

变推力液体火箭发动机试验研究

姜 清 伟

摘 要

考虑到空间飞行器姿态控制和弹道导弹的多头分导及弹头机动飞行的需要,我们研制了液体双组元可变推力发动机。本文叙述该发动机的研制过程和有关性能。该发动机可使用多种推进剂,推力可在 $(137.3\sim 686.5)$ N的范围内连续无级调节,调节比5:1。发动机阶跃响应低于80ms,混合比偏差小于 $\pm 5\%$ 。

主题词: 液体推进剂火箭发动机, 可变推力, 发动机试验

一、引 言

变推力液体火箭发动机是空间飞行器姿态控制、太空对接、导弹多头分导、机动变轨不可替代的动力装置。它具有响应快,推力连续变化,冲量控制精度高的特点。随着航天事业的迅速发展需要多种推力调节形式和不同调节比的变推力发动机。如美国研制有调节比10:1的阿波罗登月舱下降发动机(LMDE)和调节比5:1的MIRA150A变推力发动机,以及调节比8:1的8414型变推力发动机。

推力的改变可以通过改变推进剂流量、改变喷注器压力降和改变推力室喉部面积三种途径来实现。本文所叙发动机是通过第一条途径来实现推力调节的。试验结果表明,发动机满足基本设计要求,这些要求包括:推力调节比5:1,阶跃响应不大于80ms,混合比偏差不大于 $\pm 10\%$,推力可在 $(137.3\sim 686.5)$ N之间连续无级变化。

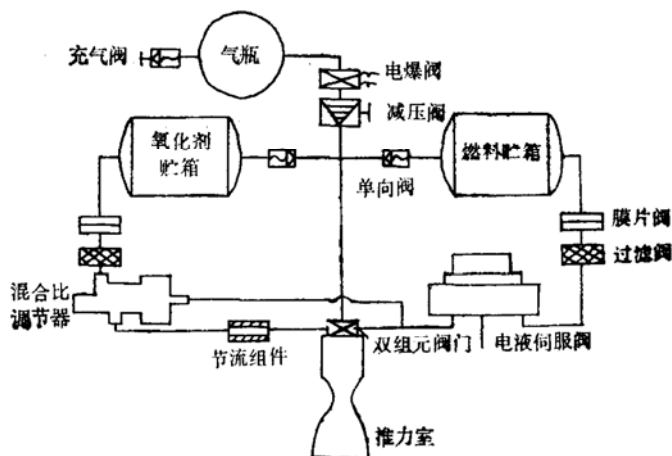


图1 变推力发动机系统工作原理简图

二、变推力发动机系统 统设计

发动机系统的设计额定推力为490N。推进剂既可使用硝酸/偏二甲肼或四氧化二氮/偏二甲肼,也可使用四氧化二氮/一甲肼。发动机系统主要由高压气瓶、减压器、推进剂贮箱、推进剂调节和控制部件以及双组元阀门和推力室等组成。系统工作原理见图1。发动机系统设计和性能数据见表1。推进

表 1 发动机系统设计和性能数据

推 力	137.3~686.5 N
燃烧室压力	192.2~961.1 kPa
比 冲	2409.9~2651.1 m/s
喷管膨胀比	50:1
推进剂供应压力	2794.9 kPa
推进剂	AK-40S/UDMH (或 N_2O_4 /UDMH)
混合比	2.463±5%
流量调制	电液伺服阀 (流量调节器)
混合比控制	混合比调节器
发动机起动响应	62ms
发动机关机响应	54ms
发动机阶跃响应	75ms (上升)
发动机阶跃响应	79ms (下降)

表 2 变推力发动机系统试验概况

序 号	工作时间	工 况	调 节 比
002	225 s	阶梯 + 正弦	2.07:1
003	252 s	阶梯 + 正弦	4.29:1
004	225 s	阶梯 + 正弦	数据不确
005	225 s	阶梯 + 正弦	5.5:1

剂调节部件用电液伺服阀和流量调节器。二种调节部件均已进行过系统试验,并且都能达到改变推力的目的。发动机等进行了四次全系统试验。四次系统试验概况见表 2。

系统试验表明:该变推力调节系统的设计是成功的,系统简单可靠,发动机各组合件的结构牢固,性能良好。

三、试验结果与分析

变推力发动机系统试验各部件的控制和有关数据的采集、处理由 HPN-1620 计算机完成。试验程序分为两大部分,阶梯工况和正弦波工况。阶梯工况做三次起动和关机共 18 个阶梯,点火时间 180 秒。正弦波工况做一次起动和关机共 10 个正弦波,由于计算机数据采集速度问题,最大频率限制在 2.5 Hz,最小频率 0.25 Hz,点火时间 72 秒。阶梯工况研究发动机的推力调节特性和阶跃响应特性,正弦工况研究发动机的频率特性。试验时电液伺服阀装在燃料流路上,混合比调节器装在氧化剂流路上,流量调节器与混合比调节器组合系统的装配与之相反。变推力发动机系统试验概况见表 2。

1. 发动机响应特性

起动和关机特性

起动和关机响应,流量调节器系统与电液伺服阀系统不相上下,但该系统存在起动压力峰,最大峰值比稳态燃烧室压力高 549 kPa。典型起动关机特性见图 2。

为了提高发动机系统的响应特性,当电爆阀起爆后,让推进剂接触充填到双组元电气阀前。流量调节器的菌形阀初始状态停在推力为 411.9 N 的位置上,即停在中间档推 力上。由于电液伺服阀本身结构特点,推进剂能通过滑阀充填到双组元阀门前。

阶跃响应特性

试验结果表明电液伺服阀系统的阶跃响应时间低于 80 ms,流量调节器系统的阶跃响应时间大于此值。典型阶跃响应时间曲线见图 3。

从发动机系统装配来看,为了提高系统的阶跃响应特性,必须缩短电液伺服阀(或流量调节器)控制混合比调节器的压力管长度,它直接影响混合比调节器对控制压力的响应时间,因此影响推进剂流量,进而影响推力阶跃响应时间。推进剂调节部件与双组元阀门联接管的长短对响应特性的影响不大。

频率响应特性

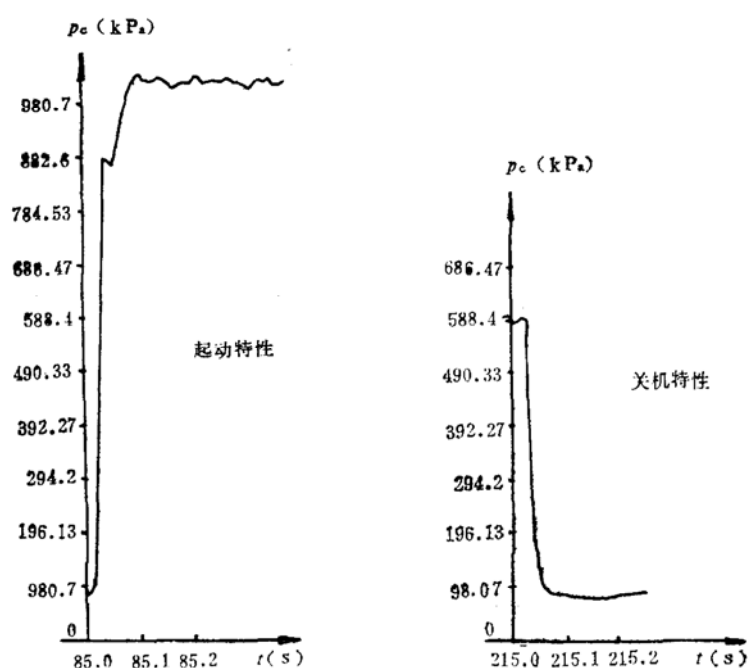


图2 变推力发动机起动和关机特性

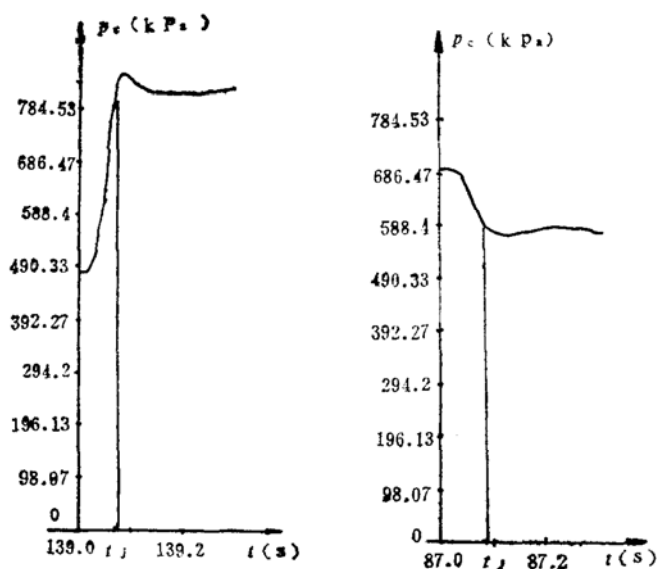


图3 变推力发动机阶跃响应特性

发动机的频率响应定义为加到推进剂流量控制伺服阀的电输入讯号与燃烧室压力输出之间的幅值比和相位移。试验结果表明，电液伺服阀系统的最大相位迟滞为18度，稳态压力增益40db。流量调节器系统的最大相位滞后25.2度，稳态压力增益34db。电液伺服阀系统

的幅频, 相频特性试验曲线见图4。

2. 混合比

电液伺服阀系统的混合比控制精度较高, 偏差低于 $\pm 5\%$ 。根据试验数据统计, 混合比 K 的均值为2.0008, 方差0.0014, 标准差0.0371。与均值比较, 混合比最大负差为0.0878, 最大正偏差为0.0514, 即正偏差为2.57%、负偏差为4.39%。从试验数据来看, 系统冷、热混合比差别较大。混合比冷调值为2.463, 冷、热差18.76%。分析认为, 引起系统冷、热混合比误差的主要因素有: 推进剂调节部件后液路管道流阻系数的准确性, 混合比调节器出口压力的偏差, 推进剂密度的影响。

推进剂密度对冷、热混合比影响

根据分析计算, 温度变化 10° 时, 推进剂密度变化所引起的系统冷、热混合比偏差低于0.1%。因此, 密度的变化影响不大, 可以忽略。

混合比调节器出口压力对冷、热混合比影响

试验时, 混合比调节器的出口压力普遍低于控制压力。压力的最大差值出现在最大推力时, 其值为 -139.25kPa 。计算表明, 由此而引起的系统热试验混合比偏小4.91%。

流阻系数对冷、热混合比影响

根据试验数据, 推进剂调节部件后管道压降与调整值有误差。在推力最大时, 氧化剂管路最大差值为 55.9kPa , 燃料路为 -51kPa , 由此而引起的流量误差分别是 $-6.23 \times 10^{-3}\text{kg/s}$ 和 $+18.24 \times 10^{-3}\text{kg/s}$ 。它们都引起系统热试混合比偏低, 其值分别为8.33%和60.05%。显然燃料管路的流量误差超出了小偏差的范围, 因此会引起巨大的系统冷、热混合比差。这表明系统热试验混合比偏低的主要原因是流阻系数测量不准。

虽然系统冷、热混合比差别较大, 但这一问题很容易通过改进发动机系统水力试验设备和测量仪表, 提高水力试验精确度, 进行系统调整计算来解决。

四、结 论

试验证明, 我们研制的变推力发动机推力调节原理简单、可靠性高、推力阶跃响应和频率响应性能良好和混合比控制精度。该发动机能连续无级调节推力, 并能使用多种推进剂。

参 考 文 献

- (1) ARS Journal 1960, NO.10.
- (2) AIAA Paper NO.67—506.
- (3) AIAA Paper NO.67—505.
- (4) AIAA Paper NO.65—608.
- (5) AIAA Paper NO.68—247.
- (6) 张有用: 变推力发动机混合比调节器动静特性计算方法, 《推行技术》, 1987年第6期。

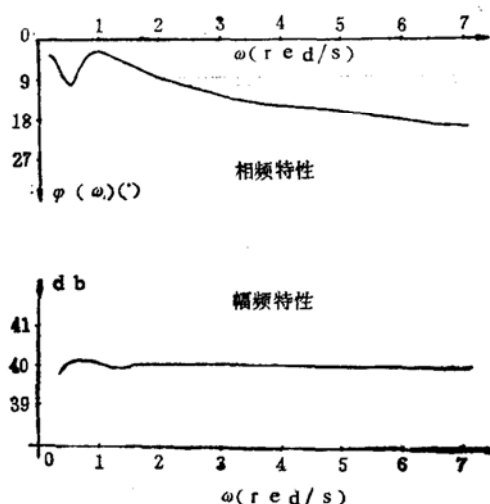


图4 变推力发动机系统频率特性

AN INTEGRATED METHOD FOR CALCULATING UNIFIED FLOWFIELD IN SOLID ROCKET MOTOR

Wang Xiaohua Zhang Zhongqin Zhou Zhongling

Abstract

An Integrated method for calculating unified flowfield in rocket motor chamber and nozzle is presented. In this paper the governing equation set describes unsteady one-dimensional flow with area change, mass addition, heat transfer and friction in both the chamber, and the nozzle. Of course, the method is also valid for calculating steady or unsteady gas-solid particle flow. The numerical results is in good agreement with the experimental data.

Keywords: Solid rocket engine, Flow field, Flow equation, One-dimensional flow

A TEST STUDY OF THE VARIABLE-THRUST LIQUID ROCKET ENGINE

Jiang Qingwei

Abstract

Considering the needs of attitude control of the space vehicle and maneuver trace of warheads of missiles, a bipropellant variable-thrust liquid rocket engine has been developed by the 11th research institute. In this paper, the process of design and research and the performances of the engine are introduced. The engine can use many kinds of propellant, its thrust can be adjusted from 137.3 to 686.5N continuously, the adjustment ratio is 5:1. The step response time of the engine is less than 80 ms, the O/F ratio error is less than $\pm 5\%$.

Keywords: Liquid propellant engine, Variable thrust, Engine test