

热效应对涡喷发动机过渡过程的影响

北京航空学院 陈大光 潘永泉

涡轮喷气发动机的过渡过程是个很复杂的物理过程。为了分析发动机的加速性,工作稳定性以及设计发动机燃油控制系统,需要建立一个精确的过渡过程数字模型。目前比较通用的过渡过程数学模型,大都是只考虑发动机转子惯性和发动机流道上的容腔影响^[1]。许多计算证明,对于一般过渡过程容腔影响极小,完全可以忽略不计^[2]。通过对一台单轴涡轮喷气发动机的过渡过程试验,观测到了热效应对过渡过程的影响是不容忽视的。这里热效应包括过渡过程工质与零部件间热传导的影响,和由于发动机零件的温度变化引起的压气机、涡轮等部件中间隙变化对部件特性的影响。本试验的目的,就是通过发动机冷加速和热加速,分析比较过渡过程中热效应对发动机动态特性的影响,为建立较精确的数字模型,了解过渡过程的物理实质提供依据。

为了直接通过试验数据的对比显示出过渡过程中的热效应,利用了一台单轴涡轮喷气发动机,进行了冷加速和热加速两种加速试验。冷加速是指发动机起动后经过慢车达到85%的换算转速(如果再降低加速过程的起始转速,将与发动机共振转速重合,影响工作安全),然后由直流电机控制油门加速到94%的换算转速。热加速则是发动机在94%换算转速下停留不少于7分钟,使发动机零件充分加热,达到热平衡状态,然后迅速收回油门,使发动机转速回至85%换算转速,在10秒钟之内再次加速到94%换算转速,并记录全部数据。很多试验证明,发动机在某一状态停留10分钟左右才能达到热平衡^[3],因此,热加速是在发动机零部件温度基本保持在接近94%状态的温度情况下进行的加速试验。

为了分析对比两种加速过程的数据,必须保证两种加速的供油规律保持完全一致。为了保证这一关键要求,试验时使用了一个直流油门控制电机控制计量油门开度。保持电机输入电压稳定,则油门电机转速恒定,油门开度,即供油量随时间的变化规律就可保持不变。

在试验中测取了发动机转速 n ,燃油流量 G_{ry} 和压气机后总压 P_2^* (见图1)。

两种加速过程的试验结果表示在图2上。从图上可以看出:在供油规律完全相同的情况下,热加速过程中发动机转速和压气机后的压力(或换算为增压比 π_k^*),比冷加速过程增加

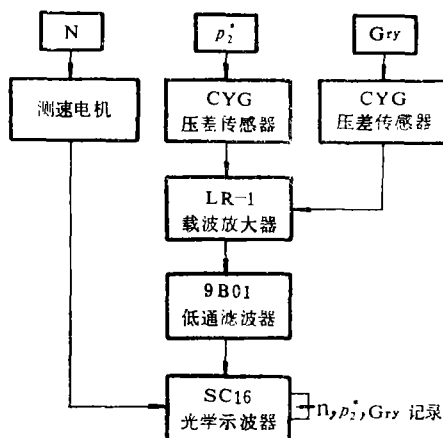


图1 动态测试系统

迅速。这个明显的差异,说明热加速过程工质的热能用于加热零件等的损失减少,有更多的热能在涡轮中转换为使转子加速的机械能。根据试验数据进行了计算分析,过渡过程热损失约为用于转子加速的涡轮剩余功率的35%。这个数据与其它文献中的分析是一致的^[4]。从这一组曲线可以看出,如不考虑热效应,理论计算的加速性和发动机特性(推力随转速的变化等)将有明显误差。

按照冷加速转速随时间变化的试验曲线求出转速变化率 dn/dt ,然后用部件匹配法计算过渡过程的燃油流量,计算结果如图3所示。从图上看,稳态下计算结果和试验结果十分吻合,说明计算方法及计算中所使用的部件特性有足够的精度。图上曲线b为试验测取的燃油流量,曲线c则为按冷加速测取的转速计算的燃油流量。可以看出在过渡态,不考虑热效应,计算误差是十分明显的。“这说明,给出发动机加速性要求后,设计燃油控制系统的加速过程供油规律时必须考虑热效应才能获得良好效果。

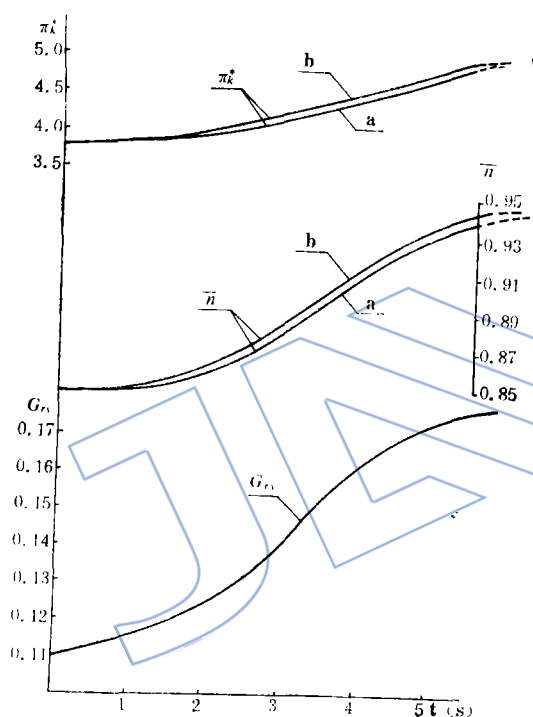


图2 加速过程试验曲线
a.冷加速 b.热加速

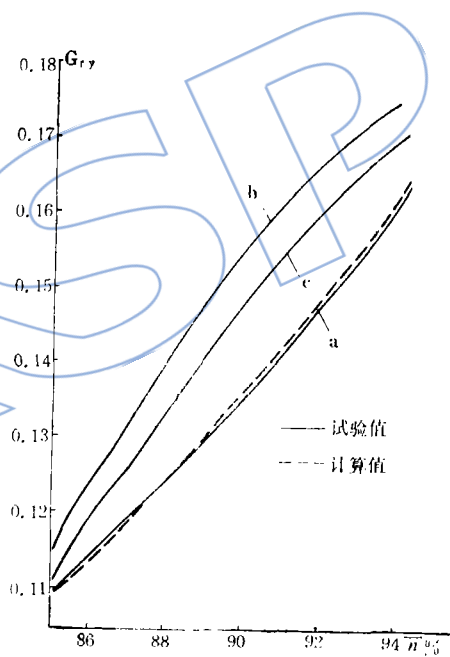


图3 供油量随转速的变化
a.稳态 b.试验过渡态 c.冷加速(计算)

参 考 文 献

1. Sellers, J.F. and Daniele, C.J., "DYNGEN—A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TND-7901, 1975.
2. 潘永泉、陈大光, "涡轮喷气发动机动态过程的数学模型化研究", 北京航空学院报告BH-B2225, 1986.
3. Копелев, С.З., «Тепловое состояние элемент конструкций авиационных двигателей», «Машиностроение», 1979.
4. Сосунов, А.И., Литвинов, А., «Неуставовившие режимы работы авиационных газотурбинных двигателей», «Машиностроение», 1975.

straight passage were correlated. The test results may be useful to cooling designing gas turbine blades.

A CALCULATION METHOD OF DETERMINING BLADE SECTION DRAG IN A ROTOR BASED ON WAKE MEASUREMENTS

Wang Yuzong

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A calculation method is proposed to determine the blade section drag instead of sophisticated experimental measurement of it. Since it is possible to obtain the detailed distributions of velocity and pressure on the boundary line from the wake measurements behind a compressor rotor. By using these distributions, the blade section drag is determined by means of the momentum equation of integral representation and appropriate mathematical manipulation.

THERMAL EFFECTS ON TRANSIENT PROCESS OF A TURBOJET ENGINE

Chen Daguang and Pan Yongquan

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The mathematical models commonly used for dynamic process of turbojet or turbofan engine consider only the rotor inertia and gas path volume dynamics. Usually the gas path volume of an aeroengine is not great, so the effect of volume dynamics on normal transient process is negligibly small. The thermal effects include transient heat transfer and the component efficiency changes caused by clearance variation with temperature in the components of compressor and turbine. A single-shaft turbojet engine has been tested for cold and hot transient processes. The comparison between the cold and hot transient test results shows that the thermal effects have significant influence on the acceleration time, the changing rate of aerothermodynamic parameters with engine speed, etc. The experimental investigation demonstrates that the thermal effects must be taken into account so as to establish an accurate mathematical model for the transient process of turbine engines.

CORRESPONDENCE

APPLICATION OF MEDIATE COMBUSTION CYCLE TO INDUSTRIAL MODIFICATION OF AEROENGINES

Shang Yi

(Nanjing Aeronautical Institute)