

文氏管和喷注器双调节 变推力液体火箭发动机试验研究

国防科学技术大学 高汉如 陈启智 杨乐平

摘 要

本文通过对装有可调喷注器和可调汽蚀文氏管的双组元变推力液体火箭发动机的设计, 试验和理论分析, 给出了压力 P , 文氏管压力恢复比 R , 喷注器针阀位移 h_i , 推进剂秒流量 G 和组元比 r , 余氧系数 α , 燃烧效率 φ_c 及比冲 I_s , 推力 F , 稳定性, 响应时间 t_p 等随控制电压信号改变的规律性。

一、实验发动机系统原理

航天技术中的变推力液体火箭发动机, 已成为液体火箭发动机的一个重要分支。装有可调喷注器和可调汽蚀文氏管(双调)的双组元变推力液体火箭发动机, 由于能改变工况并具有优越的性能而受到人们的重视。

这种发动机的设计, 在燃烧特性方面应满足的基本要求, 是在全部工况范围内应保持所要求的推进剂组元比, 推进剂组元的流强分布和组元比分布要均匀, 雾化要良好, 以保证燃烧稳定和尽可能高的燃烧效率。此外, 喷注器和文氏管的活动件要简单, 以便于调节, 提高工作可靠性。实验发动机采用的方案(图1)是对推进剂的秒流量和喷注器的针阀开度分别进行调节, 这样可使秒流量、组元比和喷注雾化特性都能满足设计要求;

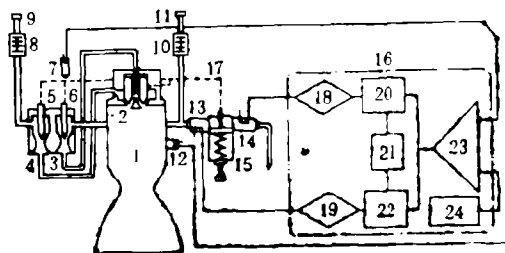


图1 原理图

为此使用了一个与推力室(1)同轴对称环缝互击式喷注器(2), 用一个活动构件(针阀)来改变两个推进剂组元的流通截面; 秒流量和组元比的调节采用可变截面汽蚀文氏管(燃料是3、氧化剂是4)和杠杆机构(17), 以保证在定工况下秒流量不变, 在变工况时组元比一定。在动态特性方面, 要求在所有工况下具有良好的稳定性和响应特性。图1中(5、6)为氧化剂、燃料调节锥, (7、12)为位移、压力传感器, (8、10)为氧化剂、燃料过滤器, (9、11)为氧化剂、燃料接管组, (13、14)为入口、出口电磁阀, (15)作动器, (16)控制器, (18、19)为出口、入口电磁阀驱动器, (20、22)为延迟多谐振荡器, (21)为脉冲振荡器, (23)为运算放大器, (24)为程序控制器。其原理图见图1。

二、试验结果分析

1. **压力P** 实验发动机在变推力工作过程中, 可调汽蚀文氏管的入口压力 (P_{01} , P_{f1}) 是变化的, 高工况时压力低, 低工况时压力高, 其变化范围决定于系统压降。较低的压力损失不仅可以减少挤压气体的贮量, 同时也可减少飞行器的结构重量, 增加有效载荷与射程。较大的压力损失会给变推力发动机的参数调整带来不便, 因为微调组元比的装置的调整量是不大的。

图 2、图 3 为燃烧室压力 P_c 随控制信号变化, 其值在上升或下降过程中几乎重合。喷注器入口压力 P_{00} 、 P_{f0} 除个别测点外重复性也是相当好的。发动机在低推力下工作, 文氏管入

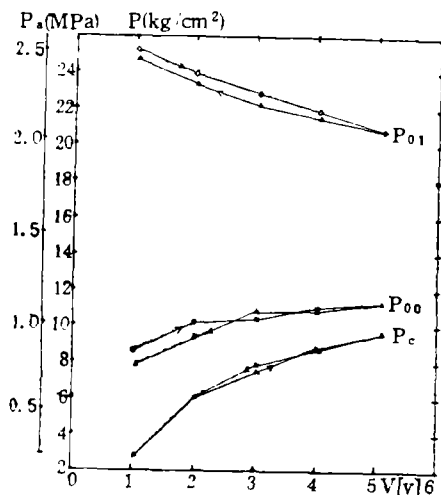


图 2 氧化剂系统压力随控制电压的变化

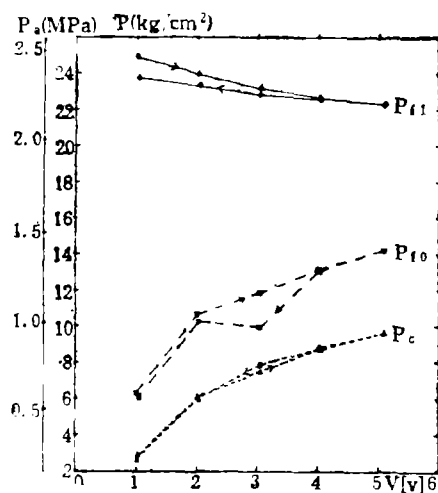


图 3 燃烧剂系统压力随控制电压的变化

口压力 (P_{01} , P_{f1}) 接近贮箱压力, 应尽量缩小高低推力时文氏管入口压力的差值, 这在系统设计时应予以考虑。由此提出了地面冷试系统与热试系统的压降不要相差太远, 如能直接利用产品发动机系统进行试验较为方便, 可以避免大范围的修正换算和减少工作量。由图 3 可见, 工况改变时, 燃烧剂喷咀几乎是在等压降条件下工作的, 这正是设计和试验所期望的结果, 这时能得到良好的喷注雾化性能。

2. **文氏管压力恢复比R** $R = P_{out} / P_{in}$, 表明了文氏管实际工作时的压力恢复程度。发动机正常工作时, 即保证文氏管处在汽蚀状态, 其值小于压力恢复系数 $\psi = P_{out, max} / P_{in}$, $R < \psi$ 是保证变推力液体火箭发动机正常工作的必要条件。它的数值范围涉及到文氏管设计的

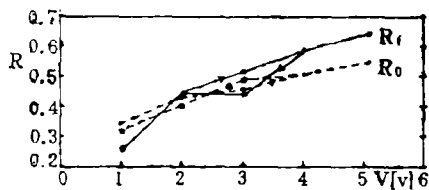


图 4 压力恢复比R随控制电压的变化

的水平, 加工制造及试验的质量, 又直接决定于文氏管在发动机系统中的工作状态。例如, 喷注器开度的协调工作, 喷注压降的改变均直接影响压力恢复比的数值大小。

由图 4 可见, R 随控制电压信号的增加而增大, 由实验知, ψ 在 0.6~0.85 之间, R 与 ψ 相比还有较大的差值, 这说明在调节系统工作中

还未做到发动机能量的充分利用,有待进一步提高。氧化剂和燃烧剂文氏管的 $R \sim V$ 曲线重复性较好,说明控制方案及其系统的选择是可行的,发动机的工作是正常的。

3. 喷注器针阀位移 h_i 对于给定的变推力液体火箭发动机, h_i 决定着喷注压降 ΔP_i 和喷雾质量,从而直接影响着燃烧效率 ψ_c ,这对发动机的比冲 I_s 有着决定性的影响。试验证实高工况的针阀开度存在一个最佳值。由图 5 还可以看出,曲线上升与下降过程重复性较好,但曲线斜率偏大,说明在中、高工况下针阀开度偏大,喷注压降 ΔP_i 偏低,雾化质量不佳,进而影响到燃烧效率 ψ_c 和 I_s ,见图 8 和图 9。

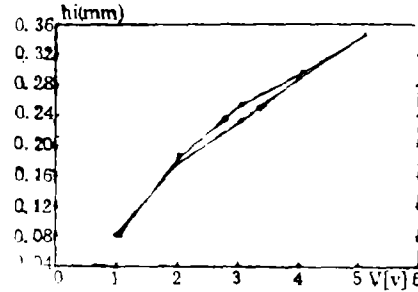


图 5 喷注器针阀位移 h_i 随控制电压的变化

4. 推进剂秒流量 G 和组元比 r 由安装在系统中两个可调汽蚀文氏管来控制 G ,由图 6 可见,流量曲线上升与下降过程几乎完全重合。由于 G 在全部工作过程中得到很好的控制,使得组元比 $\gamma_{ex} = G_o/G_f$ 与余氧系数 α_{ex} 达到了足够高的精度。

实验发动机的典型试验数据如表 I。

试验是在位移反馈条件下实现的,其组元比的平均值 $\bar{\gamma} = 2.367$,组元比的均方根误差

(表 I) 实验发动机的典型试验

符 号	单 位	1	2	3	4	5	6	7	8	9
V_c	V	1.005	2.003	3.040	4.015	5.101	4.048	3.040	2.018	1.036
G_o	kg/s	0.125	0.225	0.291	0.351	0.398	0.351	0.301	0.229	0.127
G_f	kg/s	0.053	0.096	0.123	0.147	0.170	0.148	0.126	0.096	0.053
G_x	kg/s	0.178	0.321	0.414	0.498	0.568	0.499	0.427	0.325	0.180
r_{ex}		2.346	2.342	2.365	2.384	2.347	2.367	2.378	2.387	2.391
α_{ex}		0.700	0.699	0.706	0.711	0.701	0.706	0.710	0.712	0.713

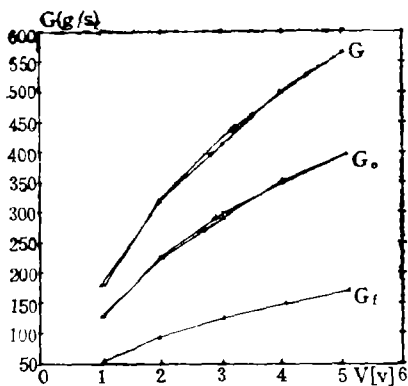


图 6 秒流量 G 随控制电压的变化

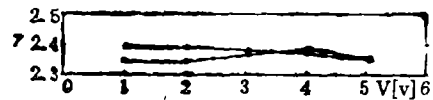


图 7 组元比 r 随控制电压的变化

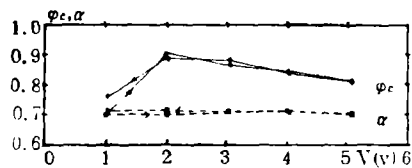


图 8 余氧系数 α 和燃烧效率 ϕ_c 随控制电压的变化

$3\sigma_{(\gamma)} = \pm 0.053$, 余氧系数平均值 $\bar{\alpha} = 0.706$, 余氧系数均方根误差 $3\sigma_{(\alpha)} = \pm 0.0154$ 。

由表 I 的试验数据可以看出, 采用可调汽蚀文氏管控制推进剂秒流量是可行的, 由于文氏管汽蚀区的存在使其对下游压力波动不敏感, 这对变推力火箭发动机的可靠稳定工作是很有利的。可调文氏管存在 15% 左右的进口压力损失, 可以通过完善设计和制造来减少这一损失。例如, 在文氏管喉部设计一个适当长度的园柱段就可以提高压力恢复系数^[4]。

图 6 曲线的非线性是设计允许的, 若要改善其线性度, 需采用特殊型面调节节锥^[1,2]。

组元比 γ 和余氧系数 α 的试验曲线分别如图 7 和图 8 所示。由图可见, 曲线趋于水平, 这说明在全工况范围内 γ 和 α 的偏差值较低, 尤其在低工况时与国外同类发动机 (MIRA 10K, PAYE) 相比误差要小得多。

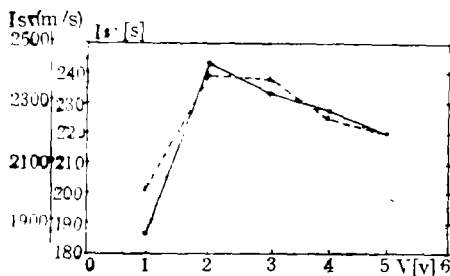


图 9 比冲 I_{sp} 随控制电压的变化

5. 燃烧效率 φ_c 及比冲 I_{sp} 。由图 8 可见, 在控制电压信号 2V 附近, φ_c 值相对较高, 可达 $\varphi_c = 0.93$ 以上, 这说明控制电压信号 2V 附近喷注压降、秒流量、针阀开度等匹配相对较好,

由于该发动机原设计燃烧室特征长度 L^* 取值偏小, 针阀高工况开度偏大, 雾化质量与燃烧效果均受影响, 故 φ_c 与 I_{sp} 值偏低。热试车时采用水冷却, 相当一部分热量被冷却水带走了, 这也是 φ_c 与换算真空比冲 $I_{sp,v}$ 偏低的一个原因。

(见图 8、图 9)

6. 推力 F 由图 10 可见, 发动机推力变化上升与下降重复性很好, 但变化规律并非呈线性, 其中一个主要原因是推进剂秒流量随工况的变化是非线性的。

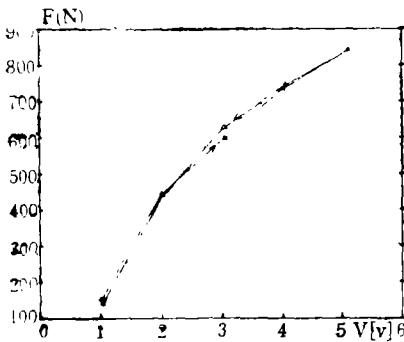


图 10 推力 F 随控制电压的变化

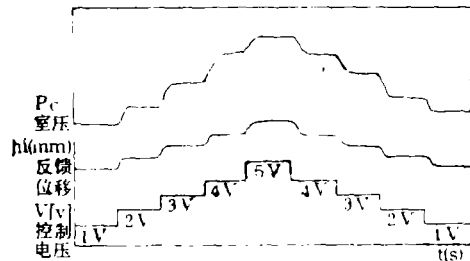


图 11 实验变推力火箭发动机热试车曲线

7. 稳定性 实验变推力液体火箭发动机经过多次热试车考验其工作稳定。典型的热试记录曲线如图 11 所示。

该实验发动机系统闭环传递函数^[7]为:

$$\Phi(s) = \frac{K_1 e^{-(\tau_e - \tau_c)s}}{\alpha_0 + \alpha_1 s + \alpha_2 s^2 + \alpha_3 s^3 + \alpha_4 s^4}$$

式中 K_1 , τ_e , τ_c , α_0 , α_1 , α_2 , α_3 , α_4 分别为放大系数, 时间常数及系数。由上式可

知,该实验发动机具有延迟的四阶系统。根据Hurwitz判据分析,由数值计算结果得到发动机每个工况均能满足该四阶系统稳定性的主要条件,故系统是稳定的。与试验结果一致。

8. 响应时间 t_p 实验发动机热试车试验1/5行程阶跃响应时间能够达到50ms以内,发动机系统的阻尼对响应时间有较大影响。进一步大幅度地减小这个响应时间,需要对发动机的结构和控制方案作进一步的改进。

三、结 论

1. 实验双调节变推力液体火箭发动机的方案是可行的,特别是采用可调汽蚀文氏管,可使推进剂组元比在发动机变工况时基本保持不变,从而得到较高的燃烧效率与比冲。
2. 可调汽蚀文氏管的秒流量,组元比与余氧系数控制精度高。
3. 变推力发动机推进剂管路系统中的压降,对推进剂秒流量进而对推力的控制有直接影响,因此应尽量减少流动阻力损失。
4. 由于发动机冷、热试条件的差异需要进行换算,最好使用“产品发动机系统”进行试验,以便减少冷、热试验换算工作量和偏差。
5. 喷注器针阀开度的变化及其与可调汽蚀文氏管协调一致的工作,直接影响到压力恢复比 R 和喷雾质量,从而影响燃烧效率和比冲,因此在设计时应充分注意喷注器与文氏管的共同工作, $R < \psi$ 是这种发动机设计的一个重要准则。
6. 试验结果与理论分析均说明,该变推力火箭发动机的工作是稳定的,其1/5行程阶跃响应时间可以控制在50毫秒以内。
7. 实验发动机的最大燃烧效率并不出现在高工况处。在控制电压2V附近推进剂具有较好的喷射动量比,燃烧效率与比冲相对较高。该实验发动机的燃烧效率与比冲尚未达到理想的结果,有待进一步提高。

参 考 文 献

- [1] 陈启智、高汉如“流量可调汽蚀文氏管的若干问题”,国防科技大学“工学学报”,1979年第4期。
- [2] 高汉如,“液体火箭发动机变推力用流量可调汽蚀文氏管设计中几个问题的分析”,国防科技大学“工学学报”,1978年第2期。
- [3] 陆政林、胡化南,“双组元变推力液体火箭发动机”专题技术译丛,1982年。
- [4] 高汉如、陈启智,“流量可调汽蚀文氏管喉部园柱段长度的设计方法”,航空动力学报,第2卷第3期,1987年。
- [5] 高汉如、李晓滨,“线性可调汽蚀文氏管研究”,国防科技大学学报,1983年第4期。
- [6] Hardgrove, J. and H. Kriegel “High Performance Throttling and Pulsing Rocket Engine”, AIAA-84-1254.
- [7] 艾春安,“双调变推力液体火箭发动机系统理论线性模型及数字最优补偿控制”,国防科技大学航天技术系硕士论文,1987年。

(责任编辑 杨再荣)

EXPERIMENTAL RESEARCH ON A BIROPELLANT THROTTLING LIQUID ROCKET ENGINE WITH CONTROLLABLE INJECTOR AND THROTTLING CAVITATING VENTURI

Gao Hanru, chen Qizhi, Yang Loping

(National University of Defence Technology)

A bipropellant throttling liquid rocket engine with controllable injector and throttling cavitating venturi has been designed, tested and analyzed. In result the relationships of pressure, pressure recovery coefficient of venturi, stroke of injector pintle, propellant flow rate and mixture ratio, combustion efficiency, specific impulse, thrust, stability and response time to control voltage signal are obtained and the corresponding plots and data are also presented.

DETERMINATION OF MASS FLUX FOR IGNITRON

Zhang weihua and Dai Xuheng

(National University of Defence Technology)

An one-dimensional two-phase flow model is put forward for ignitron in solid propellant rocket, and its governing equations are derived. The gas pressure, temperature, density and particle velocity in the ignitron are obtained from solution of the equations by finite difference method. A experimental apparatus has been set up to testify the calculations. From analyzing the results of the calculations and experiments the following conclusions are drawn: First, consistency of the flux calculated with the flux measured proves feasibility of the present calculation method; Second, the particle size and charge of igniter have significant effects on pressure in the ignitron; Third, the gas pressure, temperature and density in the burned area change very little, but the gas and particle velocities vary a lot; Last, the acceleration of flame spreading which comes from the calculations is testified in the experiments.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON PLANAR CASCADE ENTIRE CHARACTERISTIC

Fun Qi and Zhang Huimin *(Nanjing Aeronautical Institute)*

The concept of planar cascade entire characteristics is first introduced, which comprises forward and reversed flow characteristics. A single-row and a tandem planar cascades with equivalent geometrical parameters are investigated experimentally. Their forward and reversed flow characteristics are obtained separately from