

双转子压气机稳定工作裕度的工程评定

黎阳机械公司 江和甫

摘 要

本文讨论了双转子压气机在涡轮喷气发动机中稳定工作裕度的一些特点,提出了对稳定工作裕度进行工程评定的具体技术要求。

一、前 言

十多年来,国内在研究燃气涡轮发动机压气机的稳定工作范围方面作了大量的试验研究工作,对失稳机理和扩稳方法的探讨都有较大的进展。在发动机设计、研制中,对压气机稳定工作裕度的要求也进入了定量的阶段。

对于双转子压气机在发动机中的稳定工作裕度,单凭试验器上获得的压气机特性和发动机设计状态的共同工作线是难以确切评定的,而必须在实际发动机环境中进行。

在发动机制造过程中,零件的加工误差,不仅影响压力机在其共同工作线上的性能,也影响其稳定工作裕度。因此,为了确保发动机在飞行中可靠工作和综合检验制造质量,除了对发动机台架性能进行检验外,必要时,作为辅助的质量控制项目,还应应对批生产中的压气机稳定工作裕度进行抽检。

本文讨论了在涡轮喷气发动机中双转子压气机稳定工作裕度的特点,提出了对裕度进行工程评定的具体技术要求。

二、压气机稳定工作裕度

压气机的喘振裕度,通常使用如下定义:

$$SM = [(\pi_k^* / G_k)_{\text{喘点}} / (\pi_k^* / G_k)_{\text{工作点}} - 1] \times 100\% \quad (1)$$

式中: π_k^* 是压气机增压比, G_k 是空气流量 kg/s

由于喘振点的气流参数在试验中很难测准,因此,也常使用“稳定工作裕度”代替喘振裕度。所谓稳定工作裕度,即以最近喘点而压气机尚能稳定工作时的参数代替喘点参数计算出的裕度,其定义仍可用(1)式的规定。为了区别,稳定工作裕度记以 K_y 。

当压气机进口为标准大气条件时,(1)式可用下式代替:

$$K_y^* = [(P_2^* / G_k)_{\text{临喘点}} / (P_2^* / G_k)_{\text{工作点}} - 1] \times 100\% \quad (2)$$

在发动机实际使用中,为了避免气流通道中(特别是在发动机前部)出现多余物,尽量不要设置总压传感器。因而飞机进气道的调锥、防喘装置的控制参数,通常选用压气机出口静压 P_2 , 而不用出口总压 P_2^* 。同时,考虑到总压感头的插入所造成的堵塞也会影响参数测量的准确性,因而,工程上可用出口静压 P_2 代替出口总压 P_2^* 作为计算裕度的参数。此时,

$$K_y = [(P_2 / G_k)_{\text{临喘点}} / (P_2 / G_k)_{\text{工作点}} - 1] \times 100\% \quad (3)$$

利用气动函数可得出:

$$K_y = \left[\left(\frac{K_y^*}{100} + 1 \right) \frac{\pi(\lambda_2)_{\text{临喘点}}}{\pi(\lambda_2)_{\text{工作点}}} - 1 \right] \times 100\% \quad (4)$$

一般情况下, $\pi(\lambda_2)_{\text{临喘点}} > \pi(\lambda_2)_{\text{工作点}}$, 因此 $K_y > K_y^*$, 但两者相差不大。

对双转子压气机, 式(1)~(4)既可用于整台压气机, 也可分别用于低、高压压气机。但在使用时, 应将参数换算到标准大气条件。

三、稳定工作裕度的检查方法

为了判定压气机稳定工作裕度, 首先要设法在发动机上使压气机喘喘。目前采用的喘喘方法大致可分为两类, 即动态喘喘和稳态喘喘。动态喘喘, 例如黎明公司做的燃油阶跃法; 稳态喘喘, 例如西北工业大学做的改变导向器面积和尾喷口面积^[1,2]和黎阳公司目前正在试验的喷水喘喘^[3]。各种喘喘方法的实质都是在压气机后面造成节流状态。稳态喘喘比较容易获得喘点或临喘点的压气机参数, 且可避免压气机动态过程对喘振裕度的影响, 适于工程应用。

对双转子压气机, 其稳定工作裕度包括整台压气机的裕度 K_y 和低、高压压气机各自的稳定工作裕度 K_{yd} 、 K_{yg} , 这三者一般具有不同的数值。确定 K_{yd} 、 K_{yg} , 可以指导最佳地调整发动机, 以获得最大的全台压气机稳定工作裕度 K_y , 并可提示扩大 K_y 的努力方向。这对新机研制和发动机改进是很有意义的。但从保证发动机在使用中有足够的稳定工作裕度出发, 最关心的还是全台压气机的裕度, 本文也着眼于此。

对于采用以低压转子转速 n_1 为常数调节规律的双转子发动机, 压气机出口参数可表示为两个转子转速的函数。为了与稳定工作裕度的定义相联系, 把压气机共同工作线表达成 P_2/G_k (或 P_2^*/G_k) 与 $\bar{n}$ 及 $\bar{n}_2/\bar{n}_1$ 的关系曲线, 如图 1 所示。实际统计表明, 对于其他参数在一定范围内调整的发动机, 有非常接近的共同工作线。因此, 统计一定数量发动机得到的上述曲线, 可以作为该型发动机通用的共同工作线, 从而使稳定工作裕度的评定工作大大简化。

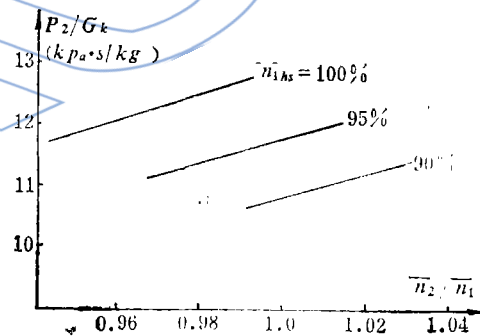


图 1 压气机的共同工作线示意图

在压气机喘喘过程中, 保持 $n_{1hs} = \text{常数}$, 当得到临喘前的 P_2/G_k 及 $\bar{n}_2/\bar{n}_1$ 值后, 在相同的 $\bar{n}_{1hs}$ 和 $\bar{n}_2/\bar{n}_1$ 与共同工作线上的 P_2/G_k 值相比较, 用(3)式计算出 K_y 。

如果加力状态下的压气机共同工作线与非加力状态的相近, 工程上允许只在非加力状态下检查压气机的稳定工作裕度。

四、需评定压气机稳定工作裕度的范围

发动机的工作条件随飞行条件而改变, 为了保证在整个飞行范围内压气机都有足够的稳定工作裕度, 需要在一定的 $\bar{n}_{1hs}$ 范围内进行检查。

歼击机的典型飞行包线如图 2 所示。当发动机以最大转速 ($\bar{n}_1 = 100\%$) 状态工作时, 换算

转速 $\overline{n}_{1hs}$ 随着进气温度而改变,其变化情况也示于图2。从图2可见,一般可在 $\overline{n}_{1hs} = 90 \sim 100\%$ 的范围内检查压气机稳定工作裕度。该范围已包含了歼击机的主要作战使用范围,且可在地面台架上用降低转速的办法来模拟低 $\overline{n}_{1hs}$ 。受强度限制,在地面台架上无法模拟 $\overline{n}_{1hs} > 100\%$ 的条件(相当于图2中的A区)。此外,在地面台架上,对于温度及Re数的影响只能予以忽略,这在工程上是可以接受的。

双转子压气机的共同工作点及喘振裕度都随着两个转子的转速比 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 而改变,过大或过小的 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 对整台压气机的稳定工作裕度都是不利的。为此,对压气机的稳定工作裕度,除在不同的几个 $\overline{n}_{1hs}$ 下检查外,对每一个 $\overline{n}_{1hs}$,还应在一定的 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 范围内进行检查。

确定 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 的检查范围时,应考虑以下三方面的因素:

(1) 涡轮前温度的影响。在同型号的一批发动机中,为了达到规定的性能指标,涡轮前燃气温度 T_3^* 有一定的散布范围,一般可达 $20 \sim 40\text{K}$ 。当高压涡轮导向器处于临界状态时,根据压气机出口和涡轮导向器临界截面写出连续方程

$$G_K(1+q) = m \cdot F_1 \cdot P_2^* \cdot \sigma_{kc} / \sqrt{T_3^*} \quad (5)$$

可近似写成:

$$P_2^*/G_K \propto \sqrt{T_3^*} \quad (6)$$

(6)式表明,高的涡轮前燃气温度对应着高的压气机工作点(P_2^*/G_K),当 $\overline{n}_1 = \text{常数}$ 时,也就对应着高的 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 值。一定的 T_3^* 散布范围所对应的 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 变化范围的大小,取决于发动机各部件,特别是压气机的特性。以涡喷-7发动机为例,在最大状态下, T_3^* 改变 30K 时, $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 的变化范围约为 0.0095 。

(2) 涡轮导向器面积的影响。由于各台发动机高、低压压气机及涡轮性能的差异和高、低压涡轮导向器面积的调整公差,即使在相同的 T_3^* 下, $\overline{n}_2/\overline{n}_1$,也有一定的散布范围,如某型发动机的规定允许值为 ± 0.007 。

(3) 外场使用中的变化。发动机在使用中,各部件几何尺寸及性能都有变化。为此,需根据发动机的具体情况,给出外场使用中 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 的变化范围,一般约为 $\pm 0.007 \sim \pm 0.01$ 。

将上述三个因素引起的 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 变化范围叠加,可以得到应检查裕度的 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 范围。以某型发动机为例,约需在 $(\overline{n}_2/\overline{n}_1)$ 平均 ± 0.0218 范围内($\overline{n}_2/\overline{n}_1 = 0.974 \sim 1.017$)进行检查。

为了在逼喘用的工艺发动机上获得如此宽的 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 范围,需要超出正常范围去调整高、低压涡轮导向器面积和尾喷口面积。例如,用小的高、低压导向器面积比,达到 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 的上限,然后用放大尾喷口面积达到 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 的下限。

在 $\overline{n}_{1hs} < 100\%$ 时 $\overline{n}_2/\overline{n}_1$ 的检查范围可根据 $\overline{n}_{1hs} = 100\%$ 时的检查范围近似地认为与 $\overline{n}_{1hs}^2$ 成正比的关系得出。

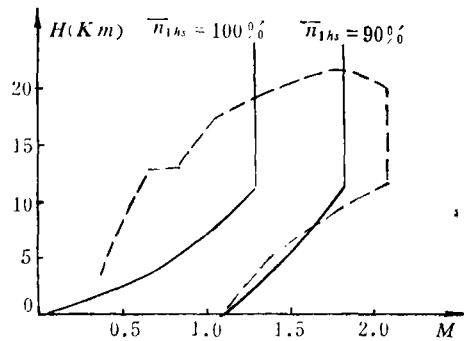


图2 典型的歼击机飞行包线

五、压气机稳定工作裕度的验收曲线

如果要评定某型发动机压气机的稳定工作裕度,应在规定的若干个 $\overline{n_{1hs}}$ 值下并在各自的 $\overline{n_2}/\overline{n_1}$ 范围内用第二节中所述方法进行。

如果对某型发动机的稳定工作裕度已有明确的指标规定,工程上作为对制造质量的检验,往往只需判明裕度是否合格而不必算出具体数值。为此,可根据如图 1 所示的共同工作线逐点按下式计算并画出验收曲线:

$$(P_2/G_k)_{\text{验收线}} = (K_y/100 + 1) \times (P_2/G_k)_{\text{工作点}} \quad (8)$$

式中的 K_y 用指标规定值。

实际验收时,当检验点(临端点)落在验收曲线上方时,即表明该压气机稳定工作裕度合格,反之为不合格。

某发动机的验收曲线作为实例示于图 3。

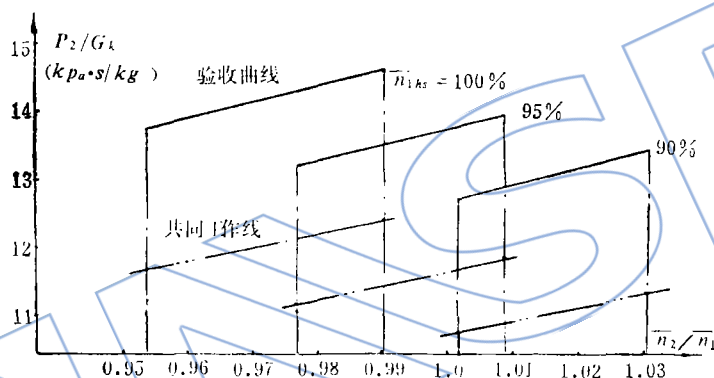


图 3 某型发动机压气机 K_y 验收曲线

应当指出,按上述方法检验压气机稳定工作裕度是很耗费人力、物力的。因此,作者认为,如果试验已证实低 $\overline{n_{1hs}}$ 时的稳定工作裕度大于 $\overline{n_{1hs}} = 100\%$ 时的裕度,可以只在 $\overline{n_{1hs}} = 100\%$ 时检验 K_y 。进而,如果试验已证实稳定工作边界(不同 $\overline{n_2}/\overline{n_1}$ 时所得临端点的连线)基本与验收曲线平行时,也可以只在某一个 $\overline{n_2}/\overline{n_1}$ 值下检验 K_y 。这在工程上无疑是受欢迎的。

在评定双转子压气机的稳定工作裕度时,应当在某一转速区间,例如 $\overline{n_{1hs}} = 90 \sim 100\%$,的若干个转速下检查。每个转速下,又应当在其各自规定的 $\overline{n_2}/\overline{n_1}$ 范围内进行。

参 考 文 献

- [1] 进气畸变组,“在发动机上用改变喷口面积法进行压气机特性的试验研究”,西北工业大学科技资料总字第 798 期,1978。
- [2] Tang Diyi, Li Wenlan, Cong Mengzi, “The Investigation of the Stability for Multistage Axial Compressor”, 85-IGT-24, 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition
- [3] 张炬、吴岳庚、运启生,“稳态诱喘方式试验研究——双转子涡轮喷气发动机的喷水诱喘”,CSAA PT-86-48, 1986。

(责任编辑 冯毓诚)

volume is lower than 3 % in exhaust gases. The set was certificated in 1985 and passed the test in underground fire zone. The practice has proved that extinguishing a big fire by means of inert gas is an effective method at present.

A METHOD FOR COMPRESSOR AXISYMMETRIC CHARACTERISTICS BY THE AID OF ROTATING STALL PARAMETERS

Tang Guocai and Zhang Huimin

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

A new method is provided to obtain the axisymmetric characteristics of an axial compressor by the aid of its rotating stall parameters. The principal difference of the method from the method of Koff and Greitzer (K.G) is its utilization of non-uniformity along circumferential direction induced by rotating stall with the inertial correction incorporated to gain the axisymmetric characteristics in the flow range, in which the rotating stall usually occurs. The characteristics of a typical example follow quite reasonable trend. This method exhibits a wider applicable range because it is not restrained by the requirements for the three time scales as specified in K. G's method and also due to the fact that the stall parameters are easier to be acquired than the surge parameters.

ENGINEERING EVALUATION OF STEADY OPERATING MARGIN OF A DUAL-ROTOR COMPRESSOR

Jiang Hefu

(*Li Yang Machinery Company*)

Abstract

The characteristics of the steady (surge-free) operating margin of a dual-rotor compressor in a turbojet engine are discussed, and the practical technical requirements are given for engineering evaluation of the steady operating margin. For the dual-rotor compressor, there is a great influence of the ratio n_2/n_1 (H.P. rotor speed to L.P. rotor speed) on the steady operating margin. In order to guarantee the steady operation of the compressor in the whole flight envelope, it is necessary to check the surge-free operating margin not only in a specified range of the L.P. rotor speed but also in a specified range of n_2/n_1 . A numerical example of a turbojet engine is given to illustrate the above requirements.