

瞬态过程热传递对压气机 稳定裕度的影响*

王占学 唐狄毅

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

摘 要: 详细分析了发动机瞬变过程中热传递对压气机稳定性的影响机理, 建立了热传递对压气机稳定裕度影响的数学模型, 并以一台增压比为26的涡扇发动机为例进行计算, 结果表明了建立模型的正确性。

主题词: 涡轮风扇发动机, 瞬态响应, 热传递, 压气机, 稳定性

分类号: V235.13

THE EFFECT OF TRANSIENT HEAT TRANSFER ON COMPRESSOR SURGE MARGIN

Wang Zhanxue Tang Diyi

(Dept. of Aeroengine, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Abstract: The effect of transient heat transfer on the stability of axial flow compressor is analyzed. Based on the analysis, the mathematical model is established to study the effect of transient heat transfer on compressor surge margin. According to the established model, a turbofan engine with compression ratio 26 is investigated. The results show the validation of the model.

Subject terms: Turbofan engine, Transient response, Heat transfer, Air compressor, Stability

1 引 言

现代涡轮发动机总增压比高, 相应地会产生较高的温升, 就会导致喘振或失速发生。发动机在减速、加速循环的工作中, 经常遇到称为“Bodie”加速性^[1]或“遭遇”加速性^[2]问题, 将导致喘振或失速。在使用过程中, 不可恢复失速的出现^[3], 可能会使压气机产生严重后果。虽然在压气机稳定裕度的预测方面取得了不少进展, 但这些方法都没有考虑瞬变过程中热传递对压气机稳定裕度的影响。因此, 有必要分析发动机瞬变过程中热传递对压气机稳定裕度影响的机理和确定由此引起的稳定裕度的减少量。

2 瞬变过程中热传递对压气机稳定裕度的影响机理

当发动机从加速到减速再到加速时, 叶片会向气流散热, 使发动机处于一种热工作状态, 相对于冷工作状态, 发动机稳定裕度减小; 当再重新进行加速时, 可能会引起失速或喘振, 这主要是因为各部件偏离了平衡工作状态。

在轴流压气机中, 金属表面向气流的热传递, 使环面附面层增厚, 由于阻塞引起额外损

* 收稿日期: 19961016, 修回日期: 19970310

失。在叶片上附面层也同样会增厚,图1表示了叶片后形成的尾迹受热传递的可能影响。

从图1上可以看到,在压力面的尾迹部分基本不受热传递的影响,因此它的厚度和从叶片尾缘的分离角不随叶片温度而改变。但是在“热”叶片吸力面,由于较大的逆压力梯度,附面层迅速增长,叶片尾迹增厚,导致尾缘分离角不同于绝热状态,叶片向附面层的热传递的最终结果是形成较厚的尾迹,有效偏转角减少 $\Delta\alpha_2$,其值依叶片和气流温度而变化。同时,吸力面附面层是紊流或层流以及是否存在分离对 $\Delta\alpha_2$ 有很大影响。所以热传递引起了位移厚度的增加,尾缘分离角发生改变,引起攻角变化,压气机偏离设计工作状态。

空气密度变化,引起压气机特性改变。在零件和气流之间有热传递时,会改变通过压气机的气流温度,引起气流密度变化,这必然导致气流轴向速度发生变化,引起攻角变化。同时,若存在金属零件表面向附面层的热传递,会引起附面层内密度的减小,降低了流动惯性,增加附面层厚度,加快附面层分离。一旦附面层分离,热传递会加速这个过程。因此,轴向速度的变化,以及附面层变化引起的叶栅的气流参数的变化,引起各级工作点偏离设计工作点,压气机特性偏离设计工作状态。

非绝热的压缩和膨胀使整台发动机偏离设计工作点。金属零件和气流之间的热传递使发动机中的压缩和膨胀成为非绝热的;热传递对附面层的影响,涡轮导向器的有效流通面积改变,这两个原因共同作用使整台发动机偏离设计工作点。

热传递引起部件或零件间间隙改变,气流的不均匀度增大。这二者的共同作用,会导致有效功和级效率下降,导致级压头减小。但是,和其它影响相比,由于热传递引起的间隙的变化对压气机稳定裕度的影响很小,在分析中可忽略不计。

3 数学模型

3.1 热传递对喘振边界的影响

在计算热传递对压气机特性的影响时,可近似为对有效转速的影响^[4]。把热传递对附面层、密度的影响均分别近似为对有效转速的影响。

热传递使附面层发生变化,如分离点的运动,与叶片表面温度和气流温度之差成比例,因此,有效转速的变化 Δn_B 可以用此温差来表示:

$$\left(\frac{\Delta n_B}{n}\right)_{BL} = -0.005 \left(\frac{T_{\text{aerofoil}} - T_{\text{ave1.2}}}{T_{\text{ave1.2}}} \right)$$

式中: n 为瞬变完成后的压气机转速; T_{aerofoil} 为翼型表面平均温度; $T_{\text{ave1.2}}$ 为瞬变完成后压气机进、出口截面间的平均温度。

由于密度改变引起的有效转速 n 的变化可由下式求出:

$$\left(\frac{\Delta n_D}{n}\right)_D = -0.15 \left(\frac{Q}{q_m} \right) \frac{1}{T_{\text{ave1.2}}}$$

式中: Q 为叶片表面向气流的放热量; q_m 为气流的质量流量。

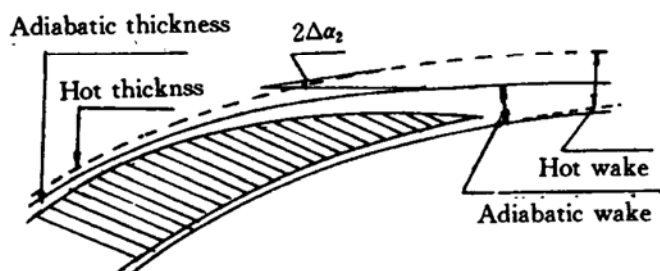


Fig. 1 The effect of heat transfer on blade wake

3.2 热传递对发动机共同工作线的影响

热传递引起压缩和膨胀过程是一个多变过程,所以计算时应对绝热指数进行修正。在膨胀过程,绝热指数修正式为:

$$\frac{m-1}{m} = (1-F)\eta_{pt} \frac{\gamma-1}{\gamma}$$

在压缩过程中,绝热指数修正式为:

$$\frac{m-1}{m} = \frac{(1-F)}{\eta_{pc}} \cdot \frac{\gamma-1}{\gamma}$$

式中: m 为修正后的多变指数; $F = Q/L$; Q 为传热量(向气流传热为正,气流向外界放热为负); L 为加工量(气流对外做功为正,外界对气流做功为负); η_{pt} 为涡轮多变效率; η_{pc} 为压气机多变效率; γ 为绝热指数。

热传递引起附面层厚度变化,对通过导向器流量的影响可以用流量修正系数 C_D 表示:

$$C_D = r^{\left(\frac{1}{m}-\frac{1}{\gamma}\right)} \left[\frac{1 - r^{\frac{m-1}{m}}}{(1-F) \cdot \left(1 - r^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

式中, r 为导向器下游静压/导向器进口总压。

4 算例分析及结论

利用上面的数学模型,以一台压比为26的涡扇发动机为例进行计算,结果见图2,图3。

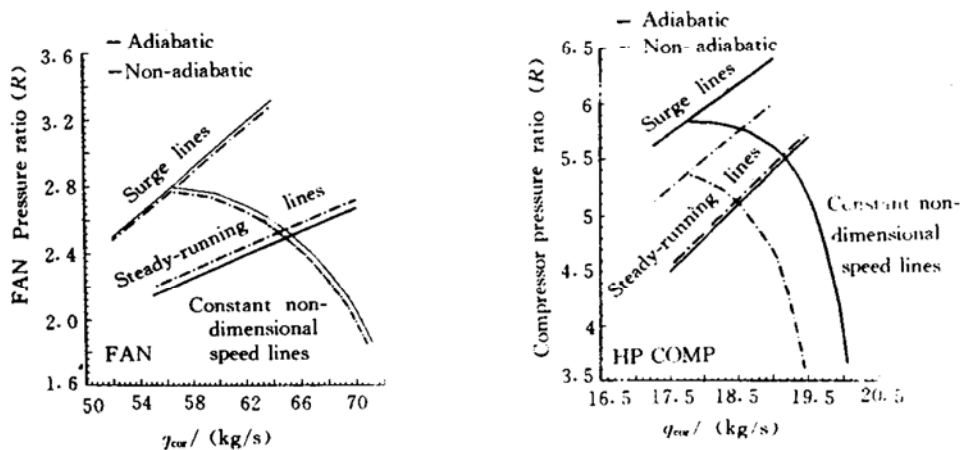


Fig. 2 Deceleration at sea level from maximum speed to ground idle speed

从计算结果可以得到以下结论:

(1) 热传递对压气机特性的影响体现在转速线和喘振线的偏移,热传递不仅引起换算转速变化,同时也影响压气机气动特性,使每一级偏离设计工作点。

(2) 热传递对发动机共同工作线的影响,是由于热传递使压缩和膨胀过程不再是绝热过程,同时使叶片表面附面层厚度发生变化,通过涡轮导向器的流量发生变化。

(3) 在加速过程中,热传递稳定裕度增大,有利于发动机稳定工作,在减速过程中,热传递使稳定裕度减小,在发动机减速完成后再加速时,可能引起压气机失速。

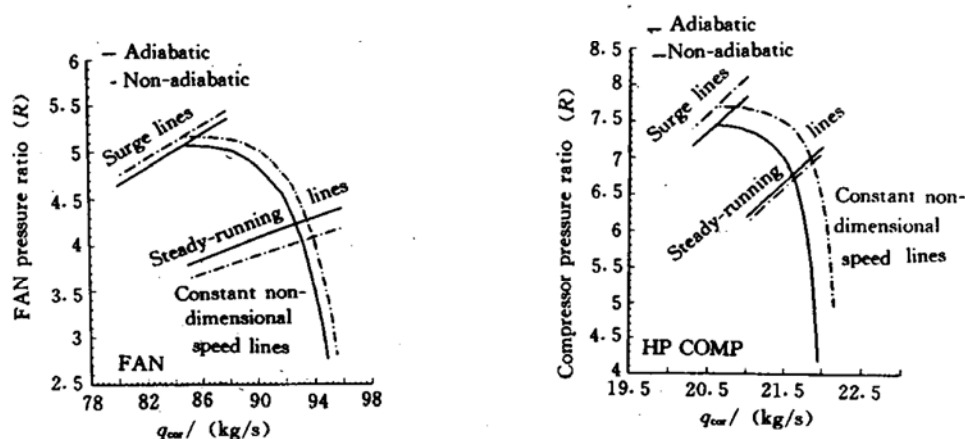


Fig. 3 Acceleration at sea level from ground idle speed to maximum speed

参 考 文 献

- 1 Roger A C, Alan E B. Quantitative evaluation of transient heat transfer on axial flow compressor stability. AIAA 85-1352
- 2 王占学, 唐狄毅. 发动机瞬变过程中热传递对压气机性能的影响. 现代科技新进展, 西安: 西北工业大学出版社, 1994, 11: 360~364
- 3 Maccallum N R L. Axial compressor characteristics during transients. Engine Handling AGARD CP-324, 1982
- 4 Maccallum N R L. Thermal influences in gas turbine transients-effects of changes in compressor characteristics. ASME 79-GT-143
- 5 Maccallum N R L. Effect of bulk heat transfer in aircraft gas turbines on compressor surge margins. Conference on Heat and Fluid Flow in Steam and Gas Turbine Plant, London: Institute of Mechanical Engineers, Conf Publ 3/T3, 1974: 74-100