

涡喷发动机加力调节系统 静特性试飞研究

试飞研究中心 陶立毅 陈占平
西北工业大学 樊思齐 吴琪华

摘 要

本文根据四种涡喷发动机加力调节装置在油泵试验台和飞行试验中获得的数据,对落压比调节器和气压调节器的工作情况进行了研究。对此争论多年的问题提出了初步看法。

目前国内的几种涡喷发动机,其加力调节装置由落压比调节器与气压调节器共同组成。在发动机正常工作范围内,两个调节器是否都参与工作,以及它们有无交替工作区,这是长期以来悬而未决的问题。研究清楚这一问题,对这类发动机加力调节系统的性能分析、设计研制及外场使用维护,都有一定意义。

根据四种双转子涡喷发动机在原型机及飞行试验台的飞行试验数据,和在油泵试验台所录取的调节器供油特性,我们加力调节器与发动机的共同工作进行了研究。

一、调节器的供油特性

由地面试验台所录取的加力燃油调节器的供油特性示于图1。

油泵的转速一定时,调节器的供油量 Q_{faf} 是压差 $\Delta P'_2 = P'_2 - P_4$ 和压力 P''_2 的函数,即

$$Q_{faf} = F(P''_2, \Delta P'_2) \quad (1)$$

其中 P'_2 为落压比调节器分压器节气针后的压力, P_4 为加力燃烧室压力, P''_2 为气压调节器分压器节气针后的压力。

供油量 Q_{faf} 与 P''_2 的关系是一簇曲线,每条曲线对应不同的 $\Delta P'_2$, 当 P''_2 增大到某个值以后, 等 $\Delta P'_2$ 的供油曲线开始转为水平, 这表明在该 P''_2 值下气压调节器挡板活门开始关闭, 因而供油量曲线的斜率等于零。在较大的 $\Delta P'_2$ 下, 气压调节器挡板活门开始关闭时所对应的 P''_2 值也增大, 这是由于泵后油压增大, 通过传力器作用在挡板活门杠杆上, 使打开活门的力增大, 故关闭活门所需的膜盒力也增大。

将 $\Delta P'_2$ 等于不同常数的各条曲线开始转平的点联接, 可得到 A—B 线。由最大的 $\Delta P'_2$ 下

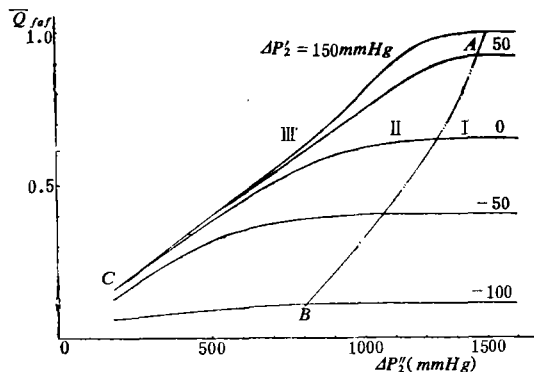


图1 A型发动机加力燃油调节器的供油特性(一)

的供油曲线A—C与线A—B将供油特性分为Ⅰ, Ⅱ, Ⅲ三个区间(见图1)。Ⅰ区内, 供油量对 P_2'' 的增量等于零, 气压调节器挡板活门关闭, 供油量由落压比调节器单独调节。Ⅲ区内(此区间由误差形成), 落压比调节器挡板活门关闭, 供油量由气压调节器单独调节。Ⅱ区内, 气压调节器与落压比调节器挡板活门都打开, 供油量由气压调节器与落压比调节器共同调节, 故该区间为两调节器共同工作区。

同样, 取 P_2'' 为不同的常数, 也可作出供油量随 $\Delta P_2'$ 变化的一簇曲线(见图2)。将这些特性线开始转平的点联接, 可得到 $A_1—C_1$ 线, 该线与最大 P_2'' 所对应的供油曲线 $A_1—B_1$ 也将供油特性分为三个区间。

因此, 从油泵试验台所得到的供油特性实验曲线可知, 两个调节器存在共同工作的情况, 即油泵转速一定时, 加力供油量由调节器的两个输入变量 $\Delta P_2'$ 及 P_2'' 共同决定, 见式(1)。

已知 P_2 为压气机出口的空气静压, $r' = P_2 / P_2'$, $r'' = P_2 / P_2''$, 分别为落压比调节器与气压调节器分压器的分压比。由下式

$$\Delta P_2' = P_2' - P_4 = P_2 / r' - P_4; \quad P_2'' = P_2 / r''$$

我们知道, 变量 P_2'' 与 $\Delta P_2'$ 取决于飞行条件, 发动机工作状态, 分压器工作状态, 加力燃烧室供油量和燃烧状况等因素。因此, 在一定转速下, 加力供油量由调节器与发动机共同工作的状况决定。只有调节器的供油特性, 还不能完全确定调节器对发动机的实际供油量。

发动机与调节器共同工作时, 加力供油量究竟由某个调节器单独调节, 还是由两个调节器共同调节, 要根据两个输入变量和需油量, 即工作点落在供油特性的那个区间来决定。

二、试飞结果及分析

将A型与B型两台发动机在不同高度飞行试验中录取的加力供油量与 P_2'' 的数据绘成试验曲线, 示于图3及图4上。发动机的 P_2'' 与飞行高度、速度的关系示于图5。

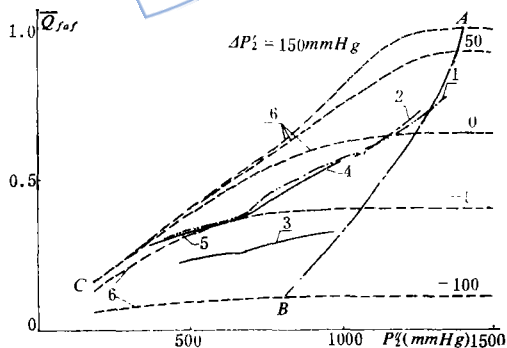


图3 A型发动机加力供油量与 P_2'' 的关系

1. 高度5km飞行全加力状态
2. 高度13km飞行全加力状态
3. 高度15km飞行小加力状态
4. 高度15km飞行全加力状态
5. 高度17.5~18.3km飞行全加力状态
6. 加力泵出厂供油特性

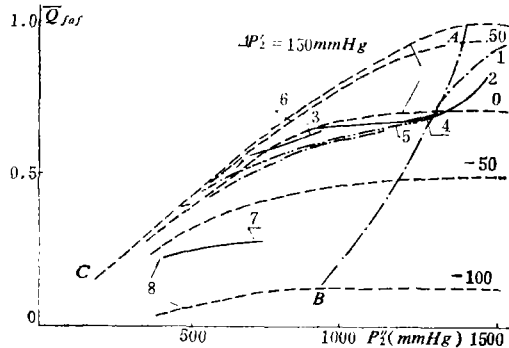


图4 B型发动机加力供油量与 P_2'' 的关系

1. 地面滑跑全加力状态
2. 高度8km全加力状态
3. 高度10km全加力状态
4. 高度13km全加力状态
5. 高度15km全加力状态
6. 高度17~21km全加力状态
7. 高度17km小加力状态
8. 加力泵出厂供油特性

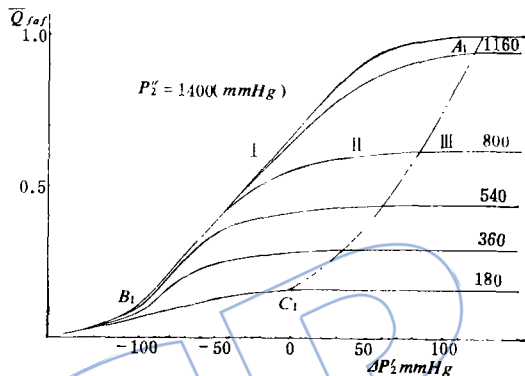


图2 A型发动机加力调节器的供油特性(二)

1. 几点看法 根据飞行试验曲线所在的不同供油特性区间, 可得以下几点看法:

(1) 在地面与低空大表速飞行中, 工作点落在供油特性线的Ⅰ区。此时, 加力供油量由落压比调节器单独调节。如图4上曲线1所示。

(2) 在低空($H=5\sim 8\text{km}$)飞行中, 随着飞行速度减小(即 P''_2 减小), 工作点进入Ⅱ区, 此时, 加力供油量由两个调节器共同调节。如图3上曲线1和图4上曲线2所示。

(3) 在中空与高空飞行中, 工作点大部分落在Ⅱ区内。如图3上曲线2等所示。

(4) 高空小表速飞行中, 工作点有少部分落入Ⅲ区, 如图4上曲线6的一部分所示。此时因节气比减小, 压差 $\Delta P'_2$ 增大, 当 $\Delta P'_2$ 增大到一定值时, 落压比调节器挡板活门关闭, 供油量由气压调节器单独控制。

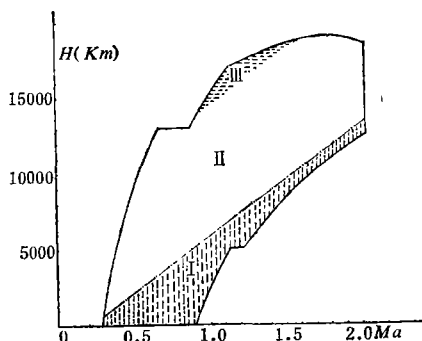


图5 P''_2 与飞行状态的关系

1. $H=5000\text{m}$

3. $H=15000\text{m}$

2. $H=13000\text{m}$

4. $H=17500\sim 18300\text{m}$

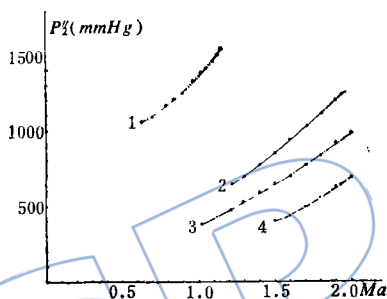


图6 A型发动机飞行使用包线

综上所述, 可将飞行中调节系统的各种工作状态表示在发动机的使用包线上, 如图6所示。显然, 所研究的发动机在其加力状态工作的大部分飞行范围内, 供油量是由两个调节器共同调节的。

2. 由落压比调节器引起的静态误差 由试验结果(见图3, 图4)可知, 发动机的加力供油工作线, 在Ⅰ区的斜率较Ⅱ区的斜率大, 即落压比调节器单独调节供油量时, $\Delta P'_2$ 随外界干扰作用量的变化较大, 这是由于落压比调节器与发动机所组成的系统是按偏离原理工作的O型闭环控制系统, 在稳态时, 其输出量与输入量存在函数关系, 故必然有静态误差, 干扰量越大, 静态误差就越大。当供油量由气压调节器与落压比调节器共同调节时, 则有

$$dQ_{\text{faf}} = \frac{\partial Q}{\partial P''_2} dP''_2 + \frac{\partial Q}{\partial (\Delta P'_2)} d(\Delta P'_2)$$

由上式可知, 发动机的加力供油量仅有一部分由落压比调节器控制, 因而静态误差较落压比调节器单独调节时小。

静态误差的影响从以下两点可以看出

(1) 小加力状态排气温度升高: 由于发动机加力推力的变换是借助操纵喷口, 使加力燃烧室压力 P_4 改变, 通过落压比调节器改变供油量的方法来实现的, 所以, 从全加力到小加力状态, 加力供油量是由落压比调节器控制。由于控制系统静差的存在, B型发动机从全加力变换到小加力状态时, 排气温度升高 $15\sim 20^\circ\text{C}$, 而A型, C型及D型发动机则采用小加力补充放气的方法使分压比 $r' = P_2/P'_2$ 增大, 从而减少了小加力状态的供油量, 防止了小加力状

态排气温度升高。

(2) 加力燃烧室余气系数 α_i 的变化: 如由落压比调节器单独控制供油量, 当飞行高度增加或速度减小时, 控制系统的静差将使加力燃烧室余气系数减小。到一定高度以上, 加力燃烧室会因富油而工作恶化。

C 型发动机在原型机试飞中, 由于气压调节器发生故障, 挡板活门关死, 在以全加力状态爬升时, 分别在 10000 米到 13000 米高度加力燃烧室多次熄火。当故障排除, 气压调节器恢复正常工作后, 上述加力燃烧室熄火现象再未出现。试验数据表明: 气压调节器挡板活门关死时, 发动机加力供油量增大 15%~25% 以上, 余气系数 α_i 减小 13%~91% 以上(见图 7); 在加力燃烧室熄火时, α_i 约为 0.82~0.84。

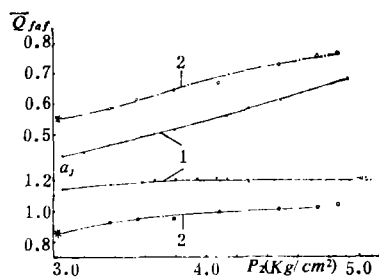


图 7 气压调节器故障对发动机加力供油量的影响

1. 正常工作 2. 气压调节器挡板活门关死
* 加力燃烧室熄火点

三、加力调节系统性能分析

所研究的发动机加力调节系统包括由气压调节器组成的开式调节系统和由落压比调节器组成的闭式调节系统。若加力供油量仅由气压调节器调节, 虽然系统性能稳定, 但调节精度不高, 当飞行状态变化时不能保证加力温度 $T_{4\phi}$ 始终为最大, 即不能保证加力推力最大。若加力供油量仅由落压比调节器调节, 所构成的闭式系统调节精度较前者高, 但该闭式系统为 O 型系统, 存在稳态误差且随飞行条件变化增大而加大, 仅用增加系统开环放大系数, 或提高系统的型别来提高精度, 则会导致系统稳定性降低。通过试飞研究证明, 所研究的发动机加力供油量在主要飞行范围内(Ⅱ区)由两个调节器共同调节, 因而避免了彼此的不足, 同时, 因为由落压比调节器所调节的供油量仅是整个加力供油量的一部分, 因而在保证稳态精度的前提下, 可使由落压比调节器组成的闭式系统的开环放大系数减小, 使系统稳定性进一步提高。

四、结 论

1. 由落压比调节器与气压调节器组成的加力燃油调节装置是一个组合式调节器, 其供油特性由两个输入变量 $\Delta P'_2$ 及 P''_2 (C、D 型发动机为 $\Delta P''_2 = P_2 - P_2''$) 所确定。在油泵转速一定时, 调节器的供油特性 $Q_{faf} = F(P_2'', \Delta P'_2)$ 是一簇曲线, 不能把调节装置的供油特性孤立地分为由落压比调节的供油量和由气压调节器调节的供油量。

2. 试飞结果表明, 所研究的四种发动机在主要飞行范围内, 加力燃油由两个调节器共同调节。仅在地面和低空大表速 P''_2 较大时, 加力供油量由落压比调节器单独调节。在高空小表速时, 有可能由气压调节器单独调节。

3. 在两个调节器共同工作时(区间Ⅱ), 加力供油量较其中任一调节器单独工作时的供油量小, 这就减少了加力燃烧室的富油程度。由此可见, 气压调节器不仅仅是一个备用的供油限制器, 在主要飞行范围它都参与调节供油量, 是保证加力燃烧室正常工作不可缺少的。

4. 在发动机大部分工作范围(区间Ⅱ)是由两个调节器共同调节, 因而避免了各自的不足, 在保证稳态精度的前提下, 可使由落压比调节器组成的闭式系统的开环放大系数减小, 使系统稳定性进一步提高。

(责任编辑 王庆康)

velocity at the wall, $R_{opt.v}$, and the concept of the optimum velocity ratio maximizing shape factor of boundary layer, $R_{opt.H}$, are introduced. Based on the empirical relationships summarized from the measured data of the side-inclined jet/crossflow interaction flow field, the formulas for $R_{opt.v}$ may be deduced as follows

$$R_{opt.v} = 3.22(X/D + 0.3019)^{-0.219} \quad R \geq 1.8$$

$$R_{opt.v} = 2.75(X/D + 0.3019)^{-0.111} \quad R \leq 1.8$$

The predicted values of $R_{opt.H}$ are determined according to the experimental results of the reverse flow region behind the jet hole in association with the $R_{opt.v}$ empirical formulas. They agree with the measurements of the boundary layer at the flat plate.

SPACE-FLIGHT TESTS OF THE APOGEE BOOST MOTOR FOR STW EXPERIMENTAL COMMUNICATIONS SATELLITE

Gu Xuelin

(Northwestern Chemical Power Company)

Abstract

The apogee boost motor (ABM) for the STW experimental communications satellite is a solid composite propellant rocket motor. Its case is a glass/epoxy filament wound composite structure. Its propellant is of HTPB type. The material of its nozzle throat is carbon/carbon composite, and the exit cone is wound by a highly silica-filled phenolic/glass tape. Its ignition system consists of ignitor and safe and arm device. A series of motor tests have proved that the ABM has high reliability and performance accuracy. The reliability of the ABM is 0.9551 with the confidence being 0.8.

This work predicts and analyses the potential accidents of the ABM during space-flight, and proposes various approaches to eliminate them. The calculations based on the parameters gathered before and after space flight show that the total impulse is 1258.3 kN.s and the specific impulse is 2834.1 N.s/kg. Both of them are in good agreement with those from ground-firing tests with a variation of the total impulse within the range of $\pm 1\%$. It is shown that the ground-firing tests are accurate and efficient.

FLIGHT TEST RESEARCH ON STATIC CHARACTERISTICS OF AFTERBURNER FUEL CONTROL SYSTEM FOR TURBOJET ENGINES

Tao Liyi and Chen Zhanping

(Flight Test Research Center)

Fan Siqi and Wu Chihua

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

The operation and function of the pressure ratio controller and the air pressure controller in the afterburner fuel control unit (AFCU) are investigated on the basis of the data obtained from flight tests and laboratory experiments of the four AFCU models for turbojet engines. Our preliminary opinions are presented in respect to this moot subject which has caused controversy for years.

It is found that there are three operational conditions of the afterburner fuel control system. The fuel flow rate fed to the afterburner is controlled independently by the pressure ratio controller only during ground operations or in low altitude flight at high velocities, while the air pressure controller does not function. Within the major range of the flight envelope, both the pressure ratio and the air pressure controllers function and control the fuel flow rate jointly. The air pressure controller may function and control the fuel flow rate alone merely in high altitude (near ceiling) flight at low velocities.

TECHNICAL NOTES

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COOLING EFFECTIVENESS OF HIGH-TEMPERATURE AIR-COOLED TURBINE BLADE

Wu Shishen and Zhang Zhi jun

(Shenyang Aeroengine Research Institute)

Abstract

This paper deals with the application of the static test results at low temperature and low pressure to the actual engine operating conditions. In order to extrapolate the test-bed results of the cooling effectiveness of a turbine blade to actual conditions of engine operation, two methods are presented: (1) to derive the experimental relationship of cooling effectiveness by heat transfer analysis; (2) to substitute the cooling effectiveness tests at low temperature and low pressure for those at high temperature and high pressure according to the similarity principle. Five kinds of blades in the same shape but with different internal structure have been tested for cooling effectiveness at various conditions. The results show that the two methods are satisfactory.