

文章编号: 1000-8055(2003)06-0788-06

总压总温组合畸变对压气机稳定性影响的数值模拟研究

董金钟, 王苗苗

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 本文对不同进口总压、总温组合畸变对压气机稳定性的影响进行了数值研究。计算模型以一维时间相关的气体欧拉方程组为基础, 计及了压气机系统加功、气体抽吸和加热过程, 并在计算中改进平行压气机理论的进出口假设, 对一种双涵道压气机进行了三种周向总温、总压畸变组合形式的计算, 给出了组合畸变情况下压气机稳定边界的变化。结果表明, 在三种组合方式中, 总压、总温畸变区域完全重合时压气机的稳定裕度损失最大, 反之最小, 部分区域重合时稳定边界介于前两者之间, 且同时具有前两种情况的部分特征。

关键词: 航空、航天推进系统; 畸变; 压气机; 稳定性

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Effect on Stability of Compressor with Total Temperature and Pressure Distortions

DON G Jin-zhong, WAN G Miao-miao

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Response of compressor to the inlet combined distortions of pressure and temperature is emphasized in this paper. The mathematic model used in the paper is based on the one dimensional and time dependant Eulerian equations, taking into account of the work applied by compressor system, air bleeding and heating processes. The inlet-outlet assumptions of parallel compressor theory are modified, and the effect of three circumferential combined distortion modes of the compressor is calculated. The changes in compressor stability boundary under distortion conditions are given. According to the calculated results, it could be concluded that among the three combined distortion modes discussed in this paper, if total temperature and total pressure are in the same area, the compressor's stability margin descends to the utmost; if they are in separated areas, the stability boundary descends least; if the areas are partially overlapped, the boundary decreasing amplitudes lie between the former two cases, and this condition also exhibits some of their characteristics.

Key words: aerospace propulsion system; distortion; compressor; stability

压气机的稳定性对发动机的设计和工作具有重大的意义。进口流场畸变改变了原设计的流动条件, 使压气机叶栅进气攻角偏离设计值, 引起气

流分离, 降低了压气机的稳定工作裕度、效率和增压比, 造成了压气机性能恶化, 工作范围变窄, 从而引起发动机推力显著下降, 限制了发动机的有

收稿日期: 2003-01-21; 修订日期: 2003-03-25

作者简介: 董金钟(1955-), 男, 山东齐河人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院副教授, 主要从事发动机气体力学研究

效工作范围。在对畸变影响的研究中,组合畸变是非常重要的一个组成部分。在Willis M, Edwin J 和 Charles M 的研究中^[1],只是对组合畸变情况下压气机喘振压比损失系数进行了估算,并没有确切的数值计算结果;而根据本文的方法则可以通过数值计算的途径得到较为准确的计算结果,这在压气机的设计研制及稳定性分析等方面都具有实际的意义。另据作者所见文献,在国内也鲜少这样的数值计算。本文则对组合畸变的数值研究进行了补充。

1 计算模型

本文所采用的模型参照美国Davis 等人的研究方法^[2,3],建立的数学模型是以一维时间相关的气体欧拉方程组为基础,计及了压气机系统加功、气体抽吸和加热过程,主导方程是带源项的欧拉方程组。压气机对气流的作用和输送功通过压气机级稳态特性实验曲线引入,并作为系统计算的补充参数。应用压气机级稳态特性曲线时,为了研究压气机动态工作过程,考虑压气机叶片扰动气流的迟滞响应效应,对级特性进行迟滞修正。模拟计算的压气机为带一级风扇的双涵道压气机。

1.1 气流动态分析的基本假设

发动机空气压缩系统由进气道和压气机组

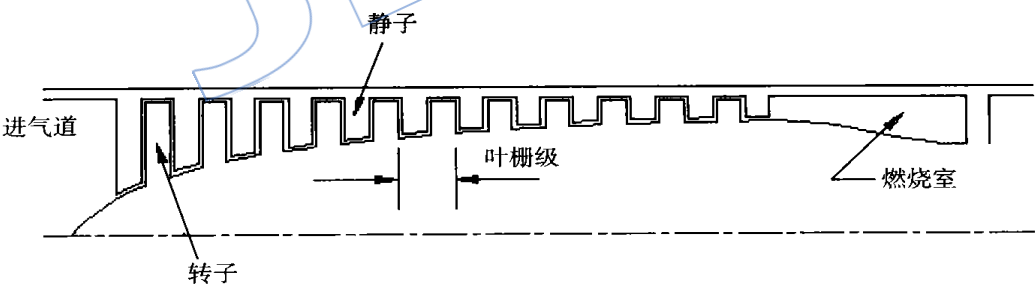


图1 空气压缩系统模型

Fig 1 Compression system model

成。它可被简化为如图1所示的几何形状。

图2说明控制体的建立。其中认为流过压气机的气流失沿轴向的,也就是忽略气体径向和周向流动。图2所示的控制体包括气流抽吸影响,其中 F_x 是轴向力分布。它包括叶片和涵道壁面对气体的作用力。外部对控制体提供的能量包括外部传入的热量 Q 和轴功 S_w 。从控制体抽吸的气体流量为 W_B 。进气道入口的边界条件可用气体滞止参数表示,图2中给出气体的总压和总温。在出口边界由于本文要考虑压气机的动态工作效应,所以在压气机出口边界条件的计算上采用了虚拟喷管的方法,产生节流作用。

对图2所示的控制体,在研究中进行离散分解,将整个控制体分为若干个小控制体,如图3所示。在压气机的局部区域,一个小控制体包括一级静子和转子,控制体单元上的进/出口参数也表示在图3中。

对于如图1所示的空气压缩系统,为了进行分析和研究总温总压畸变对它的影响,需用气流随时间变化的控制方程,为了简化分析,暂且忽略气体的粘性作用,压缩系统控制体内气体的流动在以上假设条件下,可用准一维非定常气体动力方程进行描述。

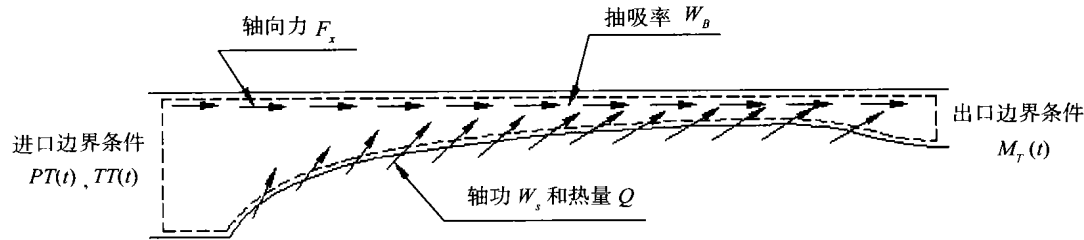


图2 控制体整体

Fig 2 Whole control volume

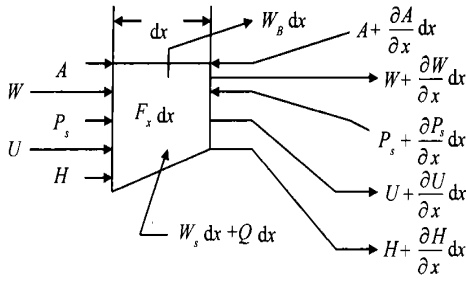


图3 控制单元体

Fig 3 Stage control volume

1.2 气体控制方程

根据上述的基本假设条件, 可以写出单元控制体的控制方程

$$\text{连续方程: } \frac{\partial(\rho A)}{\partial t} = - \frac{\partial W}{\partial X} - W_B \quad (1)$$

$$\text{动量方程: } \frac{\partial W}{\partial t} = - \frac{\partial(M P)}{\partial X} + F_x \quad (2)$$

$$\text{能量方程: } \frac{\partial(EA)}{\partial t} = - \frac{\partial H}{\partial X} + W_s + Q - H_B \quad (3)$$

其中: ρ 为气体密度, A 为控制体截面积, W 为质量流率, $M P = W u + P_s A$ 为冲量函数, E 为气体单位体积的内能, H 为气体总焓, H_B 为抽吸部分的热焓。

1.3 补充状态方程

气体状态方程, 根据完全气体假设有如下状态方程:

$$P_s = \rho R T_s \quad (4)$$

方程无量纲化参数: 为了求解方程组 (1)、(2)、(3), 将方程中参数无量纲化是方便的, 可选取来流气体参数或海平面标准气体参数将方程组各项无量纲化; 其它无量纲化参数为: 来流温度 T_s , 来流密度 $\rho_{s\infty}$, 速度 V_∞ , 压力 P_∞ , 时间 t_∞ 。

1.4 控制方程求解格式

为了求解方便和提高求解精度本文中采用两步 MacCormack 格式对控制方程进行离散求解, 两步格式被分为预估步和校正步。

1.5 轴功和轴向力

轴向力由该式求解 $F_{x_i} = M P_i [M P_{R_i} - 1] / \Delta x$, 其中 $M P_{R_i}$ 为冲量比, 可通过压气机的级特性求得。

$$\text{轴功表达式: } W_{s_i} = \frac{1}{\gamma - 1} W_i T_i^* \frac{T_{R_i} - 1}{\Delta x}$$

1.6 边界条件

Abbott^[4]针对各种边界条件的给法进行比较研究, 研究结果说明, 边条在满足特征方法的相容性条件时计算格式可给出稳定结果。本文中采用特征分析方法, 针对压气机进/出口的物理条件给出相容的数值边界条件。入口边界条件, 在入口假设不出现倒流, 入口处给定气流总压 P^* 和总温 T^* , 其它参数依据左行波特征线的特征方程解出; 出口边界条件给定出口马赫数, 模拟压气出口节流作用, 此时用一虚拟临界喷管说明流量变化。

根据一维欧拉非定常气动方程和相容性关系可给出如下关系:

$$dP_s - \rho a du = 0 \text{ 时有: } dx/dt = u - a$$

$$dP_s + \rho a du = 0 \text{ 时有: } dx/dt = u + a$$

$$dP - a^2 d\rho = 0 \text{ 时有: } dx/dt = u$$

当采用虚拟喷管的出口边界条件时, 需给出喷管的出口面积比。

$$M a_b \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M a_b^2 \right)^{-(\gamma + 1)/2(\gamma - 1)} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{1}{\cos^2 \beta_b} \right)^{-(\gamma + 1)/2(\gamma - 1)} \cdot A R / \cos \beta_b$$

其中: $A R$ 为虚拟喷管进/出口面积比。因为气体的质量流率 W 是已知的, 由 $A R$ 可求出, 而 $M a_b$ (压气机出口马赫数) 可由上式利用迭代法解出。

1.7 压气机不稳定工作时, 叶片上绕流动态特征

在气流进入压气机叶栅时攻角发生变化的情况下, 绕流产生的升力也将发生变化, 但其变化往往显示一定的迟滞时间。Goether 和 Reddy^[5]从理论上分析了这种不稳定流动的作用, 他们的分析可被用来修正压气机级特性, 以适应不稳定状态的特征。由于升力系数与叶片轴向力有对应关系, 因此动态升力系数的微分方程可变换成轴向力的微分方程:

$$dF_x/dt + F_x/\tau = F_{xss}/\tau \quad (5)$$

其中 τ 根据叶片几何特征计算。

1.8 平行压气机理论的应用

传统的平行压气机理论^[6]认为它们在出口区有同一的出口压力条件, 而在进口具有不同的气流条件。但是在本文的计算过程中这样的假设并不符合计算要求。因为我们要考虑压气机在节流状态下的动态响应, 根据出口边界条件, 不能给定各子压气机的出口静压相同。因此传统的平行压气机模型不适用于本例。本例采取的条件为, 假设压气机进口的静压相同, 在这种情况下将温度畸

变转化为压力畸变再进行计算。

1.9 失稳判断

采用 $M S = 0$ 这一失稳判据^[7], 或取 $d\pi/dQ \geq 0$ 时, 则认为压气机失稳。其中 π 为压气机压力比, Q 为流量系数。

2 算例分析

总压、总温畸变发生的过程如图4所示, 进口总压和总温分别在时间为0.1秒之后下降和升高10%, 并在此后一直保持该值(图中纵轴为总温总压的百分比, 比较基准为标准大气压下海平面的总温(K)总压(Pa)值)。这种作用不同于一般的稳态畸变, 它计及了突变的影响。组合的情况本文取以下三种代表形式, 如图5。

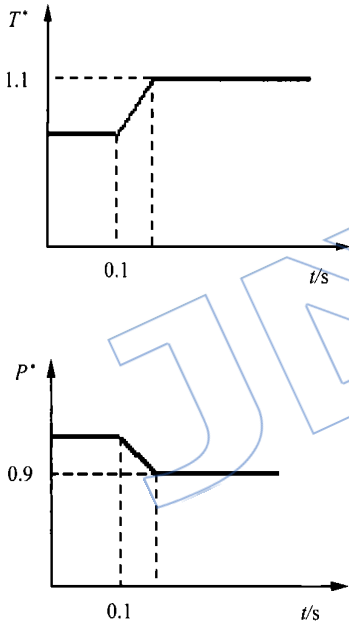


图4 总温、总压畸变发生过程

Fig 4 Happen process of total temprature and pressure distortion

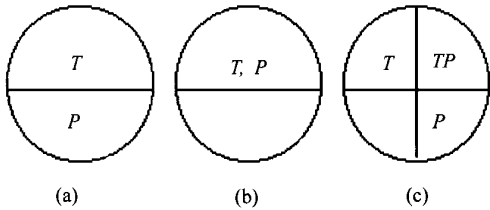


图5 畸变组合情况

Fig 5 Combined distortion modes

总压、总温畸变在不同区域内, 如图5(a)。这种情况下造成的压气机稳定工作线的变化如图6所示。不同转速情况下稳定边界的下降(在同一换算流量下)程度由表1给出。

表1 稳定边界下降幅度

Table 1 Drop of stability boundary

转速/%	稳定边界下降/%
80	1.77
83	1.822
87	0.934
90	1.313

由上表可以看出, 压气机稳定边界下降的幅度较小, 特别是在87%转速的情况下; 相对来看, 83%转速下稳定边界的压比损失最大。由图6上还可以看出, 低转速下节流过程经过的流量范围相对较长, 越接近稳定边界的的部分, 其压比的升高随流量的降低变化得越缓慢。在这种畸变条件下, 可以看到压气机的工作线与稳态情况相比均向左移, 在到达稳定边界的时候获得比无畸变情况下更小的换算流量。这种左移的幅度也随着相似转速的提高而有所降低。

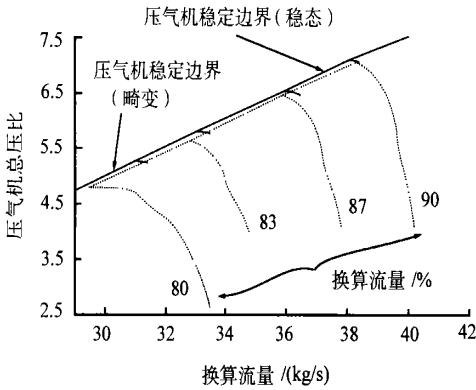


图6 总压、总温畸变在不同区域时稳定边界与稳态时的比较

Fig 6 Comparison of stability boundaries when total temprature and pressure distortion are in clean separated areas

总压和总温畸变在同一区域内完全重合, 如图5(b)。这种情况下造成的压气机稳定边界的变化如图7所示, 不同转速情况下稳定边界的下降(同一换算流量下)程度由表2给出。

表2 稳定边界下降幅度
Table 2 Drop of stability boundary

转速/%	稳定边界下降/%
80	10.642
83	9.18
87	6.527
90	5.30

在此种畸变组合情况下,压气机的稳定边界随着相似转速的提高,其相对于稳定状况下的下移量却是有所降低。80%相似转速下的压比损失达到了90%相似转速下的两倍左右。畸变情况下的压气机工作线与无畸变的情况相比,都有所右移。说明压气机在这种情况下到达稳定边界时的换算流量要高于无畸变的情况。且随着转速的提高,右移的幅度也有所降低。

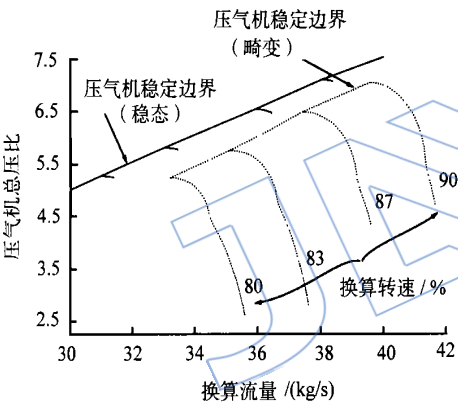


图7 总压、总温畸变在同一区域时稳定边界与稳态时的比较

Fig 7 Comparison of stability boundaries when total temperature and pressure distortion are in the same area

总压和总温畸变有90°的重叠区,如图5(c)。这种情况下造成的压气机稳定边界的变化如图8所示,不同转速情况下稳定边界的下降(同一换算流量下)程度由表3给出。

这种畸变组合方式介于两种组合形式之间。由上表可以看出,在这种畸变组合形式下,压气机稳定边界的下降幅度随着相似转速的升高有大幅度降低,在这一点上与第二种组合形式相似,低转速部分稳定边界下降的幅度变化要明显高于高转速下。80%转速下的压比损失是90%转速下的2.23倍。从压气机特性图8可以看出,与第一种组

合方式类似,80%相似转速下节流过程经过的流量范围明显大于其它转速,且随着流量的降低,

表3 稳定边界下降幅度
Table 3 Drop of stability boundary

转速/%	稳定边界下降/%
80	8.736
83	6.276
87	4.955
90	3.921

压比上升的程度逐渐减缓;此外,80%相似转速下的工作线与无畸变情况下相比有所左移,可在到达稳定边界的时候获得比无畸变情况下还要低的换算流量。而其它三条工作线与无畸变的情况相比均有所右移,且低转速时的偏移量基本高于高转速时。由工作线的偏移可看出,80%低转速时性能表现得与第一种畸变组合形式类似,工作线左移,且随着流量的降低,压比上升的程度逐渐减缓;其它转速时则接近于第二种畸变组合形式,工作线右移且幅度随转速的提高有所降低。

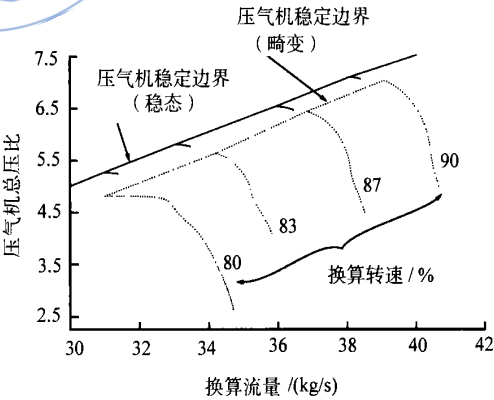


图8 总压、总温畸变有90°重叠时稳定边界与稳态时的比较

Fig 8 Comparison of stability boundaries when total temperature and pressure distortion are 90° overlapped

综合表1~表3可以看出,当总压、总温畸变发生在同一区域内(180°重叠区)时,整台压气机的稳定边界的下降幅度明显大于总压、总温畸变发生在不同区域(无重叠区)时的情况;而当总压、总温畸变区域发生部分重叠(90°)时,其稳定边界介于前面两种情况之间。三种畸变组合情况下的稳定边界的变化见图8,总压、总温畸变在不同区

域里, 其稳定边界下降最小; 总压、总温畸变在同一区域里, 稳定边界下降最大; 总压、总温畸变有 90° 重叠区时, 稳定边界介于前两者之间。三种情

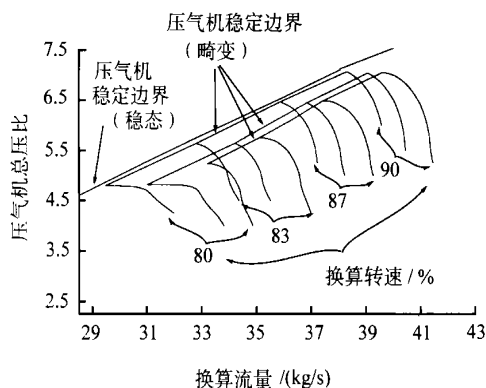


图9 三种畸变组合情况下的稳定边界比较

Fig. 9 Comparison of stability boundaries in three distortion combined modes

况相互比较, 可看出在到达稳定边界时, 三种畸变情况在低转速下的流量相差幅度较大。随着转速的提高, 三种情况在到达稳定边界时的流量差异逐渐减小。说明此三种畸变对压气机在高转速下运行的影响比其在低转速下运行时的影响要小得多。并且从表1~表3中的数据中, 可看出随着相似转速的不断提高, 压气机稳定边界下降的幅度不断减小, 这也说明上述观点。由于第三种畸变组合方式介于前两者之间, 同时具备了总压总温畸变在不同区域和同一区域两种情况的特点, 从而使压气机在这种畸变形式下的响应表现出了具备前两种畸变响应的综合特点。在80%低转速时表现为类似第一种畸变条件下的响应形式, 而在其它转速时表现为类似第二种畸变的响应形式。

3 结 论

本文通过对压气机工作过程的分析, 在原有的压气机对平面扰动波响应计算的数学模型的基础上, 通过改进得到了对压气机进口总压、总温组合畸变响应计算的数学模型。由改进平行压气机模型改变了进出口边界条件的给出, 使总温畸变形式转化为总压畸变的形式。并对一种双涵道压气机在不同的畸变组合形式及出口模拟喷管节流作用的情况下, 对其稳定边界的变化进行了计算。通过计算结果分析可以得到如下结论:

(1) 通过本文的计算可以看出, 压气机在受到进口组合畸变影响的情况下, 其稳定边界有所下降。不同的畸变组合方式对其压气机稳定性的影响是不同的, 在本文所计算的三种组合形式中: 总压、总温畸变区域不重合的情况下, 压气机的稳定边界下降最小; 而当总压、总温畸变皆在同一区域时, 其稳定边界下降最多; 当有部分区域重叠时, 稳定边界介于前两种情况之间, 压气机特性曲线同时具有前两种情况的部分特征。

(2) 本文所描述的模型可以对压气机在不同畸变组合情况下的工作过程进行模拟, 并计算出压气机稳定边界的变化, 给出压比损失。

(3) 通过本文的计算, 可以定量地了解不同组合畸变下压气机的响应情况, 并得出初步的计算结果, 并通过对计算结果的分析可以了解压气机在不同畸变组合情况下的性能变化。

综上所述, 利用本文的方法可以对压气机受到不同畸变情况作用下的工作过程进行分析计算, 并能对压气机稳定边界的变化进行预估。应用本文的计算方法, 可以在压气机的设计中对压气机不稳定工作过程进行预估, 对于压气机不稳定工作时的控制和稳定性恢复技术的确定具有一定的参考价值。

参考文献

- [1] Braithwaite W M, Graber E J Jr, Mehlich C M. The Effect of Inlet Temperature and Pressure Distortion on Turbojet Performance[R]. AIAA 73-1316
- [2] Gorrell S E, Davis M W. Application of a Dynamic Compression System Model to a Low Aspect Ratio Fan: Casing Treatment and Distortion[R]. AIAA 93-1871
- [3] Shahrokhi Kimball A, Milt W Davis Application of a Modified Dynamic Compression System Model to a Low Aspect Ratio Fan: Effects of Inlet Distortion[R]. AIAA 95-0301
- [4] Abbott M J. Boundary Condition Procedures for Inviscid Supersonic Flow Fields[R]. AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 1973
- [5] Goethert B H, Reddy K C. Unsteady Aerodynamics of Rotor Blades of a Compressor Under Distorted Flow Conditions [R]. AGARD Fluid Dynamics Panel Specialist Meeting on Aerodynamic Interference, 1973
- [6] 姜正行编著. 飞机内流空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989
- [7] William S D D. Review of Current Knowledge of Engine Response to Distorted Inflow Conditions[R]. AD-A182635, 1987.