

$$q_{ma} = \varphi p_{amb} A_1 Ma \sqrt{\frac{Kg}{RT_{amb}}} \quad (1)$$

及

$$\Delta p = \left[\frac{166.9 Ma^2}{(7 - \frac{1}{Ma})^{2.5}} - 1 \right] p_H \quad (2)$$

由计算近似地得到下列线性关系:

$$q_{ma} = K_i \Delta p \quad (3)$$

这样, 只要测量 Δp , 就可以得到相应的 q_{ma} , 故可应用压差传感器来实现 q_{ma} 的测量。

q_{mf} 的值可以用燃油通过的阀门开度来表示, 为了保证阀门开度 ϕ 和燃油流量的线性关系, 设计了等压差机构来保持调节阀前后的压差不变, 以保证下列关系的严格性, 即有:

$$q_{mf} = K_2 \phi \quad (4)$$

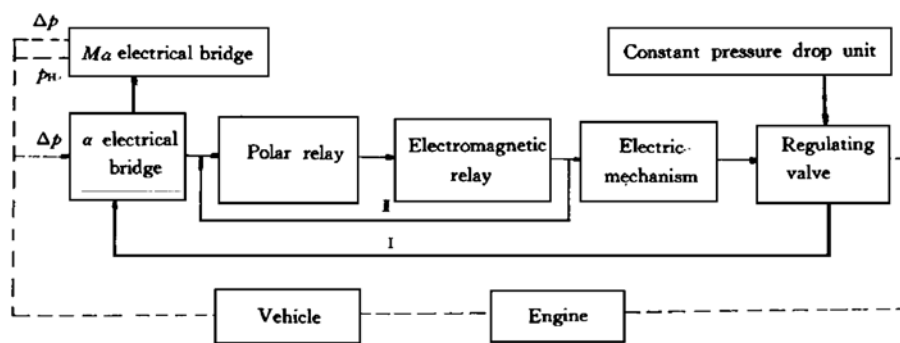


Fig. 1 The fuel regulating system block diagram

由式 (4) 可见, 只要测量 ϕ 就可得到相应的 q_{mf} , 这样在调节阀的轴上安装一个测量阀门转角的电位器, 用此反馈电位器构成电桥的一个桥臂 (图2中的 R_{II}), 测量 Δp 的压差传感器输出电位器 (图2中的 R_I) 为另一个桥臂, 这就构成了测量 q_{ma} 和测量 q_{mf} 的 α 电桥, 图2中的继电器 J_I 是 α 电桥的输出电路。根据电桥平衡原理, 可以导出:

$$\alpha = \frac{k_a}{L} \cdot \frac{R_7 + R_I + R_{17}}{R_I + R_{II} + R_3 + R_4} \quad (5)$$

在式 (5) 中, L , k_a , R_I , R_{II} 都是不变的, 只要调整 R_7 , R_{17} , R_1 , R_3 和 R_4 的适当值, 就可得要求的 α 值。

2.2 Ma 值的确定

由式 (2), 可写成:

$$\frac{\Delta p}{p_H} = f(Ma) \quad (6)$$

为了使 Ma 为常数, 必须保证 $\Delta p/p_H$ 不变, 这样, 可应用压差传感器和静压传感器的输出电位器 (图2中的 R_N 和 R_{II}) 来构成 Ma 电桥电路, 根据电桥平衡条件可得到

$$\frac{\Delta p}{p_H} = k_M \frac{R_{II}}{R_2 + R_N + R_5} \quad (7)$$

只要选择适当的 R_2 和 R_5 值。就可得到要求的 Ma 值。

2.3 调节线路的工作原理

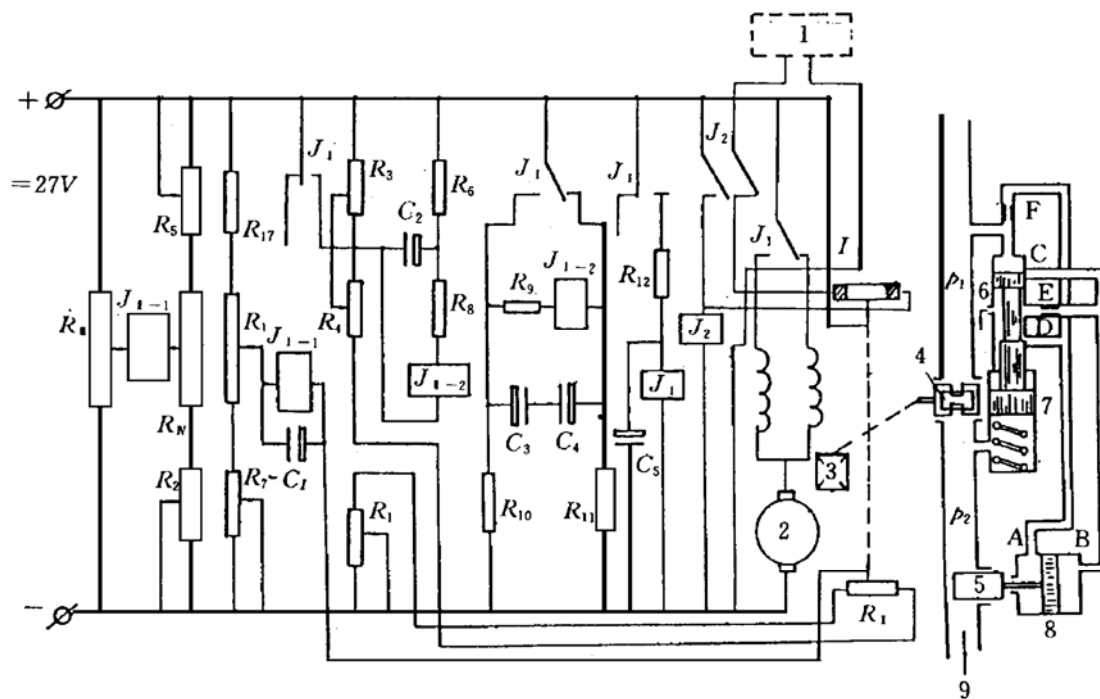


Fig. 2 Principle circuit diagram of the fuel regulating system

1. Cut-off valve 2. Electric mechanism 3. Speed reducer 4. Regulating valve 5. Throttle valve
6. Oil return 7. Pressure difference valve 8. Piston 9. To engine

在图2中,当进行等 α 调节时,压差传感器感受动压 Δp ,其输出与 q_{ma} 成正比。当电桥平衡时, q_{ma} 与 q_{mf} 之比为预定的 α 值。若 q_{ma} 与 q_{mf} 不对应, α 电桥产生输出信号加到极化继电器 J_1 上,再经继电器 J_1 放大后驱动电动机构,改变调节阀的开度,从而使 q_{mf} 与 q_{ma} 相对应,达到预定的 α 值。

因为调节阀前后压差(p_1 和 p_2 之差)由等压差机构保持为常值,故调节阀开度与燃油流量成线性关系。

在等 Ma 电桥中,电桥输出信号加到极化继电器 J_1 上, J_1 的触头控制 R_3 阻值,当飞行速度小于预定的 Ma_0 值时; J_1 使触点偏左,即 R_3 具有一定值,此时,则为等 α 调节。当飞行速度大于预定的 Ma_0 值时,通过 J_1 的电流反向,其触头把 R_3 短路,则 α 变大,即减少供油量使 Ma 回到 Ma_0 的值。

2.4 等压差机构的工作

等压差机构可以认为是一个压差调节器,压差活门感受调节阀前后压差,在不同压差下,压差活门油针有不同的平衡位置。如果压差大于预定值,油针向下移动(见图2)。C,D窗口开大,阻尼减小,因为E,F窗口阻尼不变,故A腔压力下降,B腔增加,活塞向左移动,节流阀关小, p_2 增加,从而使压差至预定值。相反,若压差小于预定值,油针上移,C,D关小,阻尼增加,A腔压力大,B腔压力小,使活塞右移, p_2 下降,从而使压差增加至预定值。

2.5 关闭前级喷嘴环装置

当飞行器爬升至预定高度后,由于供油量减少使得喷嘴环前油压下降,为了改善燃烧室的雾化状况,这时,需要关闭前级喷嘴环。关闭喷嘴环装置是一个环状的电刷触片,安装在反馈装置上(如图2所示)。当飞行器爬升到预定高度时,调节阀关小到预定位置,电刷与金属片I接触,断流活门工作,前级喷嘴环关闭。

3 调节系统作不同调节时的传递函数

图3是作等 α 调节时的传递函数方块图。这是一般的反馈控制系统，可用一般方法来分析与改善调节系统的动态和静态特性。图4是作等 Ma 调节时的传递函数方块图。这是一个简单的自组织系统。由于 Ma 的变化速度远小于 q_{mf} 的变化速度，因此， Ma 的调节过程可以认为是不同 α 值时的调节过程。这样，对其分析和处理方法基本上和等 α 调节时相同，只是 K_I 不同而已。

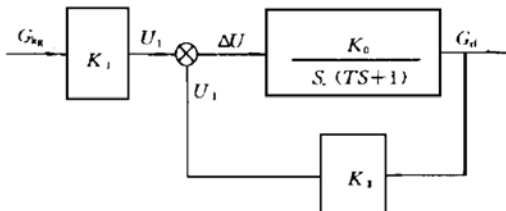


Fig. 3 α adjusting transfer function block diagram

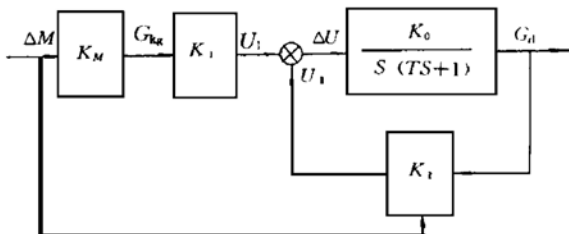


Fig. 4 Ma_H adjusting transfer function block diagram

4 调节系统的飞行试验结果

该调节系统在经过了各个阶段大量严格的地面试验考核后，进行了飞行试验。图5示出了在飞行试验时测得的特性。从图5中可见，随动误差符合要求，变化趋势合理。

飞行试验后进行了回收，并对回收后的调节系统进行了测验，结果工作正常。可见，该调节系统的工作是很可靠的。

5 结 论

某型号燃油调节系统，是一个宽范围工作冲压发动机的燃油调节系统，也是我国最早研制成功的冲压发动机燃油调节系统。它经过了大量的，各个阶段的地面试验和严格的例行试验，特别是参加了飞行试验的考核。各项试验的结果表明，调节系统的性能良好，工作可靠，满足了飞行任务的要求。

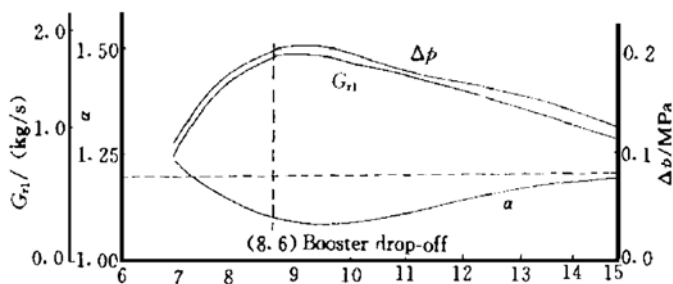


Fig. 5 Results of flying test

参 考 文 献

- 1 索洛多夫尼柯夫 B B 著. 王众托译. 自动调整原理 (第三分册). 北京: 水利出版社, 1959.

飞行加速度对固体火箭发动机 前封头绝热层烧蚀特性影响研究^{*}

田维平 余贞勇 任全彬 孟庆富

(陕西动力机械研究所, 西安, 710025) (陕西化学动力实验所, 西安, 710000)

摘 要: 对固体火箭发动机前封头绝热层在加速度环境中的炭化烧蚀特性进行了实验研究, 研制了烧蚀试验发动机及相应的离心试验台, 用 NBR, EPDM 绝热层模拟实际烧蚀环境进行了不同轴向加速度条件下的烧蚀试验, 得到了飞行加速度对绝热层炭化烧蚀率影响规律和经验关系式。

主题词: 固体推进剂火箭发动机, 隔热材料, 烧蚀试验, 加速度试验

分类号: V435.14

EFFECTS OF FLIGHT ACCELERATION ON EROSION CHARACTERISTICS OF FORWARD DOME INSULATION OF SOLID ROCKET MOTORS

Tian Weiping Yu Zhenyong Ren Quanbing

(Shaanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an, 710025)

Meng Qingfu

(Shaanxi Test Inst. of Chemical Power, Xi'an, 710000)

Abstract: The charring ablation characteristics of solid rocket motors forward dome insulation in the acceleration environment were investigated by experiments. The ablation test motor and corresponding centrifugal ignition test device were researched and developed. By simulating actual ablation environment, the ablation tests of NBR and EPDM insulation were performed in different axial acceleration conditions. The influential regularities and empirical formulas were obtained.

Subject terms: Solid propellant rocket engine, Thermal insulating material, Ablation test, Acceleration test

1 引 言

1976年海神导弹 I 级发动机回收分析发现前封头绝热层炭化烧蚀率明显高于地面静止试验结果, 此后美国对6种类型发动机15次回收结果分析表明: 前封头绝热层在飞行加速度 ($2g \sim 5.9g$) 作用下的炭化烧蚀率是地面静止试验的1.6~2.3倍, 从而引起了美国有关部门高度重视和国内外发动机设计者的关切。Crump 等^[1]和 Derbridge 等人^[2,3]分别采用氧乙炔烧蚀器和激光烧蚀器在离心台上对充填 SiO_2 和 KEVLAR 纤维的 EPDM (三元乙丙橡胶) 和 NBR (丁腈橡胶) 绝热层进行烧蚀实验, 证实了这种现象的存在。两种实验方法原理基本相同, 由于不是使用实际推进剂作为烧

* 收稿日期: 1997-03-22, 修回日期: 1997-08-18