

# 某单级压气机对组合畸变响应特性的数值模拟

张百灵<sup>1</sup>, 李军<sup>2</sup>, 江勇<sup>2</sup>, 孔卫东<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072; 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:** 发动机压缩系统的气动稳定性主要取决于飞行时发动机抗畸变的能力。畸变主要来自发动机进口的总压、总温及其组合畸变。它们在数量关系上不确定, 在地面又很难模拟实现。采用数值计算方法, 从理论上定量地研究组合畸变在压气机中的响应特性, 通过建立某单级压气机三维模型, 并采用无限叶片假设和用体积力模化叶栅特性的方法进行简化求解三维非定常欧拉方程, 研究了总压与总温的组合畸变在某单级压气机中的传递过程。计算结果表明: 组合畸变经过转子时总压畸变强度和总温畸变强度明显大于单独作用时的畸变强度, 分别增大了13%和13.5%, 但畸变范围基本没有变化。

**关键词:** 压气机; 总压畸变; 总温畸变; 组合畸变; 畸变强度

**中图分类号:** V3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1009-3516(2009)02-0001-04

飞机机动飞行时, 在发动机进口将产生总压畸变; 飞机空中格斗、发射导弹时会吸入导弹或对方发动机排出的废气而产生总温畸变。无论是总压畸变还是总温畸变都会引起压缩系统的气动不稳定, 使压气机进入失速状态<sup>[1-3]</sup>。事实上, 发生总温畸变时通常都伴随着总压畸变的产生, 如舰载机起飞时吸入的高温蒸汽就属于组合畸变。为了方便、有效地模拟畸变并研究其传递特性, 20世纪末期主要采用平行压气机理论模型<sup>[4-5]</sup>, 但这种方法有一定的局限性, 且误差较大。本文以 NASA Lewis 研究中心设计的单级压气机为研究对象, 通过建立三维模型对组合畸变在压气机内部的传递特性进行了初步研究。

## 1 数值方法

### 1.1 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。

### 1.2 控制方程

压缩系统主要包括进口、出口、压气机、容腔和节流阀等几部分<sup>[7]</sup>。叶片通道内的控制方程见式(1), 流体在进口管道和出口管道的控制方程见式(2), 容腔内的动态响应方程见式(3)。

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + \Omega \frac{\partial}{\partial \theta}\right)U + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial H}{\partial r} = J + K \quad (1) \quad \left(\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x}\right) + \frac{\partial G}{\partial \theta} + \frac{\partial H}{\partial r} = J \quad (2) \quad \frac{dP}{dt} = \frac{\gamma P}{\rho V_{pl}}(m_c - m_i) \quad (3)$$

式中:  $\Omega \partial / \partial \theta$  为转子转速的影响;  $m_c$  为容腔的流速;  $m_i$  为节流阀的流速;  $V_{pl}$  为容腔的容积。

### 1.3 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对时间积分的龙格-库塔法, 采用时间推进技术处理

\* 收稿日期: 2008-05-12

作者简介: 张百灵(1966-), 男, 陕西乾县人, 副教授, 博士生, 主要从事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研究. E-mail: zhangbailing2468@126.com.

李军(1962-), 男, 河南郑州人, 教授, 博士(后), 主要从事航空推进系统研究;

江勇(1956-), 男, 河北临西人, 教授, 博士, 主要从事航空动力系统气动稳定性及其测控方法研究.

非定常项<sup>[8-9]</sup>。进口和出口边界条件均为标准一维线性边界条件,计算区域内,轴向网格数 111 个,周向网格数 61 个,径向网格数 13 个,利用出口-节流阀的控制方程计算区域出口静压每计算一步更新一次<sup>[10]</sup>。

## 2 计算结果对比

### 2.1 模型验证

将计算(图 1)与实验(图 2)得到的压气机特性线相比较可得,在远离喘振边界处,计算和实验吻合较好,在每条等换算转速线上,最大流量和堵塞流量的计算值与实验值基本一致。由于模型未考虑压气机端壁附近流动,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 中的等换算转速线要陡峭一些。通过以上分析可知,本模型能较准确地计算进口畸变在该单级压气机中的传递特性。

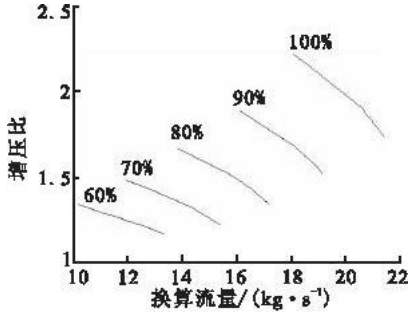


图 1 计算得到的压气机特性

Fig. 1 The characteristic of compressor by computation

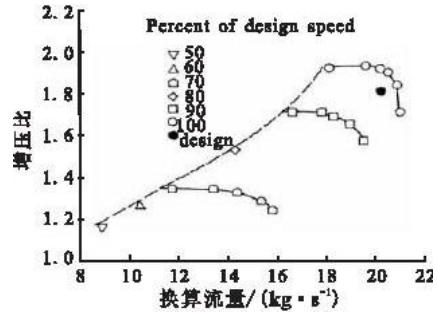


图 2 实验得到的压气机特性

Fig. 2 The characteristic of compressor by experiment

### 2.2 总压畸变的传递特性

为了计算总压畸变在某单级压气机中的传递特性,设计转速下,在模型进口加一个 60°周向全叶高的总压畸变区,其中低压区的总压比未畸变区域低 20%。图 3、图 4、图 5 即为在上述条件下,压气机上游、转子进口、转子出口和静子出口的总压、总压畸变强度和低压区的分布图。可以看出,总压畸变经过转子后畸变区域有所扩展,畸变角由进口的 60°扩展为出口的 70°。局部区域畸变强度变大,比转子进口约增加了 14%。

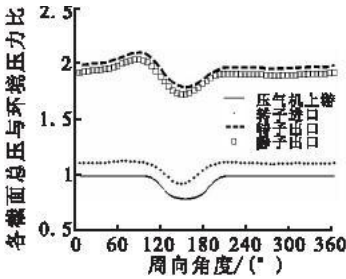


图 3 总压在各截面的分布

Fig. 3 Distribution of total pressure on cross-sections

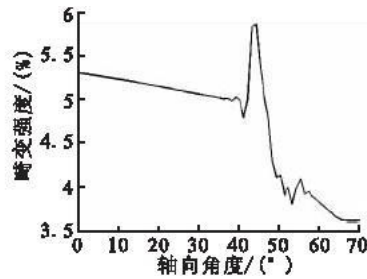


图 4 总压畸变强度在各截面的分布

Fig. 4 Distribution of total pressure distortion on cross-sections

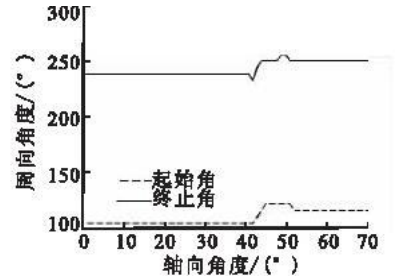


图 5 低压区在各截面的分布

Fig. 5 Distribution of low pressure domain on cross-sections

### 2.3 总温畸变的传递特性

为了计算总温畸变在某单级压气机中的传递特性,设计转速下,在模型进口加一个周向范围 60°、畸变强度为 20%的高温区。图 6、图 7、图 8 给出了在该条件下总温、总温畸变强度和高温区在各截面的分布情况。可以看出,在各截面上,高温区周向范围基本没有发生变化,局部畸变强度比转子进口约减少了 6%。

### 2.4 总压、总温组合畸变的传递特性

为了研究总温、总压组合畸变的传递特性,在某单级压气机模型进口的同一位置分别加一个 60°周向全叶高的总压畸变区和周向范围 60°的高温区,计算在设计转速下总温、总压组合畸变的传递特性,结果见图 9 - 图 14。对于该种形式的组合畸变,图 10、图 11 示出了总压畸变沿轴向的变化特性,图 13、图 14 示出了总温畸变沿轴向的变化特性,分别与总压畸变和总温畸变单独作用时的计算结果(图 4、图 5 和图 7、图 8)相比较,可以看出总压畸变的传递特性和进口存在单一畸变时的传递特性变化趋势基本一致,但畸变强度约增大了 13%;总温畸变的畸变强度发生了较大的变化,畸变强度约增大了 13.5%。由此可知,此种形式的组合畸变对总压畸变的传递特性影响不大,但对总温畸变的传递特性影响较大。

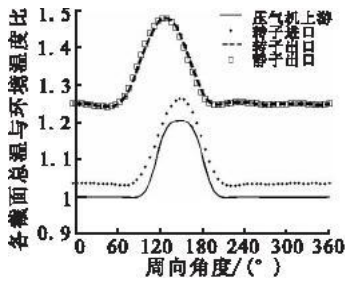


图6 总温在各截面的分布  
Fig. 6 Distribution of total temperature on cross-sections

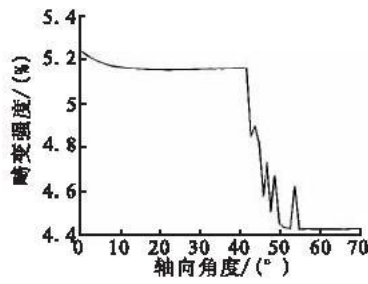


图7 总温畸变强度在各截面的分布  
Fig. 7 Distribution of total temperature distortion on cross-sections

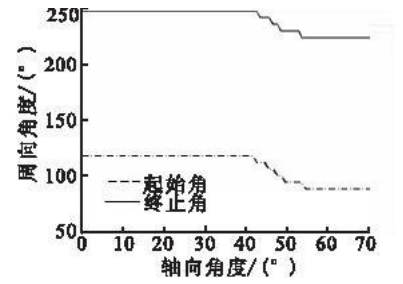


图8 高温区在各截面的分布  
Fig. 8 Distribution of high temperature domain on cross-sections

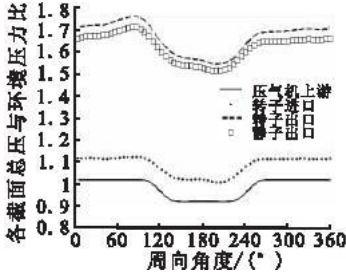


图9 总压在各截面的分布  
Fig. 9 Distribution of total pressure on cross-sections

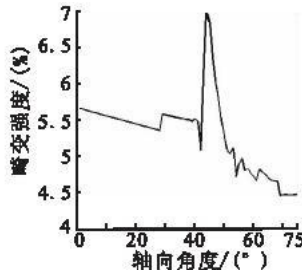


图10 总压畸变强度的变化  
Fig. 10 Variation of total pressure distortion on cross-sections

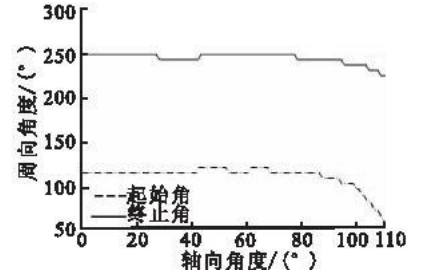


图11 各截面低压区的位置  
Fig. 11 Position of low pressure domain on cross-sections

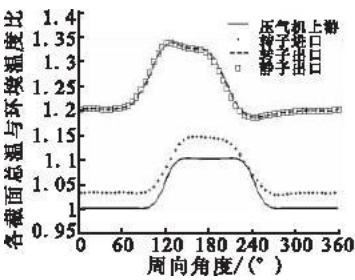


图12 总温在各截面的分布  
Fig. 12 Distribution of total temperature on cross-sections

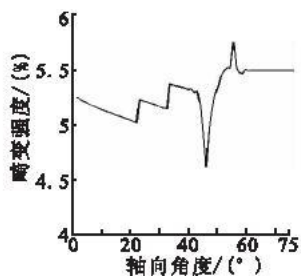


图13 总温畸变强度的变化  
Fig. 13 Variation of total temperature distortion on cross-sections

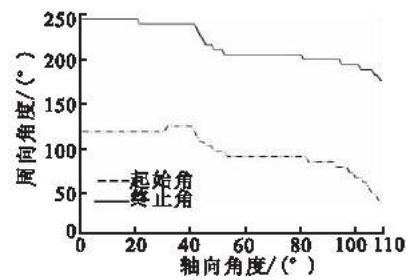


图14 各截面高温区的位置  
Fig. 14 Distribution of high temperature domain on cross-sections

### 3 结论

通过计算进口总压畸变、总温畸变和组合畸变在某单级压气机内的传递特性,可得出如下结论:

- 1) 总压畸变经过转子时畸变区域有所扩展,畸变角约扩大 10°;局部区域畸变强度变大,畸变强度约增加了 14%。
- 2) 总温畸变经过转子时高温区范围基本没有发生变化,局部畸变强度反而减少了 6%。
- 3) 组合畸变经过转子时总压在各截面的分布与相同条件下的单一总压畸变相比较,变化趋势基本一致,但转子内局部区域畸变强度(27%)明显增强,畸变强度约增加了 13%。
- 4) 组合畸变经过转子时总温畸变强度发生了较大变化,畸变强度约增加了 13.5%,因此转速是影响组合畸变传递特性的主要因素,其影响机理有待于进一步研究。

#### 参考文献:

[ 1 ] 刘大响. 进口流场畸变对发动机性能的影响及其研究方法[J]. 国外航空技术 - 发动机类,1981,(1):1-5.  
LIU Daxiang. The Engine Performance with Inlet Distortion and Its Research Methods[J]. Foreign Aviation Technology:Engine Species,1981,(1):1-5. (in Chinese)

- [ 2 ] 江 勇,张百灵. 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. Statistical Analysis of the Aero-engine Inlet Air Flow Pressure Distortion Turbulence Degree Distribution Using An Inserted-board[J]. Journal of Air Force Engineering University:Natural Science Edition, 2008,9(1):1-4. (in Chinese)
- [ 3 ] 江 勇,张发启. 基于实验的插板式进气畸变稳态压力场估计[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2007,8(2):1-3.  
JIANG Yong, ZHANG Faqi. The Inserted Board Air Inlet Flow Steady Pressure Distortion Field Estimate Based on Experiment[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007,8(2):1-3. (in Chinese)
- [ 4 ] Mazzawy R S. Multiple Segment Parallel Compressor Model for Circumferential Flow Distortion[R]. ASME 77-GT-2.
- [ 5 ] Lonnic Reid,Royce Moore D. 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 TP-1338.
- [ 6 ] Cumpsty N A. Compressor Aerodynamic[M]. England:Longman Science & Technical,2002.
- [ 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]. Beijing:Tsinghua University Press,2002.
- [ 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)
- [ 10 ] 张百灵,李 军. 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 . A New Method to Calculate the 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)

(编辑:姚树峰,徐敏)

## Simulation on the Response of A Single-stage Compressor to the Inlet Combined Distortion of Pressure and Temperature

ZHANG Bai-ling<sup>1</sup>, LI Jun<sup>2</sup>, JIANG Yong<sup>2</sup>, KONG Wei-dong<sup>2</sup>

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The survivability of engine compressor is determined by the ability of enduring distortion. The distortion mainly includes total pressure, total temperature and combination of the two. Their numerical relation is of uncertainty, and can hardly be simulated by experiment on ground, especially the combined distortion. The effects of these distortions on single-rotor engine and double-rotor engine are varying. To simulate digitally the propagating processes of inlet combined distortion of total pressure and total temperature in a single-stage compressor with high loading, the paper establishes a three-dimensional compressor model, then simplifies and solves the three-dimensional Euler equations by an assumption of infinite rotors and stators and modeling the blades characteristic just by the body forces. The simulation results show that when the combined distortion is passing through the rotor, the intensities of the total pressure distortion and the total temperature distortion are increased by 13% and 13.5% respectively, and obviously higher than those of them before combination. The results also suggest that the circumferential distortion coverage vary very slightly under the condition of both distortion patterns, i. e. inlet total pressure distortion, total temperature distortion, and their combination.

**Key words:** compressor; inlet total pressure distortion; inlet total temperature distortion; combined distortion; intensity of distortion