

燃气轮喷气发动机地面起动试验研究

王洪铭

(北京航空航天大学)

摘 要

喷气发动机的起动是新机研制中首先遇到的问题,要求起动过程迅速可靠,主燃油迅速点燃,在恰当的供油规律下转子安全地达到慢车转速。而改进起动性能的依据就是对该过程的动态参数进行采集和分析。本文介绍了某型发动机起动过程参数的采集方法和数据分析,并为改善叶尖过热做了初步分析。

主题词: 涡轮喷气发动机,地面试验,起动试验

符 号 表

I 起动机电流 (A)	N 功 率 (W)
G 流 量 (kg/s)	t 时 间 (s)
n 发动机转速 (r/min)	T 温 度 (K)
	V 电压,光讯 (V)
下 标	
a 空 气	acc 加 速
c 燃烧室	f 燃 料
g 燃 气	k 压气机
ω_T 起动机	τ 涡 轮

本文介绍了涡轮喷气发动机地面起动过程的动态参数测试系统,从而可以对起动过程中压气机、燃烧室、涡轮之间的工作匹配、起动火炬延迟、主燃油点火延迟及涡轮叶片叶尖挂火等现象有进一步的认识。为研究改进发动机的起动性能,延长叶片寿命等提供了一种有力的手段。试验是在一台小型单轴航空发动机上进行的。这种测试系统也可用于其他发动机及空中起动试验研究。

一、测量参数

起动过程中实时测取发动机转速、涡轮后平均燃气温度、叶尖燃气温度、燃油量、喷口燃气平均总压、起动机电流、电压、起动火炬着火讯号、主燃油着火讯号及叶尖火焰讯号等十个参数随时间的变化。使用日本WATANABE公司的MC641型多笔记录仪记录。

二、测量系统

从测速电机取出发动机转速讯号经频率变换器转换为电压。从补偿导线把平均燃气温度讯号引入记录仪。由于起动时,有叶尖挂火现象,用 $\phi 0.5$ 镍铬-镍铝裸露型小惯性热电偶,直接装在紧靠叶片出口,测叶尖燃气温度,其时间常数为0.6秒,测叶尖燃气偏度,满足了动态测量的要求。在靠近发动机的燃油导管上用涡轮流量计测燃油流量。在喷口处测量平均总压。火焰讯号用3DU光电管作敏感元件。使用证明:既可满意地测定起动、主燃油的火焰,也可测定涡轮叶尖的火焰。

三、数据整理

为了分析起动过程的工作特点,需要将原始记录按如下公式进行整理:

功率计算:

根据实测的加速过程的 $n-t$ 曲线,做出 $\frac{dn}{dt} - n$ 的曲线。压气机稳态功率可按 $N_{ss} \propto n^3$ 计算。加速过程剩余功率 N_{acc} 为

$$N_{acc} = J \frac{\pi^2}{900} \cdot \frac{1}{75} \left(\frac{dn}{dt} \right) \cdot n$$

式中 J 为转子惯性矩($\text{kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$)。在起动过程中电机和涡轮功率之和等于压气机的稳态消耗功率及加速剩余功率之和,即

$$N_{ST} + N_T = N_{SS} + N_{acc} \quad (1)$$

一般将起动过程分为三个阶段。第一阶段转速由零增到主燃室点火。这时转子全由电机带动。第二阶段主燃室点火到电动机的电流为零。在这个阶段转子由电机及涡轮共同带动。第三阶段,转子完全由涡轮带动,转速增加直到慢车转速。

涡轮前燃气平均温度 T_3 的计算:

可按

$$N_T = G_T L_T / 75$$

$$= \frac{G_T}{75} \cdot \frac{C_{PT}}{A} (T_3 - T_4) \quad (2)$$

式中 C_{PT} 是燃气比热, A 是热功当量。

根据记录,整理绘制出

1. 起动过程转速, 叶尖燃气温度, 起动火炬, 主燃油点燃及涡轮叶尖火焰等与时间的关系曲线见图 1。

2. 起动过程扭矩: M_T 、 M_{TS} 及 M_K 与转速的关系见图 2。

3. 起动过程性能曲线, 如温度、流量、主燃烧室余气系数等参数的转速特性见图 3。

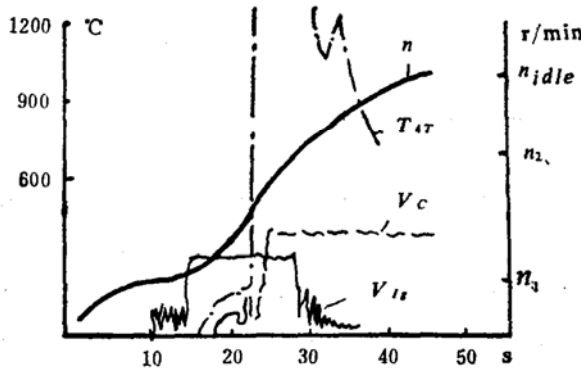


图 1 转速、火焰讯号与时间的关系

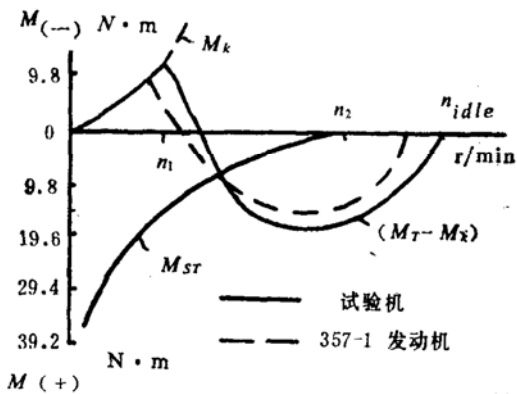


图 2 起动过程扭矩图

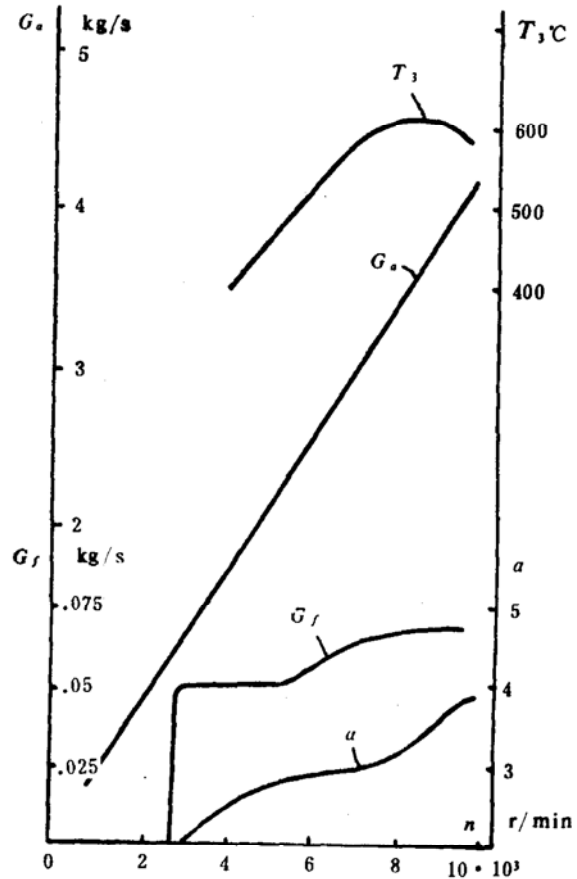


图 3 起动过程温度、流量的变化

四、试验结果讨论

第一阶段, 起动机消耗电流最大为 800A。发动机轴的扭矩 $M_{ST} \approx 38.22 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。发动机旋转以后电流逐渐下降, 电流继续上升。转子的角加速度 dn/dt 很大, 达到 $600 \text{ r/min} \cdot \text{s}$ 。当转速达到 n_1 时, 扭矩为 $16.66 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

第二阶段, 高能电嘴点火, 起动燃油路打开。从光电信号看出, 经过延迟, 起动火炬稳定燃烧。这时涡轮叶尖温度上升约 150°C 转速略有上升。主燃油打开到一定程度以后, 还要经过延迟, 起动火炬才能把主燃油引燃, 同时涡轮叶尖出现火焰。叶尖温度迅速上升到 1250°C 以上。这是由于主燃烧室内余气系数太低 ($a \approx 2.0$) 及点火延迟期内燃烧室积油所致。叶背的漩涡区造成了稳定火焰的条件。发动机转速继续上升, 涡轮出口的燃气流速也增加, 当流

速超过100m/s及主燃烧室混气变贫, $\alpha \geq 3.0$ 时, 叶尖挂火即逐渐消失。在正常起动时叶尖燃气温度超过1000℃的时间约13秒。转速增加使空气流量增加, 直接暴露在高速气流中的起动火炬也不能稳定。

第三阶段, 燃油逐渐增加到慢车油量。在慢车状态, 转子稳定在慢车转速 n_{idle} 。压气机和涡轮的功率相等 $N_T = N_K$ 。

在起动过程中, 空气流量和转速基本上是直线关系, $G_a = A + Bn$ 。起动过程扭矩图和美国357-1发动机对比, 两者结果基本一致。357-1发动机转子较轻, 其点火转速, 自立转速和慢车转速都比试验发动机的相应值小, 因此扭矩变化幅度较小。

五、起动过程热悬挂烧叶尖的初步分析

起动时, 虽然平均燃气温度很低, 约400~500℃。但是这时叶尖温度已经超过1250℃。这种现象在空中起动时更为严重。地面起动的点火转速为2750r/min, 而空中起动时点火转速为1000r/min左右。因此造成叶尖挂火时间更长, 这就是空中起动烧叶片及热悬挂的根本原因。试验表明, 起动时主燃油刚一点燃, 火炬就会拖到涡轮甚至尾喷口以外。可以设想这时的“燃烧室”已把涡轮包括进去。假设一个反映叶尖挂火严重性的准则, 既然油在叶尖的放热量 $Q_{叶尖}$ 和主燃区放热量 $Q_{主燃}$ 之比, 即 $Q_{叶尖}/Q_{主燃}$ 。这一准则显然是转速、燃烧室温度、压力、余气系数和雾化质量(SMD)等的函数。

$Q_{叶尖}/Q_{主燃} = f(n, T_2, p_2, \alpha, SMD)$ 能量比 $\bar{D}_{TP}$ 可以试验确定, 因为 $Q_{叶尖} \propto (T_{4T} - T_4)$ 及 $Q_{主燃} \propto (T_3 - T_2)$ 。由于起动过程中余气系数很小, $\alpha \approx 2.0$, 主燃区的油气比更大。因为本发动机是旋转喷油, 发动机转速越低, 主燃区油气比越大, 而且油滴直径越大。在主燃区往往因此耗费很大的能量使燃油蒸发。根据燃烧原理, 当燃烧过程主要取决于燃油蒸发过程时, 主燃区的燃烧效率 η 取决于燃油蒸发率, 得出:

$$\eta \propto \lambda \rho_m / FAR \cdot D_o^2 \quad (3)$$

式中 λ 为有效蒸发系数, $\lambda = f(T_2)$;

ρ_m 为主燃区混气密度;

FAR 为主燃区油气比;

D_o 为主燃区平均油滴直径。

当燃油蒸发困难时, T_3 下降, η 下降, 涡轮发出功率下降。而主燃区使燃油受热蒸发, 混合后却为叶尖稳定火焰创造了条件, 在叶尖挂火, $T_{叶尖}$ 急剧上升, 烧叶片的危险性增大。把

(3) 式代入能量比中, 即

$$\bar{D}_{TP} \propto FAR \cdot D_o^2 / \lambda \rho_m \quad (4)$$

可见, 主燃区油气比增加, 转速减少使油滴直径变大, 飞行高度增加使燃烧室气体密度减小等都会使能量比变大, 烧叶片的危险性增大。图4表示能量比变化的趋势。因此, 为了增加起动可靠性, 减少烧叶片的危险性, 必须使主燃区烧得好, 要求余气系数大, 转速高及空气密度大等。

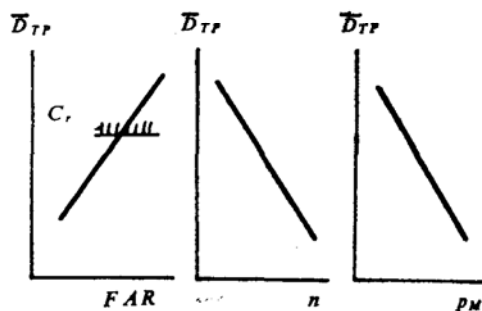


图4 叶尖能量比的变化

六、结 论

1. 用测量电动机消耗电流, 电压及发动机加速过程的转速与时间的关系曲线, 可以确定电机、涡轮和压气机三者的功率变化规律。

2. 用光电管监测起动点火延迟, 主燃油点火延迟及叶尖温度测量等, 为分析改善起动点火、燃烧等的可靠性提供了有力的手段。

3. 涡轮叶尖测温表明, 在起动过程中叶尖挂火的大致温度及延续时间。这对研究改善起动过程, 延长叶片寿命是一个重要的工具。

参 考 文 献

- (1) Beckwith, T.G., Buck, N.L., Marangoni, R.D., Mechanical Measurements, Addison-Wesley Publishing Co. 1981.
- (2) Heavy-Lift Tip Turbojet Rotor System, AD 625 823, 1965.
- (3) Lefebvre, A.L., Fuel Effects on Gas Turbine Combustion-Ignition, Stability, and Combustion Efficiency, ASME 84-GT-87.
- (4) [苏]斯辽赫钦科, C.M.主编, 王振华, 陆亚钧等译: 空气喷气发动机原理, 国防工业出版社, 1982年。
- (5) Davis, J.B., Pollak, R.R., Criteria for Optimizing Starting Cycles for High Performance Fighter Engines, AIAA 83-1127.

(上接第76页)

T ——直接观测到的主期最终温度

h ——温度为 T 时对温度计刻度的校正

T_0 ——直接观测到的主期的最初温度

h_0 ——温度为 T_0 时对温度计刻度的校正

Δt ——热量计热交换校正值

$$\Delta t = \frac{V + V_1}{2} m + V_1 r$$

式中 V ——初期温度变化速率

V_1 ——末期温度变化速率

m 、 r ——在主期中每半分钟采集的数据个数, 温度上升大于 0.3°C 的个数记为 m (第一个间隔不管温度升多少都计入 m 中), 其余为 r 。

Keywords: Double base propellant, Combustion catalyst of propellant, Catalysis, Test result

THE ADJUSTMENT OF COMBUSTION PROPERTIES FOR PROPELLANT RDX-CMDB

Meng Xiquan Zhang Ruie Li Shang wen

(Xian Modern Chemistry Research Institute)

Abstract

Burning rate adjusting and pressure exponent reducing both are the key techniques to improve combustion properties of smokeless propellant RDX-CMDB. Four DB system propellant including RDX with specific impulses of 2000 to 2200 N·s/kg added same Pb-Cu-CB catalyst are tested in a 50mm diameter rocket motor. The experiment results indicate that with this combustion catalyst plateau or mesa combustion property can be obtained in the middle and higher pressure range, and the plateau burning rate can be adjusted within 14 to 29 mm/s for DB and RDX-CMDB propellants. Meanwhile, the width of plateau pressure range is over 8.0 MPa.

Keywords: Ammonium nitrate propellant, Modified double base propellant, Combustion property of propellant, Combustion control

THE INVESTIGATION OF JET ENGINE STARTING

Wang Hongmin

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

Starting of jet engine is required to ensure the engine to be rotated up to idle reliably and satisfactorily. The starting performance is modified based on the test to a flight evaluation schedule of a sample engine. The measurement and the data acquisition for a small single spool engine are conducted on a sea-level test bench firstly. It is shown that as main fuel is ignited flame with temperature above 1250°C occurs at blade tips, while the average exhaust gas temperature is 400~500°C. The mechanism and the criteria for overheating of turbine blade and