

压气机进口畸变流场的主动控制

北京航空航天大学 徐力平

一、引言

航空喷气发动机进口的气流畸变对压气机的性能和稳定性造成很大的影响,发动机的抗畸变能力已成为评价发动机性能的一个重要指标。目前发动机设计时往往留有高达20%的失速裕度,也与防止进气畸变使压气机进入不稳定工作有关。留用大量的失速裕度意味着压气机性能的浪费。如果能增强压气机的抗畸变能力,使之在进口气流品质较恶劣的情况下也能稳定工作而不进入旋转失速或喘振,则有可能将压气机的工作点移至压比与效率都更高的区域。由此得到的发动机性能提高是相当可观的。

自适应发动机(Self-Adaptive Engine)的概念,是在计算机技术和主动控制理论的发展和对压缩系统的不稳定工作特性的深入研究的基础之上提出来的。传统的发动机控制在本质上是一种开环的被动控制。由于要兼顾各部件的各自稳定工作以及其相互间的匹配,致使各部件设计的限制增多且过严,这样有可能同时也限制了发动机性能的发挥。而自适应发动机的概念引入了对各气动部件进行主动和局部控制,致使原来很多限制条件可能得以放松。这一概念之见于公开文献不过两年多时间^[1],但其在理论和实验两方面取得的惊人成果使人们有充分理由相信这一概念在其应用上可能取得鼓舞人心的突破。

本文应用平行压气机原理,定性地讨论了根据进口周向畸变流场,主动控制压气机进口导向叶片以防止压气机进入不稳定工作区域的可能性。初步分析得到的结果表明,在讨论的假设范围内,对畸变区部分导向叶片施行线性比例的调节,即可达到减缓周向畸变对压气机不良影响的作用。

二、控制模型

1. 流动假设:讨论中的压气机由图1所示,1截面为独立可调进口导向叶片(LAIGV)的进口,2截面为LAIGV出口及压气机转子进口。在远前方0截面静压相等但总压沿周向及随时间变化,设为

$$P_{\infty}(\theta, t) = \bar{P}_{\infty} + \tilde{P}_0 = \bar{P}_{\infty} + \delta P_0 e^{-i\omega t} \quad (1)$$

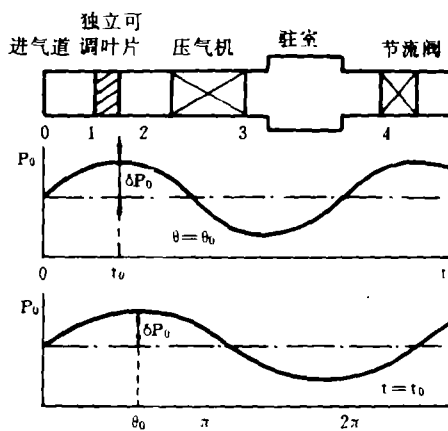


图1 压气机系统模型与进口总压分布

$\bar{P}_0$ 为平均总压且 $\delta P_0 \ll \bar{P}_0$, 为简单计设气流为不可压并忽略周向流动不计, $V_\theta = 0$, 则 1 截面的气流参数与 o 截面相同。在导向叶片中, 轴向动量方程可写成:

$$\partial V_z / \partial x = V_z \partial V_z / \partial X + V_\theta \partial V_z / \partial (r\theta) = 1/\rho (\partial P / \partial X) - f_z \quad (2)$$

沿流向从 IAIGV 进口到出口积分, 注意到流量连续, 有:

$$C \frac{\partial V_1}{\partial x} + \int_1^2 \frac{\partial V_z}{\partial x} dl = \frac{1}{\rho} (P_1 - P_2) - F_z \quad (3)$$

它可近似地表示为

$$C \frac{\partial V_1}{\partial x} = (P_{01} - P_2) / \rho - V_1^2 / 2 \cos \alpha_1 - F_z \quad (4)$$

式中 C 为中弧线长, F_z 为流体在 IAIGV 中受到的轴向力, α_1 为介于轴向和叶片气流出口角的某一中值。根据文献^[5] F_z 中由脉动总压诱导的脉动部分正比于速度脉度, 即 $\delta F_z = C_1 V_1 \delta V_1$ 其中 C_1 是与折合频率 $\Omega = \omega D / V_1$ 有关的复数。由小扰动假设, V_z 的脉动部分应有形式 $Ae^{i\Omega t}$, 设 P_2 为常数, 则 (4) 中非定常部分为: $i\omega C \delta V_1 = (\bar{P}_0 / \rho) - C' V_1 \delta V_1$, 式中 $C' = C_1 + 1 / \cos \alpha_1$, 即:

$$\delta V_z / V_z = \bar{P}_0 / [C' \rho V_1^2 (\bar{C} + i\Omega)] = C_2 \bar{P}_0 / (\rho V^2) \quad (5)$$

式中 $C_2 = (\bar{C} + i\Omega)^{-1}$

2. 平行压气机理论 如图2所示平行压气机理论^[6]假设在有进行畸变时, 对应于低进口总压的子压气机流量减少, 压比增高。而工作于高进口总压的子压气机则压比降低, 流量增大。主动控制即通过调节 IAIGV, 改正因进口气流畸变引起的压气机转子相对气流角的偏移, 如图3所示。在加上控制后, 对应于不同进口总压的子压气机进口导向叶片安装角错开, 对应于 $\delta P_0 < 0$ 的子压气机特性线将向左下方移动而对应于 $\delta P_0 > 0$ 的将右上移, 如图2中虚线所示。这样在新的工作点各子压气机的转子进口相对气流攻角恢复正常, 其过程如图2中箭头所示, L' 和 H' 点分别为低高进口所对应的子压气机在加上控制后的稳定工作点。

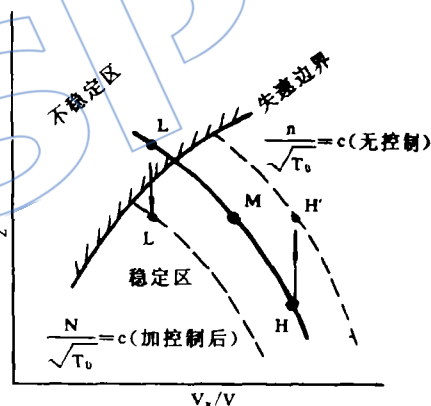


图2 加入控制前后压气机特性与工作点的变化

3. 控制的实现 IAIGV 的叶片安装角的变化 $\chi(\theta)$ 应是 1 截面总压畸变 $\bar{P}_0(\theta)$ 的函数, 即 $\delta \chi(\theta) = f(\bar{P}_0(\theta))$ 在小扰动假设下, 若 $\chi(\theta)$ 很小则由此以及由总压畸变引起的 IAIGV 出口气流落后角的变化可忽略不计, 即: $\delta \chi(\theta) = \delta \alpha_1(\theta)$ 。当存在畸变 $\bar{P}_0 < 0$ 但没有加入控制时, 由于 $V_1 < V_z$ 使攻角 β_1 增大到 β_1 , 希望在加入控制后, 由 α_1 的增大使 β_1 相应地恢复到 $\bar{P}_0 = 0$ 的水平。由速度三角形可知 (图3) $\text{ctg} \beta_1 = V_z / (U - V \sin \alpha_1)$ 根据调节要求, 取一阶近似认为 V 不变, 应有:

$$\delta \text{ctg} \beta_1 = (\partial \text{ctg} \beta_1 / \partial V_z) \delta V_z + (\partial \text{ctg} \beta_1 / \partial \alpha_1) \delta \alpha_1 = 0 \quad (6)$$

即: $\delta \alpha_1 = -\text{tg} \beta_1 \delta V_z / V_z$ 。进一步认为加入控制前后的周向流量分配变化不大, 则可联立上式与 (5) 式得到用总压畸变表示的调节规

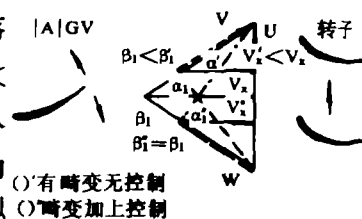


图3 总压畸变和控制对速度三角形的影响

律为:

$$\delta\chi(\theta) = -C_2 \tan\beta_1 P_0 / (\rho V_1^2) \quad (7)$$

三、讨 论

1. 目前已普遍应用的可调导向叶片或静叶只考虑了发动机在过渡状态中避免进入不稳定工作的问题, 其控制规律只是转速的函数, 既不考虑气流参数的变化, 也无法对付气流的周向畸变。而本文建议的独立可调导向叶片的调节则由其进口总压的分布确定。调节是有源的, 并且可以此为基础进一步发展有源闭环控制。

2. 当通过 IAIGV 的气流角度变化不大时, 叶片所受轴向力将是小量。(5) 式中的 $C \doteq 1$, 控制的幅度仅与折合频率 Ω 有关。此时若折合频率很高, $\Omega \gg 1$, 则总压脉动与速度脉动间有 90° 的相位差, 但由总压脉动诱导的速度脉动的幅度大为衰减, 畸变对压气机的影响因此随之减弱。反之在准稳态 ($\Omega \ll 1$) 时, (7) 式中的 $C_2 \doteq 1$, 速度脉动幅度最大且与压力脉动同相位。

3. 在典型的转子进口相对气流角 β_1 的范围内, 对于 $\Omega \gg 1$ 的准稳态总压畸变, 根据式 (7) 计算, 所要求的角度变化量确系小量。例如当 $\beta_1 = 40^\circ$ 时, 对应于峰峰值为 0.1 的总压畸变, 所需 IAIGV 的安装角的变化 $\delta\chi$ 不到 2.4° 。这反过来验证了本文所做的部分有关小扰动小偏差的假设的可行性。

参 考 文 献

- [1] Epstein A. H. "Smart Engine Components - A Micro in Every Blade?" Aerospace America, Vol. 24, January 1986.
- [2] Bloxsidge G. J. et al. "Active control of reheat buzz", AIAA paper 87-0433, 1987.
- [3] Epstein A. H. et al. "Active suppression of compressor instabilities", AIAA Paper 86-1994, 1986.
- [4] Huang X. Y., Ffowes Williams, J. E. "Active control of centrifugal compressor surge", AIAA Paper 87-0435, 1987.
- [5] Von Karman, Th. and Sears, W. R. "Airfoil Theory for Non-Uniform Motion", Journal of the Aeronautical Science, Aug. 1938.
- [6] Stenning, A. H. "Inlet Distortion Effects in Axial Compressors", Trans. of ASME, J. of Fluids Eng., Vol. 102 March 1980.

hole. Its computing program is so simple as to work on the IBM-PC computer. Due to the spline interpolation, very high accuracy of the numerical solution can be achieved even if few elements are chosen. The numerical results obtained by this method is almost completely consistent with the exact solution. Obviously, this method overcomes the shortcomings of the finite element method or finite difference method in need of solving huge systems of algebraical equations.

OPTIMIZATION OF DISPERSED ELEMENT NODE SERIAL NUMBER

Liang Cairong (Gas Turbine Establishment)

ABSTRACT The computer time and storage necessary for structure finite-element analysis are mainly dependent on the bandwidth of the general rigidity matrix $[K]$, if its dimension is fixed. According to the sparse characteristic of the general rigidity matrix and the principle of decreasing matrix bandwidth, an optimization of element node serial number is provided. It is simple and suitable for different elements, not only for the single-loop, but also for the multi-loop.

AN INVESTIGATION ON STAGNATION PRESSURE ERRORS DUE TO ROTATION STATE BEHIND A ROTOR

Tang Guocai (Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT This paper proposes that the errors in stagnation pressure measurement due to rotation state behind a rotor should include perception errors in addition to the weighting error and dynamic response errors. The analysis and experimental data show that the stagnation pressure in wake may be higher than that in the main flow, so the weighting error may be positive. These two conclusions are contrary to the affirmation of reference [1]. This paper also puts forward various approaches to minimize the errors due to the rotation state.

ACTIVE CONTROL OF INLET DISTORTED FLOW FIELD IN COMPRESSOR INLET

Xu Liping

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT The feasibility of alleviating the destabilizing effect of the inlet circumferential total pressure distortion on an axial compressor by active control of individually adjustable inlet guide vanes (IAIGV) has been qualitatively analyzed under the parallel compressor hypothesis. The result shows that when the distortion is quasi-steady it is possible to use the actively controlled IAIGV with a relatively simple proportional control scheme to adjust the flow angle, and thus to prevent the compressor entering the unstable state. For a typical blade setting the angular adjustment of IAIGV needed to cope with 10% total pressure distortion is of only few degrees.