

跨音多级轴流压气机对突变型 扰动的动态响应*

吴 虎 廉小纯 崔建勇

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 基于多级轴流压气机的逐级特性, 详细研究了跨音多级轴流压气机对突变型温度扰动、突变型压力-温度联合扰动的动态响应和气动稳定性。同时还给出了动态扰动下多级轴流压气机失稳识别的新的预估方法。

主题词: 轴流式压气机, 气动稳定性, 扰动, 动态响应

分类号: V235.113

DYNAMIC RESPONSE OF TRANSONIC AXIAL FLOW COMPRESSION SYSTEMS TO ABRUPT INLET DISTURBANCES

Wu Hu Lian Xiaochun Cui Jianyong

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: An application of dynamic compression system model to the transonic axial flow compressors is presented. The dynamic response of two transonic axial flow compressors to abrupt changes of inlet temperature or pressure-temperature combination has been calculated based on stage-by-stage compressor characteristics. A new method of recognition of predicting aerodynamic stability is established by using dynamic airflow variations. The calculated results are in good agreement with available experimental data. It has been found that the effects of abrupt inlet pressure on compressor stability should be taken into account.

Subject terms: Axial flow compressor, Aerodynamic stability, Disturbance, Dynamic response

1 引 言

发射机载武器时对航空发动机稳定性有很重要的影响。国内外针对这一问题进行了大量的理论与实验研究^[1~4]。试验结果表明, 武器发射时压缩系统的稳定性决定着发动机的稳定性^[1]。当飞机发射武器时, 在发动机进口产生温度突升的同时, 也会伴随着压力突变。因此, 定量分析发动机进口压力-温度突变联合作用对多级轴流压缩系统稳定性的影响显得十分必要和重要。本文将文献[4]发展的模型进一步应用于分析两个多级跨音轴流压气机的动态响应, 取得了进展。

2 模型方程及其计算方法

本文仍采用了文献[4]的逐级动态压缩系统模型。在求解模型方程时采用了特征线差分

* 收稿日期: 19960324, 修回日期: 19961111, 本课题为航空基金资助项目

与 MacCormack 差分相结合的方法。即在进、出口边界采用特征线差分算法^[4]。对于两个跨音多级压气机算例, 给定如下进口条件:

$$(1) \text{ 突变型温度扰动 } \begin{cases} T_0(t) = 288 + DT \cdot t \\ p_0(t) = 101325 \end{cases}$$

$$(2) \text{ 突变型压力-温度联合扰动 } \begin{cases} T_0(t) = 288 + DT \cdot t \\ p_0(t) = 101325 + Dp \cdot t \end{cases}$$

在出口边界, 设出口截面编号为 n , 基于叶轮机原理, 给定的出口截面的边界条件为: $p_{0,n}(t) = p_{0,n-1}(t)$ 。截面 $n, n-1$ 均位于出口无叶流道中且截面面积相等。

内部截面流动参数的 MacCormack 差分算法^[4]为:

$$(\rho A)_i^{(p)} = (\rho A)_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} [\dot{m}_i - \dot{m}_{i-1}]$$

$$(\rho A)_i^{(c)} = \frac{1}{2} \{ (\rho A)_i + (\rho A)_i^{(p)} - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} [\dot{m}_{i+1} - \dot{m}_i] \}$$

$$\dot{m}_i^{(p)} = \dot{m}_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} [IMP_i - IMP_{i-1}] + F'_{i-1} \Delta t$$

$$\dot{m}_i^{(c)} = \frac{1}{2} \{ \dot{m}_i + \dot{m}_i^{(p)} - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} [IMP_{i+1}^{(p)} - IMP_i^{(p)}] + F'_i \Delta t \}$$

$$(EA)_i^{(p)} = (EA)_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} [H_i - H_{i-1}] + W_{s,i-1} \Delta t$$

$$(EA)_i^{(c)} = \frac{1}{2} \{ (EA)_i + (EA)_i^{(p)} - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} [H_{i+1}^{(p)} - H_i^{(p)}] + W_{s,i} \Delta t \}$$

方程中 $IMP = \dot{m} c_x + pA$, $F' = F + p \frac{dA}{dx}$ 。角标 “p”, “c” 分别表示预估和校正值。

3 算例及其结果分析

本文分析了某四级跨音压气机和文献 [5] 给出的八级跨音压气机对突变型温度及联合突变型扰动的动态响应及气动稳定性, 结果如图所示。

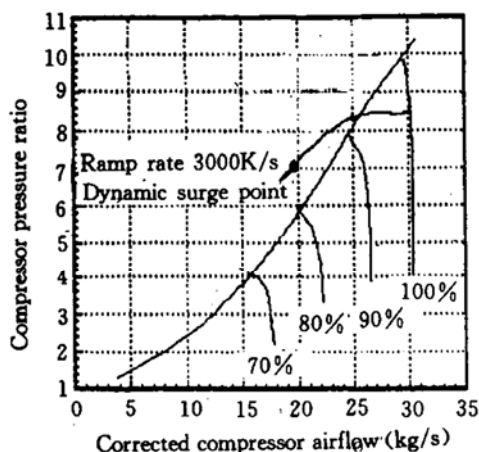


Fig. 1 Dynamic response of 8-stage transonic compressor for inlet temperature rise

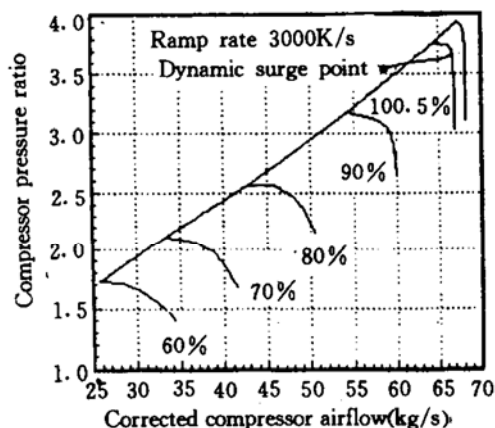


Fig. 2 Dynamic response of 4-stage transonic compressor for inlet temperature rise

图 1、图 2 为 $DT=3000\text{K/s}$ 温升率下两种压气机的动态响应结果。由图可见, 在温度突升条件下, 压气机流量迅速减小, 而其增压比变化较小; 动态失稳点均超过了稳态的喘振边界。这

是由于压缩系统的动态滞后效应所致。图上呈现的结果与文献[6]给出的结果符合较好。图3为温度突升时,八级压气机各级出口流量的时间历程。由于温度扰动是以流速向下游传播的,因此,温度扰动下压气机前面级流量减小较快,而后面级流量减小较慢。但从图上看,经过约63ms时,压气机第8级出口流量反而比其进口流量小,表明了该压气机的第8级出现了流动堵塞。因此,第8级是系统失稳的首发级。图4为压气机失稳时,两种跨音压气机进口温升率与进口绝对温升的变化关系。可见二者近似成线性关系且在具体量级上基本相同。图5为突变型压力-温度联合作用时,8级压气机的动态响应结果。表1为相应状态下该压气机失稳时间的比较。由图、表可清楚看出,在相同温度突升下,压力突升可延迟失稳;压力突降增大压气机不稳

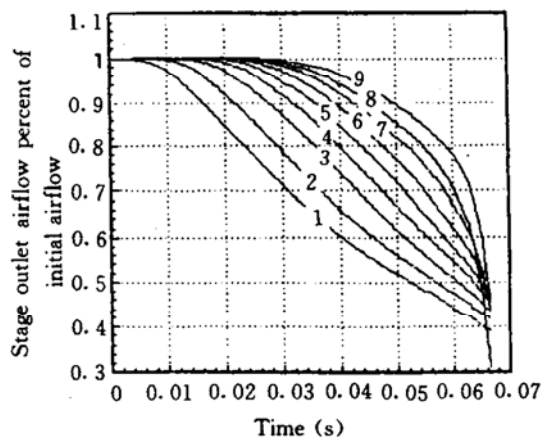


Fig. 3 Variation of airflow in 8-stage compressor

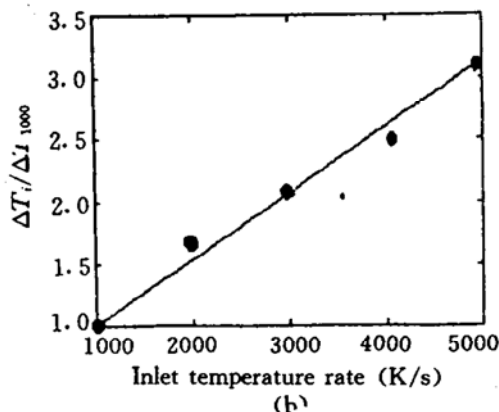
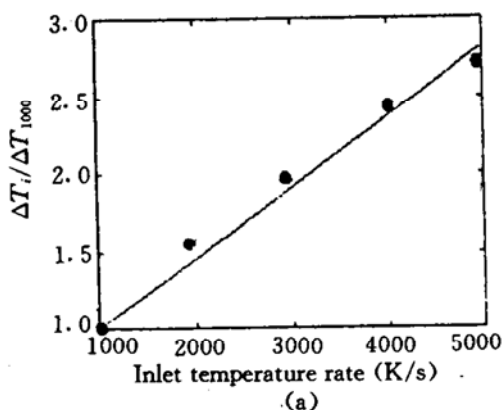


Fig. 4 The relation between inlet absolute temperature rise and inlet temperature rise at surge

a. Computed results of A-Stage compressor, b. Computed results of 8-stage compressor

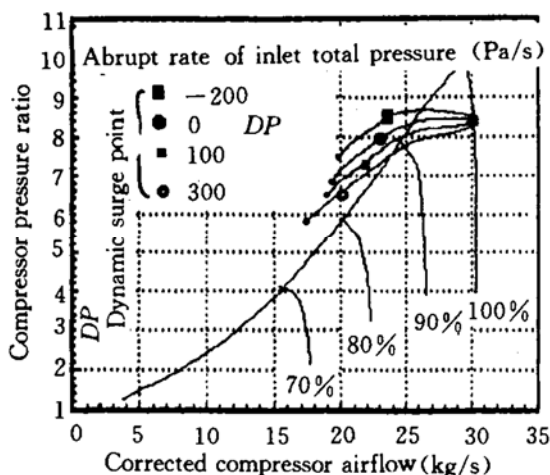


Fig. 5 Dynamic response of 8-stage compressor by the action of abrupt change of pressure and temperature

Table 1 Effect of pressure change on surge time of 8-stage compressor

$DP/\text{Pa} \cdot \text{s}^{-1}$	-200	0	100	300
T/ms	58	63	68	86

(下转第 91 页)

- 7 马敏生等. 丁羟聚氨酯的结构、形态与性能关系研究. 高分子材料科学与工程, 1993(4):65
- 8 周学鸿. 聚丁二烯热塑性聚氨酯弹性体的结构与形态. 合成橡胶工业, 1991, 14(1):37
- 9 蒋国昌, 金关泰. 聚丁二烯聚氨酯弹性体微相分离结构研究. 高分子材料科学与工程, 1992(4):58
- 10 贾德民. 用二元胺扩链的聚丁二烯型聚氨酯弹性体的结构与性能. 合成橡胶工业, 1989, 12(1):29
- 11 庞爱民, 王北海. 丁羟聚氨酯弹性体结构与力学性能的关系综述. 推进技术, 1993(5):53
- 12 Chen-Tsai C H Y et al. Structure and morphology of segmented polyurethanes: 3. electron microcopy and small angle X-ray scattering studies of amorphous random segmented polyurethane. Polymer, 1986, 27:659
- 13 Serrano M et al. Transport-morphology relationships in segmented polybutadiene polyurethanes. 1. experimental results. Polymer, 1987, 28:1667

(上接第 58 页)

定的可能性。这一结果与文献[7]结果较好符合。

4 结 论

(1)在突变型温度扰动下,压缩系统流量迅速减小而增压比变化较小;动态失稳点可能超过稳态的喘振边界。

(2)在突变型扰动下,能通过压缩系统流量时间历程识别失稳信号。

(3)压气机失稳时,其进口总温升的相对值与其进口温升率之间成线性关系且量级基本相同。

(4)在突变型温度扰动的同时,突变压力升可延迟失稳,而压力突降增大系统失稳的可能性。

参 考 文 献

- 1 左汉中, 陈占平. 双转子涡喷发动机稳定性飞行试验研究. 见: 机载武器发射时对发动机工作影响研究文集. 飞行力学编辑部, 1988
- 2 蔡文虎. 机载武器发射时对发动机稳定性影响的研究:[学位论文]. 西安:西北工业大学, 1985
- 3 Davis M W. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability. AIAA-91-1895
- 4 吴虎, 廉小纯, 陈辅群. 动态温度畸变下压缩系统稳定性模型研究. 推进技术, 1994(5)
- 5 Medeiros et al. Investigation of individual stage performance of eight-stage compressor. NACA RME54H17, 1955
- 6 Chamblee C E. A multi-stage axial flow compressor mathematical modeling technique with application to two current turbofan compression systems. AIAA 80-0054
- 7 王晓峰. 突变型进气畸变对某型发动机稳定性的影响. 航空动力学报, 1991, 6(2)