

动态温度畸变下压缩系统 稳定性模型研究*

吴 虎 廉小纯 陈辅群

(西北工业大学航空发动机系, 西安, 710072)

摘 要: 推导并建立了动态温度畸变下多级轴流压缩系统稳定性分析的理论模型, 并给出了基于特征线和 MacCormack 二步差分法的数值分析方法。基于级特性, 模型对一三级实验压气机进行了数值分析, 给出了进口动态温度畸变与稳定裕度损失及与不稳定发生时间之间的定量关联关系。本模型还确定了压气机失稳的首发级。

主题词: 轴流式压缩机, 系统稳定性, 温度影响, 稳定性预计

分类号: V228.7, TH45

THE MODEL FOR PREDICTING AERODYNAMIC STABILITY IN THE AXIAL COMPRESSION SYSTEMS WITH INLET DYNAMIC TEMPERATURE DISTORTIONS

Wu Hu Lian Xiaochun Chen Fuqun

(Department of Aeroenging, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072)

Abstract: A theoretical model is established for predicting the aerodynamic stabilities in multi-stage axial compressor systems, with inlet dynamic temperature distortion. The numerical method is given based on a method of characteristics and MacCormack's finite difference scheme. By using this model, the predictions for a three-stage experimental axial compressor are given based on a set of stage-by-stage characteristics. The quantitative relationships between the inlet total temperature distortions and the surge margin losses or the time to surge are obtained. The first stage in which the flow instabilities occur is found using this method.

Keywords: Axial flow compressor, System stability, Temperature effect, Stability prediction

* 本文 1993 年 11 月 22 日收到

符 号 表

A ——横截面积	D ——水力直径
A_t ——喉部横截面积	e ——内能
a ——音速	f ——摩擦系数
C_x ——轴向速度	$F(x, t)$ ——非定常作用力
C_p ——定压比热	$\dot{h}$ —— dh/da
C_v ——定容比热	$\dot{m}$ ——质量流量
p ——静压	p_0 ——总压
p_a ——大气压力	$Q(x, t)$ ——单位时间单位长度上加热量
R ——气体常数	t ——时间
T ——静温	T_0 ——总温
k ——比热比	$\dot{k}$ —— dk/da
$W_s(x, t)$ ——单位时间单位长度加功量	x, ρ ——分别为轴向坐标、密度
V_p ——压气机后排气容积	μ ——流量方程系数

1 前 言

飞机高机动飞行姿态、发射机载武器所造成的发动机进口动态组合畸变流场,已成为引起压气机失稳的主要因素之一^[1,2]。目前,由于问题的复杂性,理论分析方法仍欠完善,此类课题还主要以实验方法为基础^[3,4]。为满足新一代战斗机对推进系统性能的要求并降低研制费用,建立一种恰当的分析进口动态温度畸变下多级轴流压气机稳定性的理论模型,为飞机和发动机设计者提供理论指导,具有重要的现实意义。这已成为国内外有关专家所重视的研究课题之一^[5~7]。

本文初步建立了一种分析动态温度畸变下压缩系统稳定性的理论模型,并给出一算例预测结果,得出了一些有益结论并为进一步研究打下了基础。

2 模型方程

在本文建立的多级轴流压气机逐级分析模型中,将多级轴流压气机模拟成由若干单级组成的有叶片和无叶片通道。在有叶片管道中,叶片及系统壁面对气流的作用力分别用分布的非定常作用力 $F(x, t)$,轴功 $W_s(x, t)$ 及加热量 $Q(x, t)$ 来模拟,而在无叶片流道中仅考虑摩擦引起的沿程损失。

假设气体为完全气体,流动为一维非定常流动。整个压缩系统的物理模型及相应的控制体划分如图1所示。

对微元控制体分别应用流量连续、动量平衡及能量平衡方程可得:

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial \dot{m}}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \dot{m}}{\partial t} + \frac{\partial (\dot{m} C_x)}{\partial x} + \frac{\partial (pA)}{\partial x} = F + p \frac{\partial A}{\partial x} \quad (2)$$

$$\frac{\partial (EA)}{\partial t} + \frac{\partial H}{\partial x} = W_s + Q \quad (3)$$

方程中 $H = \dot{m} C_p T_0$, $E = \rho(e + C_x^2/2)$, $C_p = C_p(T)$, $C_v = C_v(T)$

对于叶片流道, 方程中力 F 和功 W_s , 本文是基于多级轴流压气机逐级的准稳态特性确定^[5]。

对于无叶通道, 方程 (2) 和 (3) 中的力和功项分别表示为:

$$W_s = 0 \quad (4)$$

$$F = -\rho/2 \cdot C_x^2 A 4f/D \quad (5)$$

3 计算方法

上面所导出的压缩系统模型的控制方程组实质是一组双曲型方程, 本文采用的数值方法为具有二阶精度的 MacCormack 预测/校正方法。将其差分格式应用于方程组 (1) ~ (3) 得:

流量方程

$$\text{预估步: } (\rho A)_i^{(p)} = (\rho A)_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} [\dot{m}_i - \dot{m}_{i-1}] \quad (6a)$$

$$\text{校正步: } (\rho A)_i^{(c)} = \frac{1}{2} \{ (\rho A)_i + (\rho A)_i^{(p)} - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} [\dot{m}_{i+1}^{(p)} - \dot{m}_i^{(p)}] \} \quad (6a)$$

动量方程

$$\text{预估步: } \dot{m}_i^{(p)} = \dot{m}_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} [IMP_i - IMP_{i-1}] + F_{i-1} \Delta t \quad (7a)$$

$$\text{校正步: } \dot{m}_i^{(c)} = y_2 \{ \dot{m}_i + \dot{m}_i^{(p)} - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} [IMP_{i+1}^{(p)} - IMP_i^{(p)}] + F_i^{(p)} \Delta t \} \quad (7b)$$

能量方程

$$\text{预估步: } (EA)_i^{(p)} = (EA)_i - \frac{\Delta t}{\Delta x_{i-1}} [H_i - H_{i-1}] + W_{s_{i-1}} \Delta t + Q_{i-1} \Delta t \quad (8a)$$

$$\text{校正步: } (EA)_i^{(c)} = 1/2 \{ (EA)_i + (EA)_i^{(p)} - \frac{\Delta t}{\Delta x_i} [H_{i+1}^{(p)} - H_i^{(p)}] + W_{s_i}^{(p)} \Delta t + Q_i^{(p)} \Delta t \} \quad (8b)$$

由文献 [5] 分析表明, 若内部流场采用 MacCormack 差分格式, 而进、出口边界采用特征线方法计算时, 即是内部流场的 MacCormack 格式与边界上特征线差分格式相结合时, 数值结果最稳定。为此, 经一系列转化和化简, 将方程 (1) ~ (3) 变成如下形式:

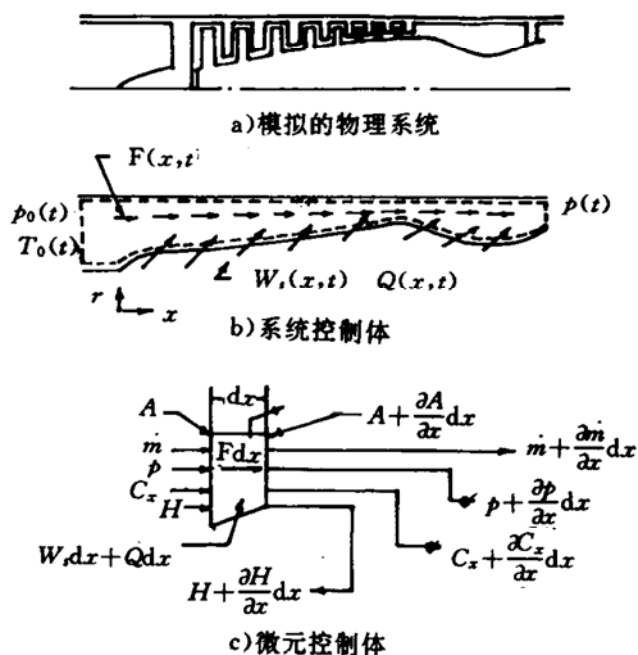


图1 物理系统及相应的控制体

$$(2 - \frac{ak}{k}) \frac{\partial a}{\partial t} + C_x(2 - \frac{ak}{k}) \frac{\partial a}{\partial x} - \frac{a}{p} \frac{\partial p}{\partial x} - \frac{aC_x}{p} \frac{\partial p}{\partial x} - a \frac{\partial C_x}{\partial x} = \frac{aC_x}{A} \frac{dA}{dx}$$

$$C_x \frac{\partial C_x}{\partial x} + \frac{\partial C_x}{\partial t} + \frac{a^2}{kp} \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{a^2 F}{kpA}$$

$$\dot{h} \frac{\partial a}{\partial t} + C_x \dot{h} \frac{\partial a}{\partial x} + C_x \frac{\partial C_x}{\partial t} + C_x^2 \frac{\partial C_x}{\partial x} - \frac{a^2}{pk} \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{a^2}{kpA} (W_s + Q)$$

由此导出的特征及相容性方程为:

特征方程 对应的相容性方程

$$\lambda = C_x \quad hda - \frac{a^2}{pk} dp = (I_3 - I_2 C_x) dt \quad (9)$$

$$\lambda = C_x + a \quad dC_x + \frac{a}{pk} dp = \{-I_1 + \frac{I_2}{a} [(1-k)C_x + a] + I_3 \frac{k-1}{a}\} dt \quad (10)$$

$$\lambda = C_x - a \quad -dC_x + \frac{a}{pk} dp = \{-I_1 + \frac{I_2}{a} [(1-k)C_x - a] + I_3 \frac{k-1}{a}\} dt \quad (11)$$

方程 (9)、(10) 和 (11) 中的 I_1 , I_2 及 I_3 分别为:

$$I_1 = \frac{aC_x}{A} \frac{dA}{dx}, I_2 = \frac{a^2 F}{kpA}, I_3 = \frac{a^2}{kpA}, I_3 = \frac{a^2}{kpA} (W_s + Q), \lambda = dx/dt$$

整个模型方程的计算流程图如图 2 所示。

4 算例及其结果分析

为检验本文建立的理论模型的可行性, 将其应用于文献 [8] 的三级实验压气机进行了数值分析。整个实验压气机几何简图及其相应的计算站划分如图 3 所示。即压气机进口部分划分三个计算站, 三级压气机为三个计算站, 压气机出口部分为三个计算站。

由于系统任一截面流动参数仅有三个独立变量, 因此, 对于进口必须给定两个边界条件辅之特征、相容性方程 (11) 来进行求解。给定的进口条件为:

$$p_0(t) = p_a = \text{const} \quad (12)$$

$$T_0(t) = 288 + D_T \cdot t \quad (13)$$

即是暂且考虑动态温度畸变情况。对于出口截面, 须给定一个边界条件再辅之两个特征及相容性方程 (9) 和 (10) 求解。对本文算例, 该出口边界条件由非定常气流流量平衡方程和状态方程求解。具体方程为:

$$dp_0/dt = (\dot{m}_1 T_{01} - \dot{m} T_0) C_p (k-1) / \nu_p \quad (14)$$

$$dT_0/dt = \left[\frac{RT_0^2}{V_p} (\dot{m}_2 - \dot{m}_1) + T_0 \frac{dp_0}{dt} \right] / p_0 \quad (15)$$

$$\dot{m}_2 = \mu \frac{p_0 A_t}{\sqrt{T_0}} \quad (16)$$

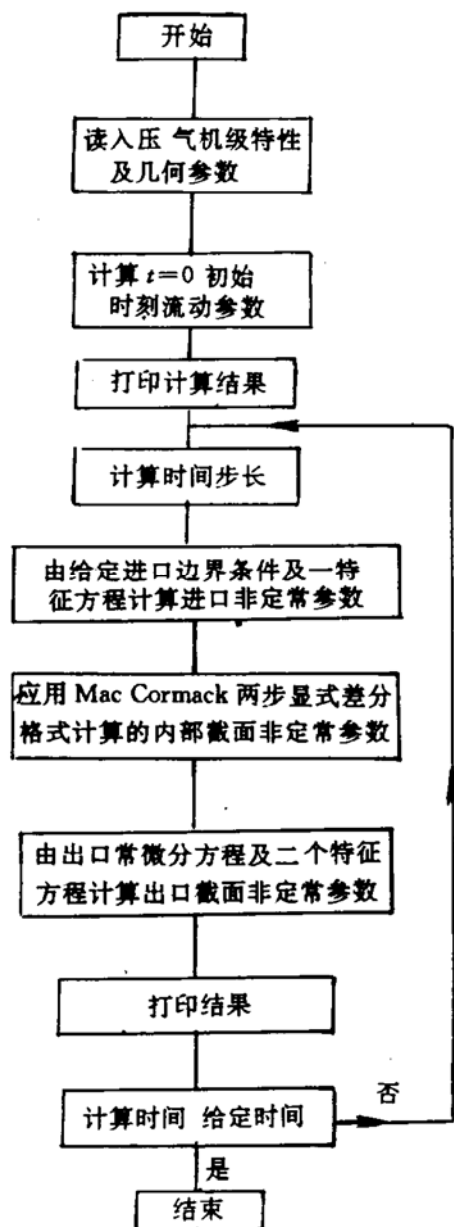


图2 计算程序框图

此时，很清楚看出，第一级增压比开始减少，而第二、第三级增压比增加速度减慢，表明压气机不稳定的首发级是第一级。其余二种不同进口扰动的数值结果也表明了这一点。

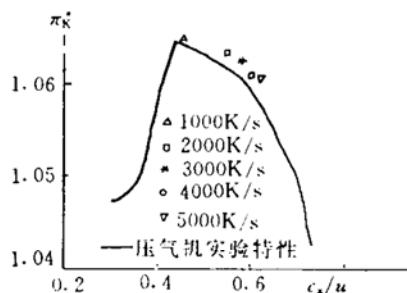


图4 不同进口扰动下压气机不稳定点及其与实验特性的比较

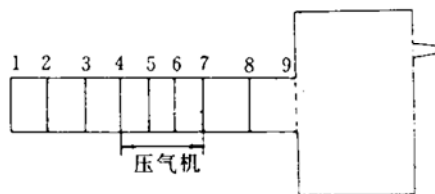


图3 实验压气机几何及计算站示意图

在计算中，上述常微分方程组采用了四阶龙格-库塔方法进行求解。

数值计算中，最大时间步长 $(\Delta t)_{\max}$ 由 CFL 稳定性条件可得^[9]：

$$(\Delta t)_{\max} = \frac{\Delta x_{\min}}{a + |C_x|} \quad (17)$$

分别取 $D_T=1000, 2000, 3000, 4000, 5000\text{K/s}$ 的进口总温变化速率对实验压气机进行了稳定性分析。

图4为不同进口扰动情况下压气机出现不稳点在压升-流量特性图上的分布；图5为不同进口扰动情况下压气机出现不稳定的时间分布。由图可见，随着进口扰动的增强，一方面，压气机不稳定裕度损失增大；同时，不稳定出现的时间也相应提前。图6为压气机出现不稳定时的进口总温升与其进口总温扰动的关联关系，可见两者的变化关系近似成线性关系，这一点与文献[10]结果定性一致。图7~9分别给出 $D_T=1000, 2000, 3000\text{K/s}$ 条件下压气机各个级增压比的时间历程。由图上看，在压气机进入不稳定前，各个级增压比均随时间逐渐增加，一旦进入不稳定状态，变化关系明显不同，

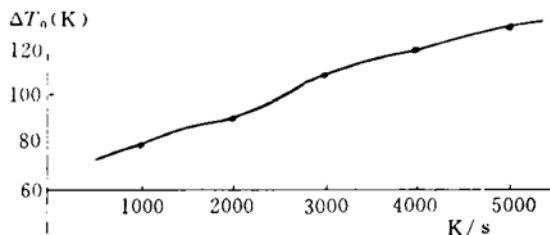


图5 不同进口扰动下压气机出现不稳定时进口总温与扰动之间关系

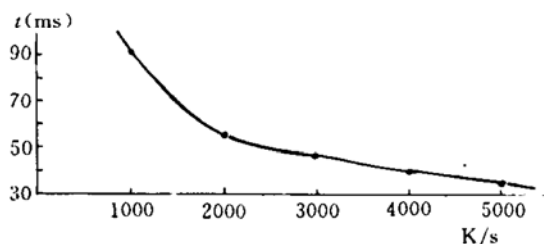


图6 压气机出现不稳定时间与相应进口扰动间关系

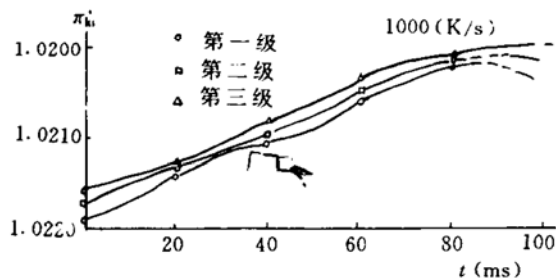


图7 压气机各级总压比的时间历程

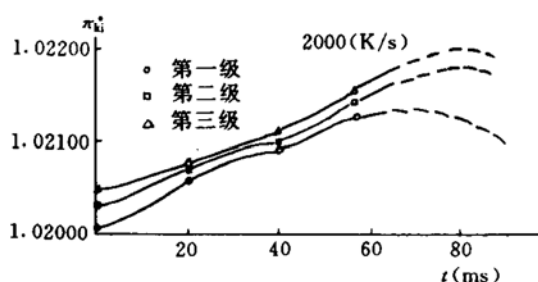


图8 压气机各级总压比的时间历程

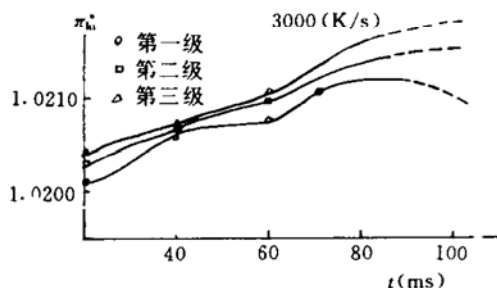


图9 压气机各级总压比的时间历程

5 结 论

综上所述,得到下列结论:

- (1) 所建立的用于分析多级轴流压气机瞬态性能及稳定性的逐级预测模型是可行的和可使用的;
- (2) 随着进口总温变化速率的增加,压气机不稳定时压比损失增大且出现不稳定时刻提前;
- (3) 压气机进口总温升与其总温变化速率近乎成线性关联关系;
- (4) 对于本算例的实验压气机,数值分析结果表明,压气机不稳定的首发级为第一级。

参 考 文 献

- [1] Kimzey W F. An Analysis of the Influence of Some External Disturbance on the Aerodynamic Stability of Turbine Engine Axial Flow Fans and Compressors AEDC-TR-77-80
- [2] Amin N F. F/A-18A Inlet/Engine Compatibility Flight Results AIAA 81-1393
- [3] Brimelow B. Engine Testing in a Dynamic Environment. AIAA 74-1198
- [4] Stevens, C H. F-15 Inlet/Engine Test Technique and Distortion Methodologies Studies. NASA-CR-144866, 1978
- [5] Davis M W. A Post-Stall Compression System Modeling. AEDC-TR-86-34
- [6] Hosney W M, Steenken W B. Aerodynamics Instability Performance of an Advanced High Pressure-Ratio Compression Component. AIAA-86-1619

- [7] MacCallum N R L. The Predictions of Surge Margins during Gas Turbine Transients. ASME Paper No. 85-GT-208
- [8] Greitzer E M. Surge and Rotating Stall in Axial Flow Compressors-Part II: Experimental Results and Comparison with Theory. ASME J of Eng for Power, 98 (2): 199~147
- [9] 马铁犹. 计算流体动力学. 北京: 北京航空学院出版社, 1986
- [10] Chamblee C E. A Multi-Stage Axial Flow Compressor Mathematical Modeling Technique with Application to two Current Turbofan Compression Systems. AIAA 80-0054



简 讯

美国参与俄罗斯火箭发动机研究

据美国空间发射现代化的研究透露, 对于美国未来一次性发射航天器, 五角大楼应认真考虑如何搞到俄罗斯的发动机技术。据说俄罗斯的火箭发动机性能高, 可靠性及耐久性好。

提供的调查研究报告指出, 美国空军应该和 NASA 及工业界合作搞到俄罗斯 RD-170 发动机并进行试验。RD-170 试验可更深入地了解可供选择的比较设计方案和技术途径。这些设计方案和技术途径显然使俄罗斯的火箭发动机性能及寿命有很大的提高。

普惠公司已经同意为 NASA 对俄罗斯科学生产联合体的能源号三组元推进剂火箭发动机进行详细评估。这种液氢/液氧/煤油发动机是 RD-170 的改型, 被认为是单级入轨能力的主要技术。这是美国投资的俄罗斯火箭发动机部件的首次试验。

1991 年, 因资金短缺, NASA 停止有关航天飞机主发动机用先进的液氢涡轮泵的研究, 美国发动机制造厂现已重新开始此项研究工作。普惠公司的液氧涡轮泵中的第一台, 作为 NASA 单项工作的一部分, 从 1991 年起, 已有显著进展, 计划于 1995 年 6 月, 将用于 STS71 任务。

龙玉珍 供稿

超燃冲压发动机试验飞行器达到马赫数 8

在进行一系列缩尺寸、以超燃冲压发动机为动力的飞行器试验后, 吸气式喷气发动机首次突破了马赫数 5.5 的记录。

加利福尼亚 EI Segundo 洛克威尔国际公司防卫系统业务部和加利福尼亚利弗莫尔的劳伦斯·利弗莫尔国家实验室正合作进行该项目。由洛克威尔设计的直径 0.10m, 长 0.483m 的轴对称超燃发动机试飞器从利弗莫尔两级轻气枪上发射。

冲压发动机将自身高速飞行产生的压缩空气与燃料混合, 并点燃亚音速运行时的混合物。超燃冲压发动机以超音速完成相同的工作过程。在第二次世界大战中, 冲压发动机被用作纳粹的 V-1 飞弹的动力, 而超燃冲压发动机则被用作三音速洛克希德 SR-71 黑鸟的部分动力。在这两种情况下, 飞行器必须达到某一临界速度才能使喷气发动机运行。

从试验得出的结果可用在美国空天飞机、弹道导弹拦截导弹及高速飞行的商业用运输飞机上。

史亚红 供稿