

文章编号: 1000-8055(2008)12-2302-06

总压畸变在三级轴流压气机中的传递性能研究

王乐明¹, 李 军¹, 张百灵¹, 刘迎春²

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

2. 中国人民解放军驻陕西飞机制造公司代表室, 汉中 723213)

摘 要: 介绍了一种计算进气畸变的方法. 通过求解非稳态三维欧拉方程, 计算压气机各截面气流参数分布. 以 74A 三级压气机为例, 进行了周向总压畸变传递特性计算, 得到了压气机进口存在总压畸变时总压、静压、总温和流量系数在各截面上的分布规律, 得出了畸变强度、畸变范围和畸变位置在轴向上的分布规律.

关 键 词: 压气机; 进气畸变; 畸变强度; 稳定性

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Study on transfer characteristics in 3-stage compressor with inlet pressure distortion

WANG Le ming¹, LI Jun¹, ZHANG Bai ling¹, LIU Ying chun²

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineer University, Xi'an 710038, China;

2. Military Representative Office Stationing in Shanxi Airplane Company, Hanzhong 723213, China)

Abstract: A method of calculating the axial-flow compressor flow field under distortion was presented. The stage distribution in different faces was computed by solving the unsteady 3-D Euler equations. The transfer characteristic for 74A compressor, for example, was computed under the inlet circumferential total pressure distortion, then the distribution of total pressure, static pressure, total temperature and flow coefficient in different faces were obtained. The distribution of the distortion intensity, distortion range and distortion position in axial direction was acquired.

Key words: compressor; inlet distortion; distortion intensity; stability

在推进系统的工作过程中, 压气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. 这种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, 如: 降低推进系统的性能、大大地减小发动机压缩系统的稳定工作裕度、引起压气机转子强迫振动和叶片的耦合振动、改变压气机的颤振边界、影响发动机的结构完整性. 畸变还会增加

涡轮的热负荷和热应力、缩小主燃烧室和加力燃烧室的点火边界和引起发动机空中停车^[1]. 在军用飞机推进系统的发展中, 解决好压气机进口流场均匀性的问题一直是一个严峻的技术关键, 一直是国内、外有关专家、学者和工程技术人员所关注的前沿课题. 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, 不能得到压气机内部的畸变特性. 因此, 利用近年

收稿日期: 2007-11-23; 修订日期: 2008-01-14

作者简介: 王乐明(1981-), 男, 山东潍坊人, 硕士生, 主要从事航空发动机特性及稳定性研究.

发展起来的计算流体力学知识建立研究进气畸变传递机理的三维模型, 对我们研究畸变在压气机内部的特性无疑具有重要的意义.

1 几何模型

参照文献[4], 本文建立了如下的几何模型, 如图 1, 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.

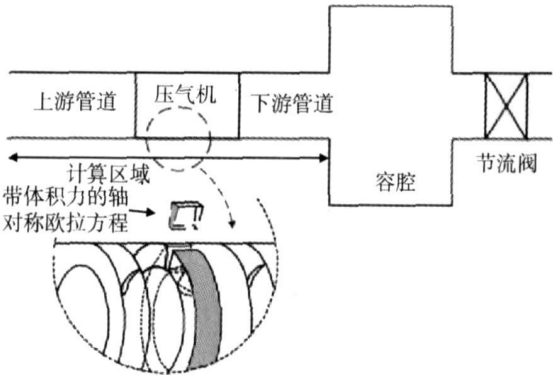


图 1 压缩系统几何模型

Fig. 1 Geometry model of compression system

2 模型的控制方程

2.1 压气机进口管道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:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial \theta} + \frac{\partial H}{\partial r} = J \tag{1}$$

其中

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

2.2 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[4]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

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

式中 U, F, H 和 J 同公式(1).

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

其中

$$(F_x, F_\theta, F_r) = F[V(x, \theta, r), x, r] \tag{3}$$

q 是热源项.

公式(2)中, $\Omega \frac{\partial}{\partial \theta}$ 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.

2.3 容腔和节流阀的控制方程

根据 Greitzer 提出的一维模型[Greitzer 1975], 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:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\gamma p}{\rho V_{plenum}}(m_c - m_t) \tag{4}$$

式中 m_c 代表的是从压气机中流入容腔的流量速率; m_t 代表的是流过节流阀的流量速率; V_{plenum} 代表的是容腔的容积.

2.4 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, 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, 在不做赘述, 具体可参考文献[5-6]. 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 算 例

以 NASA Lewis 研究中心设计的 74A 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, 轴网格数 122, 周向网格数 61, 径向网格数 13 个, 如图 2 所示.

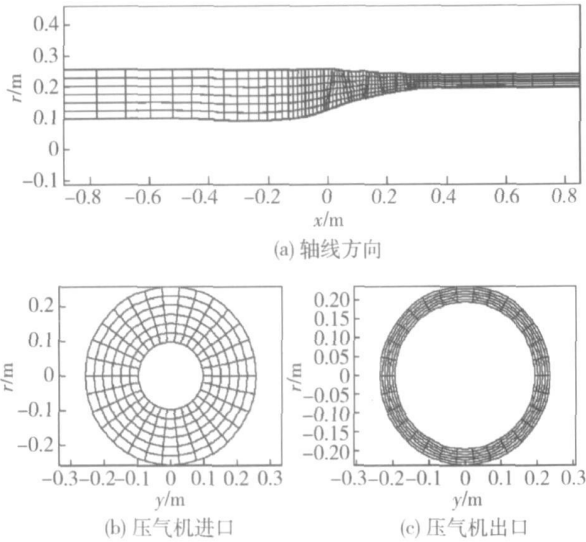


图 2 计算区域网格示意图
Fig. 2 Sketch of grid in computation domain

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壁附近的流动, 相同流量下计算得到的增压比实验值大些, 所以图 3 中的等换算转速线比图中的等换算转速线要陡峭一些. 通过以上分析可知, 本模型能比较准确的计算进口畸变在 74A 压气机中的传递特性.

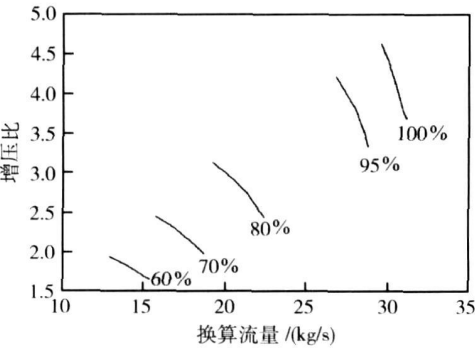


图 3 计算得到的 74A 压气机特性
Fig. 3 Characteristic of 74A compressor by computed

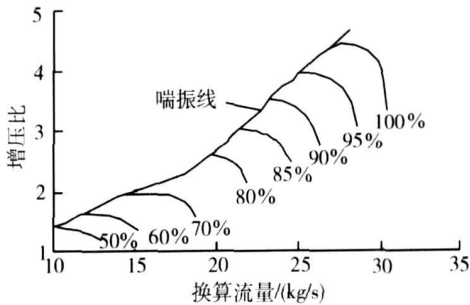


图 4 文献[7]中试验得到的 74A 压气机特性
Fig. 4 Characteristic of 74A compressor from literature[7]

3.2 总压畸变在压气机中的传递特性

为计算总压畸变在 74A 压气机中的传递特性, 设计转速下, 在模型进口加 130° 周向全叶高的总压畸变, 其中低压区的总压比未畸变区域总压低 10%, 如图 5 所示. 本节中有关气流参数计算结果的图线, 均以第 7 个环面上的参数为代表, 来描绘各参数在周向上的分布情况.

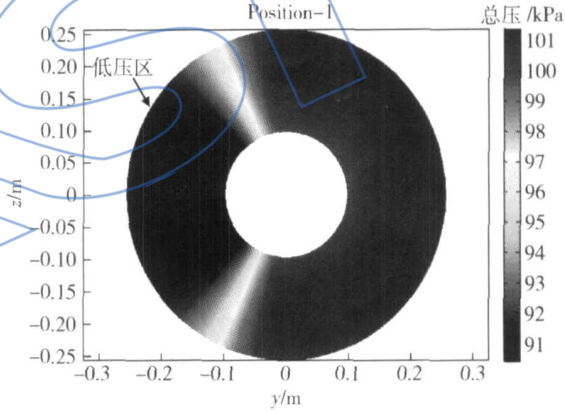


图 5 压气机远上游所加的总压畸变
Fig. 5 Total pressure distortion at upstream

图 6~ 图 12 表示出了总压、静压、总温和流量系数在各截面的周向分布情况. 从计算结果可以看出, 流量系数经过第一级转子后周向分布明显变平缓, 如图 7, 说明气流从第一级转子流出后气流角的不均匀度变小, 但从图中可以看出静压的不均匀度增加. 气流经过一级静子后, 流量系数变小, 总压和静压分布情况基本没有发生变化, 如图 8. 从图 9 和图 11 可以看出, 气流经过二、三级转子后总、静温的变化趋势与经过一级转子后的变化趋势相同. 气流经过二三级静子的变化趋势也与经过第一级静子的变化趋势相同, 如图 10 和图 12.

畸变强度和畸变范围在轴向上的分布情况如图 13~ 图 15(x 为压气机截面位置, L 为单位

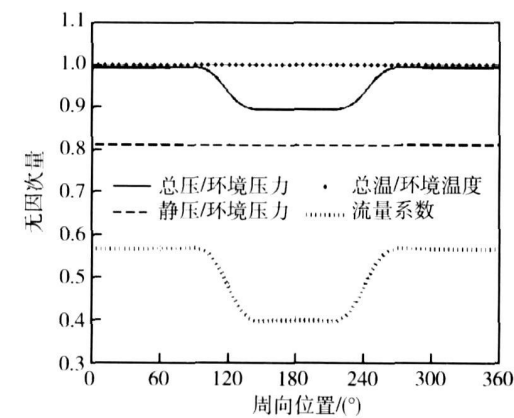


图 6 总压、静压、总温和流量系数在远上游的周向分布

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

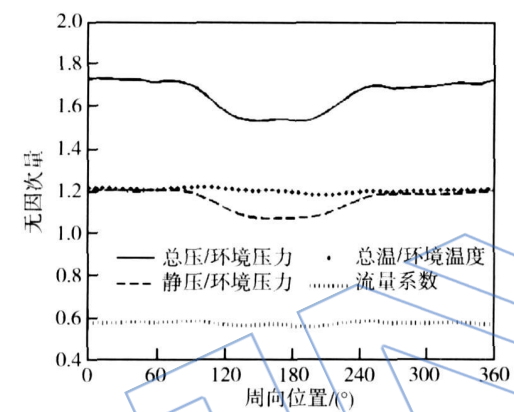


图 7 总压、静压、总温和流量系数在一级转子出口的周向分布

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

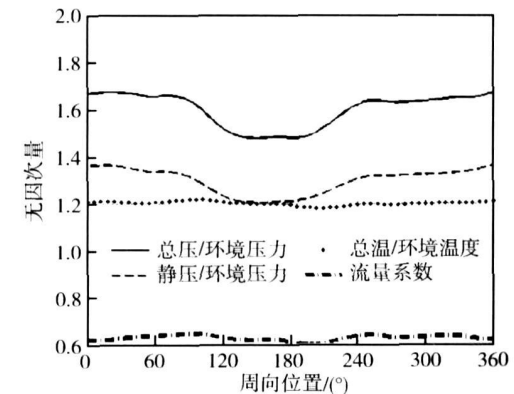


图 8 总压、静压、总温和流量系数在一级静子出口的周向分布

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

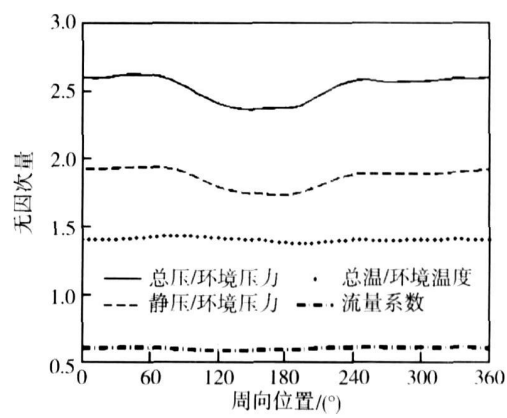


图 9 总压、静压、总温和流量系数在二级转子出口的周向分布

Fig. 9 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at second rotor exit

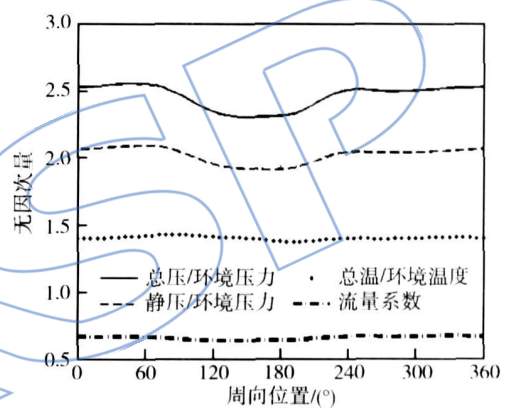


图 10 总压、静压、总温和流量系数在二级静子出口的周向分布

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

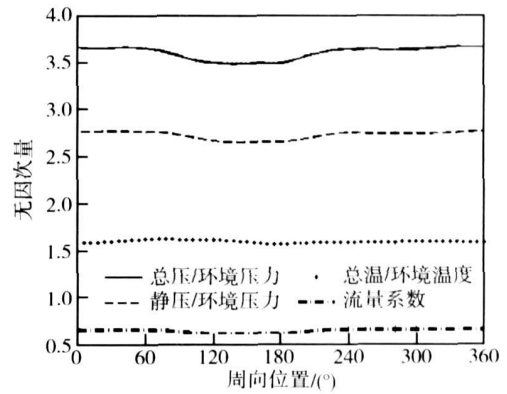


图 11 总压、静压、总温和流量系数在三级转子出口的周向分布

Fig. 11 Circumferential distribution of total pressure, total temperature and flow coefficient at third rotor exit

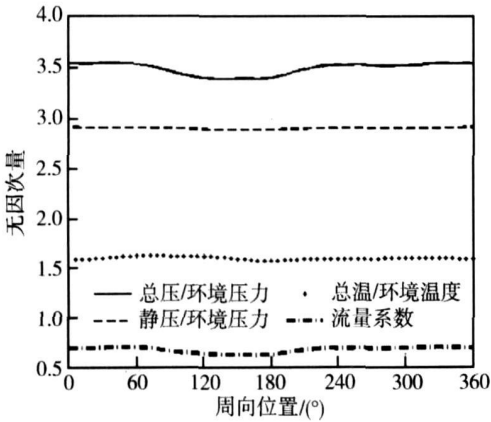


图 12 总压、静压、总温和流量系数在三级静子出口的周向分布

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

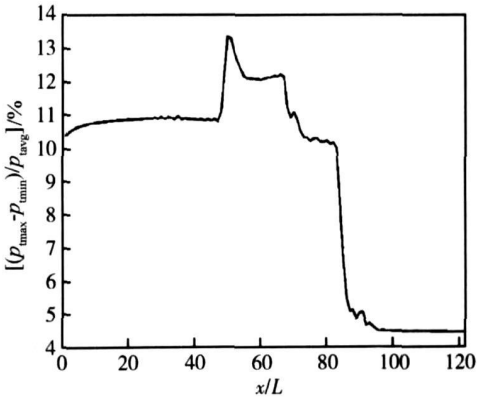


图 14 畸变强度在轴向上的分布情况

Fig. 14 Distribution of distortion intensity in axial

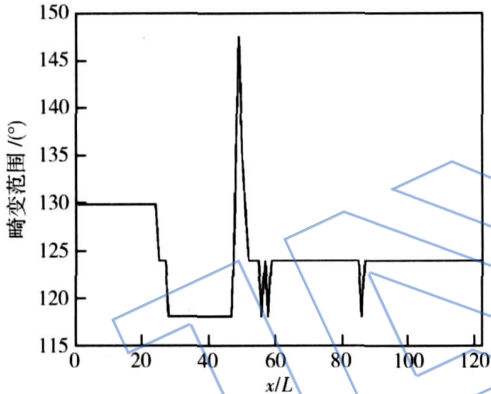


图 13 畸变范围在轴向上的分布情况

Fig. 13 Distribution of distortion range in axial

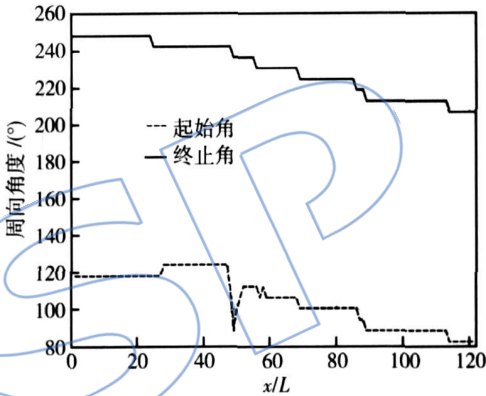


图 15 低压区各截面在轴向上的分布情况

Fig. 15 Distribution of low pressure position in axial

网格的宽度, 其中 34, 43 为导向器进口和出口; 47, 55 为一级转子进口和出口; 57, 65 为一级静子进口和出口; 67, 74 为二级转子进口和出口; 76, 82 为二级静子进口和出口; 83, 88 为三级转子进口和出口; 90, 95 为三级静子进口和出口). 从图中可以看出, 在导流叶片内畸变强度基本没发生变化, 但畸变范围会减小. 在压气机第一级转子内畸变强度达到最大值 6.4%, 畸变范围也达到最大值, 为 147°, 到出口处畸变强度降为 5%. 经过第一级静子叶片后畸变强度基本上没有发生变化, 仍为 5% 左右, 但畸变范围在一级静子内某些截面处会减小. 经过第二级和第三级转子, 畸变强度会进一步降低. 压气机转子叶片内, 畸变强度变化很明显, 其中气流经过压气机第一级时, 畸变强度和范围最大, 说明此处工作条件最恶劣, 经过第三级, 畸变强度减小最多, 但畸变范围变化不大.

畸变经过第二级和第三级静子叶片, 畸变强度变化很小, 畸变范围会有所降低. 图 15 示出了低压区在各截面上的位置, 从图中可以看出总压畸变经过 74A 压气机后低压区范围发生偏移, 进口与出口相比较大约移动了 35.4°.

4 结 论

根据以上分析, 可以得到如下的结论:

- 1) 畸变经过静子叶片后, 其范围会减小, 经过转子叶片后, 畸变强度会衰减;
 - 2) 此种强度和范围的畸变经过 74A 三级压气机后畸变的强度由 5.6% 减小为 2%, 周向畸变角减小了大约 6°;
 - 3) 低压区的个数经过 74A 三级压气机没有发生变化;
 - 4) 总压畸变对总温在各截面上的周向分布影响较小.
- 致谢: 感谢麻省理工学院的龚一方博士在课题研究过程中的大力帮助.

参考文献:

[1] 刘大响编. 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, 1981, (1): 28-53.
LIU Daxiang. The engine performance with inlet distortion and its research methods[J]. Foreign Aviation Technology Engine Species, 1981, (1): 28-53. (in Chinese)

[2] 唐狄毅. 叶轮机非定常流[M]. 北京: 国防工业出版社, 1990: 311-314.
TANG Diyi. Unsteady flow in turbomachine[M]. Beijing: China Defence Industry Press, 1990: 311-314. (in Chinese)

[3] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[R]. ASME Paper 77-GT-2, 1977.

[4] Gong Y F. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multistage compressors[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1999.

[5] Anderson J D Jr. Computational fluid dynamics[M]. New York: McGraw-Hill Companies, Inc., 2002.

[6] 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)

[7] Steinke R J. Design of 9.27-pressure ratio five stage core compressor and overall performance for first three stages [R]. NASA Technical Paper 2597, 1986.