

进气总压总温畸变对压气机 稳定性的影响*

西北工业大学 廉小纯** 陈辅群
试飞研究院 王骊安

【摘要】 本文对 Melick 提出的进口总压周向稳态畸变对压气机稳定性裕度损失的估算方法作了改进, 并加以推广应用于进口总温周向稳态畸变的情况。在此基础上, 本文提出了总温和总压组合畸变下压气机稳定性裕度损失的预测方法。以某型双轴涡喷发动机为例作了某些具体的计算。

关键词: 稳态畸变 压气机 裕度损失

1 总压畸变

进口有稳态周向总压畸变时, 压气机叶片经受周期的非定常攻角变化。对于孤立叶型, 瞬时攻角对应的压力分布、升力系数和失速的发生等都滞后于稳态攻角的情况, Melick^[1]认为, 可以用有效攻角 α_e 代替瞬时攻角 α 以考虑非定常效应。当有效攻角等于无畸变失速时的攻角时产生动态失速。有效攻角与瞬时攻角的关系可由下式描述:

$$d^2(\alpha_e - \alpha) / dt^2 + (1/\tau_1 + 1/\tau_2) d(\alpha_e - \alpha) / dt + (1/\tau_1 \tau_2)(\alpha_e - \alpha) = (1/\tau_1 \tau_2)(\alpha - \alpha_0) \quad (1)$$

式中, α_0 、 α 、 α_e 分别为平均攻角、瞬时攻角和有效攻角; τ_1 和 τ_2 为两个无因次时间常数, 由实验确定, 可近似取 $\tau_1 = \tau_2 = \tau = 2.0 \sim 3.5$ ^[1]。如果瞬时攻角为正弦变化, 则方程 (1) 的解可写为:

$$(\alpha_e - \alpha_0) / (\alpha - \alpha_0) = \sin(2K\tau - \varphi) / (1 + 4K^2\tau^2) \quad (2)$$

$\varphi = 2 \arctan(2K\tau)$, K 为换算频率, 与角频率 ω 轴向速度 U 和叶型弦长 C 有关: $K = \omega C / 2U$ 。研究稳定性裕度损失时只对攻角的最大值感兴趣, 可以写出最大有效攻角与最大瞬时攻角的比值 (略去注角 max):

$$(\alpha_e - \alpha_0) / (\alpha - \alpha_0) = 1 / (1 + 4K^2\tau^2) \equiv f(K) \quad (3)$$

对于任意的周期瞬时攻角变化, 可用富氏级数表达, 由于方程 (1) 是线性的, 其解可以叠加。

进口有稳态周向总压畸变时, 工作于低压区的压气机有较高的增压比, 而高压区的压气

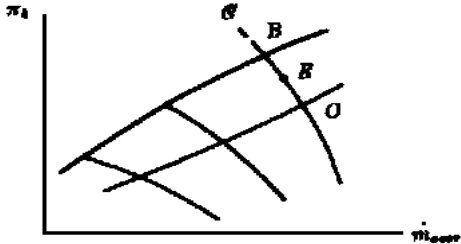


图 1 进气总压畸变

机则增压比较低, 两者出口的静压相同。转子对气流做功的变化对应着攻角的变化。图 1 中 O 点表示无畸变时工作点, C 点对应着最大瞬时攻角, E 点对应最大有效攻角, B 点为无畸变时喘振点。可以看出, 最大瞬时攻角超过无畸变稳定边界时, 最大有效攻角可能尚未达到这个稳定边界, 即压气机不发生喘振。

对于进口周向正弦波型的稳态总压畸变, 压气机稳定性裕度损失 ΔSM 与畸变参数 D 的关系^[1]为 $\Delta SM/D = f(nK)$ 。 $\Delta SM = (\pi_{kE} - \pi_{kO}) / \pi_{kO}$, π_k 为压气机增压比, 注角 E 、 O 对应图 1 中的 E 和 O 点; $D = (\bar{P}_t - P_{tmin}) / \bar{P}_t$, $\bar{P}_t$ 和 P_{tmin} 分别为进口平均和最低总压; n 为每周低压区的个数。文献 [1] 的方法可以处理任意型的进口周向稳态总压畸变, 考虑了非定常应, 能估计临界畸变角值, 但是在其基本公式中略去了压气机效率的变化。在压气机的等换算转速线上效率的变化是明显的, 应该考虑这个效率的变化, 为此相应于文献 [1] 中的 (D-13) 式应写为:

$$d(\Delta h) / \Delta h = d\alpha / \alpha + d\eta_k / \eta_k, \quad \Delta h = C_p T_{t1} [\pi_k^{(k-1)/k} - 1] / \eta_k \quad (4)$$

式中, Δh 为每公斤空气流量通过压气机的焓增量; η_k 是压气机效率; α 为攻角; C_p 、 k 和 T_{t1} 分别为空气的定压比热, 比热比和压气机进口总温。根据 (4) 式, 对于正弦波型的总压畸变 (进口总温 T_{t1} 均匀), 可以导出压气机稳定性裕度损失 ΔSM 和畸变参数 D 之间的关系:

$f(\pi_{kO}) \Delta SM - 2(\eta_{kE} - \eta_{kO}) / \eta_{kO} = \{f(\pi_{kO}) D / (1 - D)\} - 2[(\eta_{kC} - \eta_{kO}) / \eta_{kO}] f(nK)$ (5)
 $f(\pi_{kO}) = (k-1) / k [1 - \pi_{kO}^{(1-k)/k}]$ 。在 (5) 式中, η_{kC} 为对应图 1 中 C 点的压气机效率。 C 点是进口最低总压区对应的工作点, 由给定的畸变参数 D 确定。为此, 可以先将压气机特性图转换成其纵座标为压气机出口静压与进口总压之比表示的增压比的特性图。根据有畸变时压气机出口静压均匀的条件立即可以求得畸变时高压区或低压区的压气机增压比。如果给定的畸变参数 D 较小, 则 C 点落在喘振边界的右边, η_{kC} 可以直接从压气机特性线上查取; 如果畸变数 D 值增大到其相应的有效工作点 E 落在喘振边界上, 则认为压气机发生动态喘振。在 (5) 式中, 虽然有两个未知数 ΔSM 和 η_{kE} , 但 ΔSM 是 π_{kE} 的函数, 而 π_{kE} 和 η_{kE} 是图 1 中 E 点所对的增压比和压气机效率。在已知无畸变时的工作点 O 和给定的畸变参数 D 值的情况下, 通过 (5) 式可得 ΔSM 。对于任意给定的进口总压周向分布, 可以由富氏级数表达, 最后用叠加原理得 ΔSM 。

2 总温畸变

当进口有周向稳态总压畸变时, 双轴发动机低压压气机出口不仅存在总压畸变而且伴随有总温畸变。文献 [1] 没有分析研究这种情况, 本文将有效攻角的概念推广应用于进口周向稳态总温畸变。总温畸变时, 高温区换算转速降低, 低温区换算转速增高, 两者出口静压相同^[3]。在以出口静压与进口总压比值为增压比表示的压气机特性图上, 高温区和低温区的增压比相同 (图 2)。图中 O 点代表无畸变工作点, C 点对应高温区最大瞬时攻角, E 点为最大有效攻角对应的工作点, B 点是无畸变情况下稳定边界上的一点。转子叶片仍然经历周期的瞬时攻角变化。如果进口周向总温畸变为正弦波型变化, 则可得到最大有效攻角对应的 E 点与最大瞬时攻角对应的 C 点的关系方程:

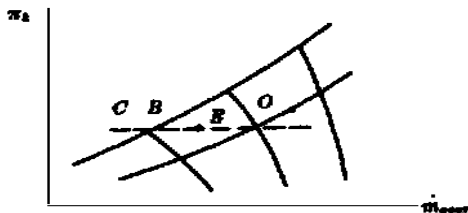


图 2 进口总温畸变

$$(T_{tE} - T_{tO})/T_{tO} - 2(\eta_{kE} - \eta_{kO})/\eta_{kO} = f(nK) [(T_{tC} - T_{tO})/T_{tO} - 2(\eta_{kC} - \eta_{kO})/\eta_{kO}] \quad (6)$$

 T_{tE} 、 η_{kE} 分别为图 2 中 E 点所对应的压气机进口总温和压气机效率; T_{tO} 和 η_{kO} 分别为图 2 中 O 点所对应的; T_{tC} 和 η_{kC} 分别为图 2 中 C 点所对应的; n 为每周高温区的个数。

在 (6) 式中的 η_{kC} 和 T_{tC} 由给定的总温畸变参数 D_t 确定, D_t 的定义是: $D_t = (T_{tmax} - \bar{T}_t)/\bar{T}_t$ 。式中, $\bar{T}_t$ 和 T_{tmax} 分别为进口平均总温和最高总温。给定了 D_t 可得 T_{tmax} , 进而求得相应的换算转速, 再根据静压相等的条件可以求得 C 点在压气机特性图上的位置。如果 C 点在喘振边界左边而相应的 E 点并未达到喘振边界, 则 C 点的效率 η_{kC} 可通过压气机特性外插求得。在 (6) 式中 T_{tE} 和 η_{kE} 为未知数, 而两者又相互关联, 故可算出 E 点的位置。通过 E 点有压气机的等换算转速线, 在此线上有相应的无畸变时的工作点 O , 于是可以计算压气机稳定性裕度损失, $\Delta SM = (\pi_{kE} - \pi_{kO})/\pi_{kO}$ 。对于任意给定的进口总温周向分布, 同样可用富氏级数描述, 然后根据叠加原理求得稳定性裕度损失。

3 总压和总温组合畸变

根据前两者的分析结果, 可以预测进口周向稳态总压和总温组合畸变对压气机稳定性裕度损失的影响。为了说明方法要点, 下面以 180 周向畸变为例讨论几种典型的组合情况。

总压和总温畸变完全重合, 即低压区与高温区完全重合这种情况, 压气机稳定性裕度损失最大, 如图 3a 所示。图中 1 点为无畸变时的工作点, 1' 点对应低压区最大有效攻角, 2 点为在低压区的基础上叠加高温区最大有效攻角。稳定性裕度损失由 2 点的参数决定。

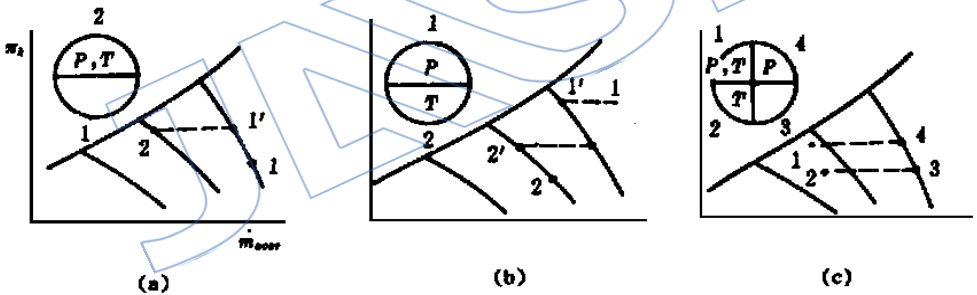


图 3 进口总压和总温组合畸变

总压和总温畸变完全不重合, 即低压区与低温区重合, 高压区与高温区重合, 如图 3b 所示。图中 O 点代表无畸变时的工作点, 1' 点对应单纯低压区, 1 点则是在单纯低压区的基础上叠加低温区的结果; 2' 点对应单纯高温区, 2 点是在单纯高温区的基础上叠加高压区的结果。根据给定的总压畸变参数和总温畸变参数值的大小, 1 点或者 2 点都可能成为关键区。这种总压和总温畸变完全不重合情况, 对压气机稳定性裕度损失的影响相互抵消。也就是说, 这种组合畸变比单纯总压畸变或者单纯总温畸变的影响要减小。这与文献 [2] 的试验结果在定性方面一致。总压和总温畸变 90 情况。图 (c) 中 3 点代表无畸变时的工作点, 4 点为单纯低压区, 2 点为单纯高温区, 1 点为低压和高温重叠区。可见稳定性裕度损失决定于 1 点。

4 算 例

以某型双轴涡喷发动机为例作了若干具体计算。无畸变情况下发动机共同工作线上低转子换算频率 K 值的变化^[4]为: 相对换算转速 $\bar{n}$ 分别为 1.005、0.955、0.905、0.855 时换算

频率 K 分别为 0.1399、0.1404、0.1425、0.145。本计算中取无因次时间常数 $\tau = \tau_1 = \tau_2 = 3.5$ 。

180 正弦波型总压畸变。图 4 表示计算结果与用文献 [1] 的方法计算结果的比较, 计算时低压压气机相对换算转速 $\bar{n} = 1.005$, 换算频率 $K = 0.14$ 。可以看出, 在畸变值较小时两种方法相近, 但随着畸变参数 D 值的增加, 差别加大。

180 方波型总压畸变。这时, 瞬时攻角可由富氏级数表达: $\alpha = \alpha_0 + \sum a_n \cos(n\theta) + \sum b_n \sin(n\theta)$ 。 n 为谐波数目, 一般取 10~14; α_0 、 α 分别为瞬时攻角和平均攻角; a_n 、 b_n 为富氏系数, 由给定的进口周向总压分布决定。相应的有效攻角 α_e 为: $\alpha_e = \alpha_0 + \sum f(nK) a_n \cos[(n\theta) + \psi(nK)] + \sum f(nK) \cdot b_n \sin[(n\theta) + \psi(nK)]$ 。式中, $\psi(nK) = \arctang(2nK\tau_1) + \arctang(2nK\tau_2)$ 。上述两式可以计算出最大有效攻角和最大瞬时攻角的比值, 以后的计算与单纯正弦型畸变的情况相同。图 5 表示计算结果的比较, 计算条件为发动机相对换算转速 $\bar{n} = 1.005$, 换算频率 $K = 0.14$ 。

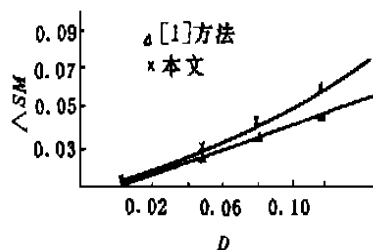


图 4 180 正弦型总压畸变

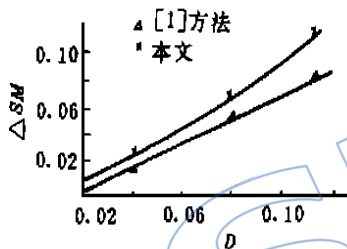


图 5 180 方波总压畸变

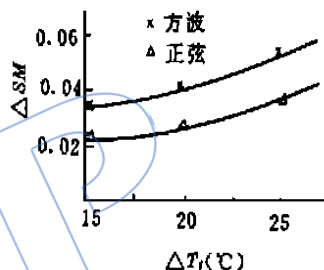


图 6 180 总温畸变

图 6 表示 180 方波型和 180 正弦波型总温畸变对压气机稳定性裕度损失影响的曲线。图中横座标 ΔT_i 代表高温区最大温度 T_{tmax} 与进口平均总温的差值。可以看出, 在总温畸变值相同的情况下, 方波型的稳定性裕度损失较大。

图 7 表示 180 方波型总温畸变和 180 方波型总压畸变的组合对压气机稳定性裕度损失的影响。计算对应的条件是: 相对换算转速 $\bar{n} = 1.005$, 总压畸变参数 $D = 0.1$, 总温畸变 $\Delta T_i = 20^\circ\text{C}$ 。图中横座标

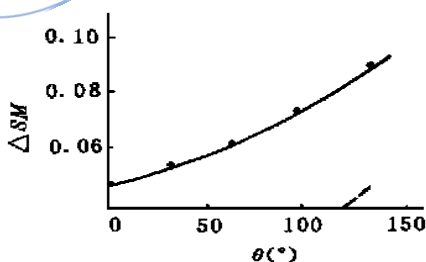


图 7 组合畸变

代表低压区和高温区的重叠角度, 纵座标为压气机稳定性裕度损失。可以看出, 随着重叠角的加大, 稳定性裕度损失迅速增加, 在零度重合时, 如前所述由于总压和总温畸变的相互抵消作用, 反而没有单独等值的关键一项畸变对稳定性裕度损失影响大。

参 考 文 献

- 1 Melick H C. Analysis of Inlet Flow Distortion and Turbulence Effect on Compressor Stability. NASA-CR-114577, 1973
- 2 David N. Bowtitch, Robert E. Coltrin. A Survey of Inlet/Engine Distortion Compatibility. NASA TM 83421, 1983
- 3 Ronald Seoder H, Charles Mehalic M. Effect of Combined Pressure and Temperature Distortion Orientation on High-Bypass-Ratio Turbofan Engine Stability. NASA TM 83771, 1984
- 4 王骊安. 周向进气畸变对涡喷发动机稳定性及性能的影响: [学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1992

(责任编辑 魏星禄)

EFFECT OF STEADY- STATE CIRCUMFERENTIAL PRESSURE AND TEMPERATURE DISTORTIONS ON COMPRESSOR STABILITY

Lian Xiaochun and Chen Fuqun

(*Northwestern Polytechnical University*)

Wang Li'an (*Flight Test Research Institute*)

ABSTRACT

A model for predicting the effect of inlet steady-state circumferential total pressure distortion on compressor stability presented in reference [1] has been improved by considering the variation in compressor efficiency due to the distortion. The improved model is applicable to case of the inlet steady-state circumferential total temperature distortion. Based on this model, a method has been developed for estimating the effects of combined pressure and temperature distortions on the compressor stability. A numerical analysis was conducted for a two-spool turbojet engine with the pressure and temperature distortions as well as the combined distortions. The results show that the variation in compressor efficiency due to distortion cannot be negligible for large amplitude pressure distortion. For the combined distortions, the pressure and temperature distortion orientations play a certain role in the compressor stall. The maximum loss in the compressor stall margin occurs at superimposed (180° overlap) combined distortion. Conversely, the effect is minimum for the opposite combined distortion.

CONTROL OF SEPARATION BY DYNAMIC AIR JETS

Ren Guopin and Zhang Shiyong

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

Results about the effects on separation of an aerofoil at high angle of attack by air jets producing streamwise vortex of alternating circulation and spanwise vortex fluctuating up and down above the surface are given. Combined effects of the above two kinds of jets are also investigated. The actions of the mentioned jets both cause the retardation of separation and earlier reattachment. The suitable design and arrangement of the jets gain reduction of 76% separation bubble length.

DYNAMIC SIMULATION OF HIGH- SPEED ROLLER BEARINGS

Li Jinbiao and Wu Linfeng

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

The general fatigue theory of rolling bearings is unable to predict the failure due to skidding and skewing of rolling elements, which often occur in high-speed roller bearings. According to the hydrodynamic lubrication and EHL theory, a model of interaction among rolling elements is established. The dynamic model of roller bearings is also established according to the second Newton law. By means of the program provided in the paper, it is possible to calculate the load distribution, oilfilm thickness and fatigue life of roller bearings, and to simulate dynamically the skidding of rollers and cage, the skewing and