 在设计点附近, 计算值和试验值吻合较好。分析可知, 本模型能较准确地计算进口畸变在该3级压气机中的传递特性。

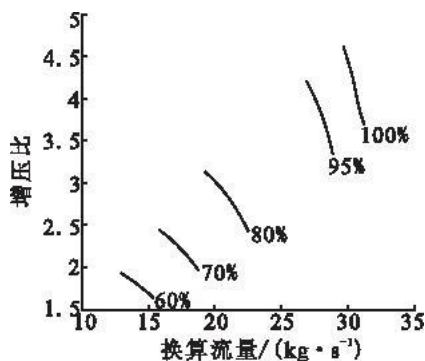


图1 计算结果

Fig.1 Computation result

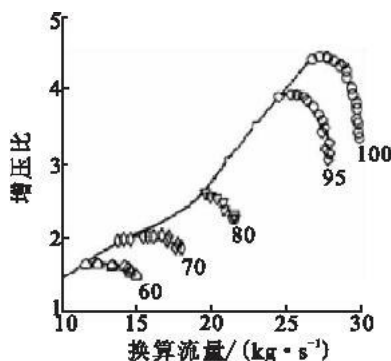


图2 实验结果

Fig.2 Experiment result

## 2 数值模拟结果及分析

### 2.1 转速对压气机总压畸变传递的影响

对于不同的压气机, 转速对进口总压畸变传递特性的影响是不同的<sup>[1]</sup>。

在模型进口加一个总压畸变, 低压区周向范围为  $130^\circ$ , 径向范围为全叶片高度, 低压区的总压比未畸变区低 10%, 计算设计转速、80% 转速和 70% 转速 3 种情况下畸变的传递特性, 以其中一个环面上的参数为代表, 计算畸变强度和畸变位置的轴向分布规律, 结果见图 3-4。从图可得, 转速越低, 压气机对气流的加工量越小, 对高压和低压部分做功越小, 变化幅度减小, 所以压气机出口畸变强度越小, 出口总压分布越均匀, 畸变范围也越小; 在轴向位置 50 左右是压气机第 1 级转子处, 这是工作条件最恶劣的地方, 畸变强度都比较大, 第 2、3 级转子内径向畸变强度较小, 所以在此处畸变强度有一突变(后面几图情况相同)。设计转速和 80% 转速下畸变强度沿轴向的分布规律基本相同, 70% 转速时畸变强度明显较小。

### 2.2 进口畸变范围对压气机畸变传递影响

在模型进口分别加  $30^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $90^\circ$  和  $120^\circ$  的总压畸变和总温畸变, 畸变压域的总压比未畸变区低 20%, 总温比未畸变区高 20%。以平均半径处的环线为代表, 表示出总压畸变强度和总温畸变强度沿轴向的分布规律, 结果见图 5-6。从图中可以看出, 对于总压畸变, 进口畸变范围越大, 导致转子叶栅沿周向的加功量分布不均匀度增大, 压气机出口畸变强度越大; 总温畸变情况相同, 当畸变范围大于  $90^\circ$  时, 其畸变强度基本相等, 说明进口总温畸变的范围有一临界值, 超过这个值后压气机出口的畸变强度基本相等。

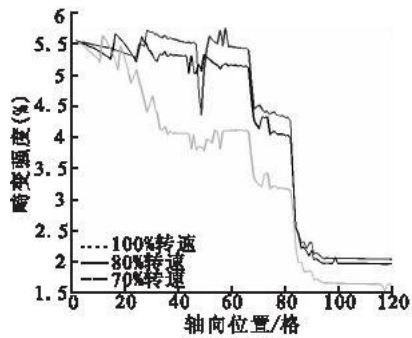


图 3 畸变强度在各截面上分布  
Fig. 3 Distribution of distortion intensity on cross - section

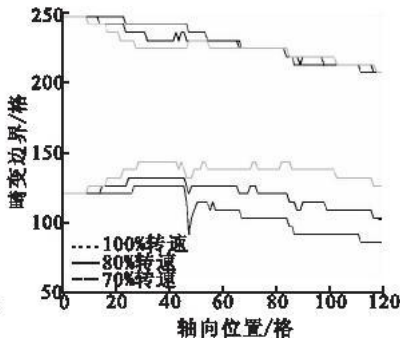


图 4 低压区位置在各截面上分布  
Fig. 4 Distribution of low pressure domain compressor by experiment on cross - section

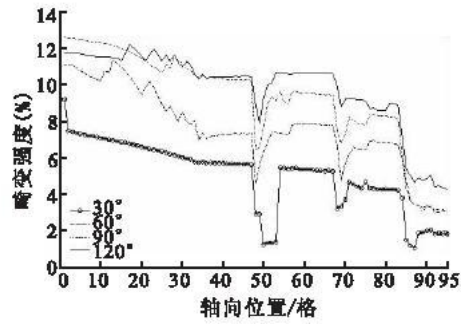


图 5 总压畸变范围在各截面上分布  
Fig. 5 Distribution of total pressure distortion on cross - section

### 2.3 周向和径向畸变条件下压气机畸变传递特性

由于压气机叶片通道内存在较大的压力和温度梯度<sup>[3]</sup>, 径向参数不均匀且易于掺混, 从而导致进口径向畸变易于衰减。为了比较周向畸变和径向畸变对压气机畸变传递过程的影响, 在模型进口分别加 60° 的周向畸变和 60° 的径向畸变, 径向范围为半叶片高度, 分别计算 2 种畸变条件下总压和总温的传递过程。图 7 表示模型进口存在周向和径向总压畸变时畸变强度沿轴向各截面的分布情况, 其中进口低压区总压比未畸变区低 20%, 可以看出, 对于总压畸变, 径向畸变比周向畸变衰减程度大。表示周向总温畸变和径向总温畸变沿轴向各截面的分布情况, 其中模型进口高温区的总温比未畸变区总温高 20%, 可以看出, 径向总温畸变比周向总温畸变衰减程度大。

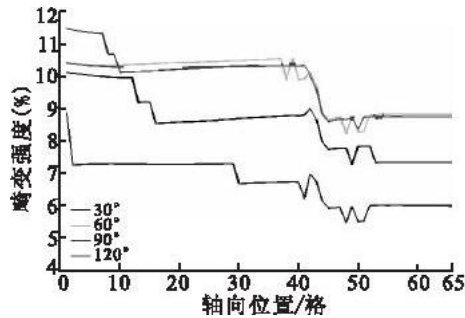


图 6 总温畸变范围在各截面上分布  
Fig. 6 Distribution of total temperature distortion on cross - section

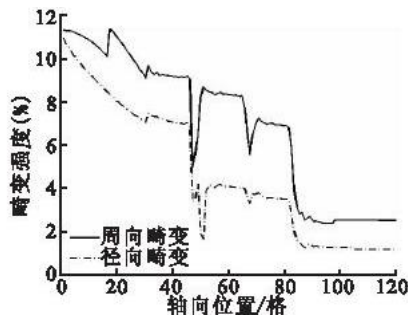


图 7 周向和径向总压畸变在各截面分布  
Fig. 7 Distribution of circumference or radial total pressure distortion on cross - section

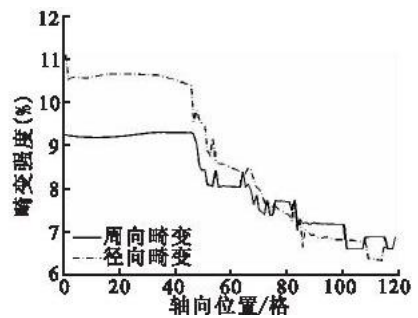


图 8 周向和径向总温畸变在各截面分布  
Fig. 8 Distribution of circumference or radial total temperature distortion on cross - section

## 3 结论

- 1) 在进口总压畸变相同的条件下, 转速越低, 压气机出口畸变强度越小, 出口总压分布相对较均匀, 出口畸变范围也越小;
- 2) 对于总压总温畸变, 进口畸变范围越大, 压气机出口畸变强度越大, 但畸变范围有一临界值, 超过这个临界值之后畸变强度基本相等。
- 3) 对于该 3 级压气机, 总压畸变和总温畸变的径向畸变比周向畸变衰减程度大。

### 参考文献:

[1] 刘大响, 叶培梁. 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.  
LIU Daxing, YE Peiliang. Stability Design and Assessment Technology of Aero - gas Turbine Engine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)

[2] 江勇, 张百灵, 孔卫东. 航空发动机插板式进气压力畸变紊流度分布[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2008, 9(1): 1 - 4.  
JIANG Yong, ZHANG Bailing, KONG Weidong. Statistical Analysis of the Aero - engine Inlet Air Flow Pressure Distortion Turbulence Degree Distribution Using An Insert - board [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition,

2008,9(1):1-4. (in Chinese)

- [3] 张百灵,李军,王乐明,等. 利用欧拉方程计算进气畸变在压气机内传递特性的方法研究[J]. 机械科学与技术,2008,27(5):677-680.  
ZHANG Bailing, LI Jun, WANG Leming, et al. A New Method to Transfer Characteristics of the Compressor with Inlet Distortion by Using the Euler Equations[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008,27(5):677-680. (in Chinese)
- [4] 张百灵,李军,江勇,等. 某单级压气机对组合畸变响应特性的数值模拟[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2009,10(2):1-4.  
ZHANG Bailing, LI Jun, JIANG Yong, et al. Simulation on the Response of A Single-stage Compressor to the Inlet Combined Distortion of Pressure and Temperature[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2009,10(2):1-4. (in Chinese)
- [5] Mazzawy R S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion[R]. ASME 77-GT-2,1977.
- [6] Lonnic 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 1338,1978.
- [7] Gong Y F. A Computational Model for Rotating Stall and Inlet Distortions in Multistage Compressors[D]. MA:Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [8] Anderson J D Jr. Computational Fluid Dynamics[M]. 北京:清华大学出版社,2002.  
Anderson J D Jr. Computational Fluid Dynamics[M]. Beijing:Tsinghua University Press,2002. (in Chinese)
- [9] Kincaid D, Cheney W. 数值分析[M]. 北京:机械工业出版社,2005.  
Kincaid D, Cheney W. Numerical Analysis[M]. Beijing:China Machine Press,2005. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

## Research on the Transfer Characteristic of Multi-stage Compressors to the Distortion of the Relative Parameters

ZHANG Bai-ling<sup>1</sup>, LIU Chao<sup>1</sup>, LI Jun<sup>1</sup>, WANG Le-ming<sup>2</sup>, PAN Ying-xi<sup>3</sup>

(1. Engineering Institute, Air Force Engineer University, Xi'an 710038, China; 2. Unit 94891, Suzhou 215154, Jiangsu, China; 3. Unit 61902, Yibin 644000, Sichuan, China)

**Abstract:** The inlet distortion is a key factor of causing inner flowing unsteady of engine compressor and it greatly limits the capability and the steady range of compressor. The method of uniting numerical simulation with model analysis is adopted in the condition of distortion and a model is established which is used to calculate the transfer characteristic of the inlet distortion in the compressor. The influence of relative parameter of distortion transfer process is studied according to a third class compressor, and the axial distributing instance of the intensity and the range of distortion is calculated. The simulation result shows that the smaller the rotating speed, the weaker the export intensity of distortion of compressor; the export total pressure is distributed uniformly, and the export range of distortion is smaller under the same condition of distortion pattern. For the total pressure and total temperature distortion, the bigger the inlet range of distortion, the stronger the export intensity of distortion of compressor is. Without reference to total pressure or total temperature distortion, the radial attenuation of distortion is stronger than the circumferential attenuation of distortion for the third class compressor.

**Key words:** compressor; total pressure distortion; distortion transfer; distortion range; numerical simulation