

新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统方案研究

李淑艳, 肖明杰, 李晓瑾, 郑小鹏, 董万峰

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 介绍了国外新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统发展现状, 提出了一种新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统方案, 介绍了新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统特点并分析了新型发动机系统关键技术, 开展了新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统研究, 掌握了主要组件设计技术, 获得了活塞泵增压系统仿真特性。

关键词: 活塞泵; 增压系统; 轨/姿控发动机

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 01-0012-06

Scheme study on divert and attitude control engines with piston pump pressurized system

LI Shu-yan, XIAO Ming-jie, LI Xiao-jin, ZHENG Xiao-peng, DONG Wan-feng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The development of foreign piston pump pressurized systems for the divert and attitude control engines is narrated. A new scheme of divert and attitude control engine with a piston pump pressurized system is brought out. The system characteristics are introduced and the key technologies are analyzed. The scheme of a new piston pump pressurized system for divert and attitude control engines is studied. The design technologies of main components have been mastered. The simulation characteristics of the piston pump pressurized system were obtained.

Keywords: piston pump; pressurized system; divert and attitude control engine

0 引言

轨/姿控发动机系统的作用是为航天器飞行过程中变轨和姿态控制提供动力。近年来, 随着轨/姿控发动机系统推进剂量需求不断增加, 且安装空间小、质量轻的要求更加突出, 传统的冷气恒

压挤压单组元、双组元和冷气发动机方案已无法满足新型航天器的发展要求, 有必要探索和研究新型轨/姿控发动机系统。

1 国外新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统技术发展现状

活塞泵增压轨/姿控发动机系统是介于挤压式

收稿日期: 2011-10-13; 修回日期: 2011-11-16

基金项目: 总装备部预研项目(2009AA702051)

作者简介: 李淑艳 (1980—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭姿/轨控发动机系统设计

系统与涡轮泵压式系统之间的一种新型动力系统方案, 国外对这种系统开展了大量的研究工作。20 世纪 90 年代, 该增压系统的技术发展进入了一个新的里程碑。

美国的劳伦斯·利弗莫尔国家实验室 (LLNL) 和奥林航天公司 (OAC) 分别在 1993 年和 1994 年进行了单组元催化分解产生热燃气驱动活塞泵的发动机系统地面试验, 其中奥林航天公司采用的活塞泵增压动力系统主要组件有 1 个不锈钢推进剂贮箱、1 台四缸活塞泵、1 台单组元燃气发生器、2 台推力装置、液体压力调节器和热燃气调节器。

1994 年, LLNL 将单组元肼催化分解活塞泵增压动力系统在长 1.9 m、直径 0.16 m 的火箭上成功进行了飞行试验, 活塞泵质量约 365 g, 能供应产生 450 N 推力的推进剂流量, 动力系统干质量约 2 kg, 可产生 2 km/s 以上的速度增量。该动力系统主要包括 1 个 15.3 L 的钛合金贮箱、1 台四缸活塞泵、2 台单组元燃气发生器、4 台推力装置、液体压力调节器和热燃气调节器。

2002 年, LLNL 又将改进后的活塞泵采用过氧化氢完成了动力系统地面试验。至此, 美国在活塞泵增压单组元系统的研究已较为成熟。在活塞泵增压单组元系统研究的同时, 早在 1993 年, LLNL 就已经提出活塞泵增压双组元系统方案的设想, 2005 年, 在活塞泵增压单组元系统研究的基础上, LLNL 开展了活塞泵增压双组元系统的研究。该研究的应用背景是为火星探测地质标本返回飞行器提供上升及轨/姿控动力, 设计的双组元活塞泵质量约 400 g, 可提供压力为 7 MPa、推力为 1 000 N 的推进剂所需流量, 双组元活塞泵示意图见图 1。另外, 针对前期研究中出现的活塞泵燃气泄漏量较大的问题, LLNL 还开展了无泄漏活塞泵的设计和试验, 并用液体和冷气进行了试验验证, 活塞泵能提供压力为 5 MPa、流量为 200 g/s 的液体, 无泄漏活塞泵示意图见图 2。

乌克兰研制的活塞泵动力系统已成功应用于 RD-860 发动机上, 见图 3。

从美国活塞泵增压动力系统技术研究情况来看, 活塞泵增压动力系统技术的研究从单组元系

统开始, 已逐步向双组元系统发展, 完成了活塞泵增压单组元系统地面试验和原理性飞行试验。乌克兰研制的活塞泵动力系统已得到应用。

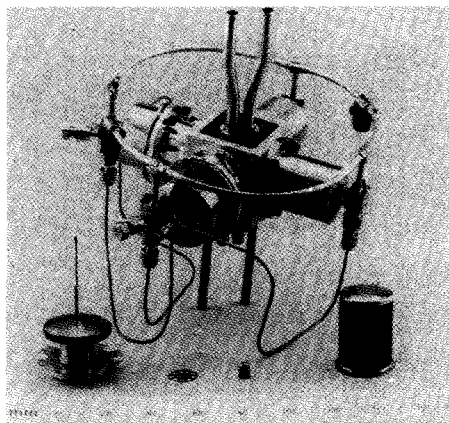


图 1 双组元活塞泵

Fig. 1 Bipropellant piston pump

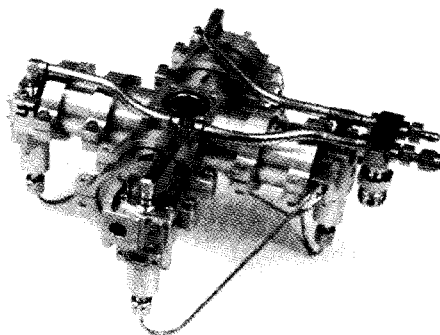


图 2 无泄漏活塞泵

Fig. 2 Leak tight piston pump

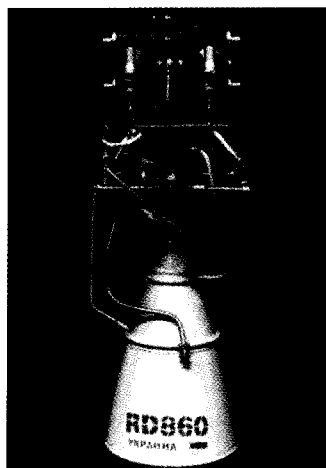


图 3 RD-860 发动机

Fig. 3 RD-860 engine

2 新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统方案

新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统用轻质小型活塞泵代替气瓶,通过肼催化分解产生的燃气驱动活塞泵并保持推进剂贮箱压力恒定,实现自增压循环,可大幅度减小轨/姿控发动机系统干湿重比和结构尺寸,实现全系统预包装和免维护使用;同时,采用该系统方案,可在不增加贮箱压力的情况下,通过调节驱动气体压力提高泵后推进剂压力,从而提高推力室压力,实现动力系统高性能、轻质化和小型化。

一种典型的新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统见图4,该系统采用燃气驱动活塞泵增压方案,推进剂采用 MON-3 和 N_2H_4 , 贮箱预充氮气,系统组件主要包括贮箱(2个)、电爆阀(2个)、充气阀(2个)、加注泄出阀(2个)、活塞泵(2个)、控制阀、燃气发生器、轨控发动机和姿控发动机各1台。

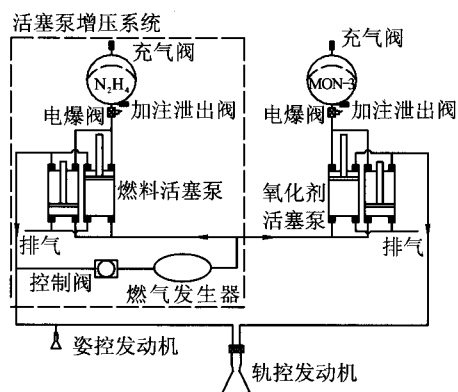


图4 活塞泵增压系统

Fig. 4 Piston pump pressurized system

系统工作原理:系统工作前,在氧化剂和燃料贮箱通过充气阀预充背压;当系统工作时,控制系统给电爆管通电电爆阀打开,肼和绿色四氧化二氮在贮箱背压作用下,充填整个系统下游,肼流经控制阀进入燃气发生器经催化分解产生燃气,燃气驱动活塞泵活塞,由于活塞泵内活塞气缸的面积大于液缸的面积,因此使泵下游液路产生了高于贮箱的压力,这个升高的压力被下游液

体传递给控制阀、燃气发生器和活塞泵,由控制阀控制系统压力;当控制阀达到额定压力时,系统的压力不再提高,系统增压结束。当发动机工作时,贮箱内推进剂在初始背压下落压工作,燃气驱动活塞泵活塞交替工作使推进剂压力升高,为发动机持续供应推进剂。

当推力室工作时,打开相应的控制阀门,氧化剂和燃料进入双组元推力室经撞击、雾化、混合产生高温燃气,经喷管加速后产生推力;或燃料肼推进剂进入分解室经催化分解产生高温燃气,经喷管加速后产生推力。达到控制目的后,关闭控制阀,推力室即停止工作。

3 新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统特点

新型活塞泵增压轨/姿控动力系统结合了涡轮泵压火箭发动机的高性能、轻质量和挤压式发动机多次快速起动的能力。该系统具有如下特点。

3.1 安全性高、使用维护性好

系统中取消了气瓶,只在贮箱中充低压气体,避免了高压气的预包装问题。同时,贮箱采用预包装设计后,使系统的使用、维护性能大幅提高。

3.2 质量轻、体积小

目前轨/姿控发动机的很大一部分重量来自高压气瓶和贮箱,活塞泵增压轨/姿控发动机系统没有气瓶,由轻质小型活塞泵代替重而大的气瓶;贮箱可用低压贮箱,可采用薄壁轻质的钛合金贮箱,进一步降低贮箱的重量;活塞泵是通过活塞的交替工作提供推进剂供应,确定合理的活塞运动频率,可使活塞泵的结构尺寸做得很小。

3.3 性能高、响应快

挤压式系统由于贮箱压力升高会导致重量大幅增加,这使得推力室室压提高也受到了限制,而采用该系统方案,可在不增加贮箱压力的情况下,通过提高活塞泵后压力,从而提高推力室室压,进一步提高发动机性能;该系统可以像挤压式系统一样实现多次、快速启动,通过阀门和推力室的快响应设计能够实现发动机快响应。

3.4 适应性好、可扩展性强

传统挤压式轨/姿控发动机一旦系统总冲发生变化, 气瓶等关键组件均需重新设计, 而采用活塞泵增压轨/姿控发动机系统, 活塞泵的设计与供应的流量有关, 与推进剂总量无关。因此, 当总冲发生变化时, 活塞泵不需重新设计即可直接借用, 系统中其他组件仅作较小的改动即可实现。因此, 该系统对不同的任务需求具有较好的适应性; 活塞泵增压轨/姿控发动机系统可以为发动机提供多种供应方式, 发动机型式可采用液体双组元发动机、气液混合双组元发动机、单组元催化分解发动机及燃气发动机, 该系统可扩展性强。

4 新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统关键技术点

新型轨/姿控发动机系统采用燃气驱动活塞泵增压方案。不同于传统的冷气挤压式系统, 该系统采用单组元燃气发生器催化分解产生的燃气驱动活塞泵。该系统中关键技术主要体现在增压系统上。

4.1 增压系统参数匹配技术

活塞泵增压系统通过贮箱背压挤压推进剂流经下游, 胼经催化产生燃气驱动活塞泵的闭环燃气发生器循环系统。为实现系统循环稳定增压, 需确保系统参数匹配, 确定合适的活塞泵增压比, 合理分配增压系统各组件压降, 使活塞泵升高的压力大于增压系统压力损失, 实现增压系统循环增压。

4.2 增压系统热控制技术

增压系统采用胼催化分解燃气驱动活塞泵, 由于胼催化分解燃气温度高达 1 200 K 以上, 如此高的燃气温度下直接对活塞泵增压, 将使活塞泵高温动密封较难实现, 工作寿命和可靠性受到影响, 同时带来推进剂安全等问题。因此, 需合理控制燃气温度, 保证高温组件和推进剂工作在安全温度范围内并尽可能提高燃气增压效率。

4.3 推进剂压力和流量稳定技术

由于活塞泵自身工作特点不可避免地转换过程中产生压力和流量脉动, 这种脉动可能会使发

万方数据

动机偏离额定混合比、发生低频振荡等, 严重影响发动机性能及可靠性。需要通过活塞泵自身设计及系统上采取控制措施的技术途径, 稳定推进剂压力和流量供应, 满足发动机供应要求。

4.4 燃气驱动活塞泵设计技术

活塞泵是该系统的核心组件, 为保证连续供液, 活塞泵气、液缸分别采用多缸 (两缸以上) 方案。根据系统特点及使用要求, 活塞泵设计需要关注活塞泵总体结构、高温动密封及多缸联动匹配等技术, 实现轻质、小型、稳定和可靠工作。

5 新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统试验验证及仿真研究

开展了新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统研究工作, 进行了主要组件试验验证和活塞泵增压系统仿真研究。

5.1 活塞泵冷热试验证

进行了活塞泵冷热试, 典型工况热试曲线见图 5, 试验数据见表 1。活塞泵在最高入口燃气温度 470 K 下工作正常, 增压比与设计值相当, 输出流量稳定, 考核了活塞泵设计方案的正确性, 验证了活塞泵在高温下的工作能力。

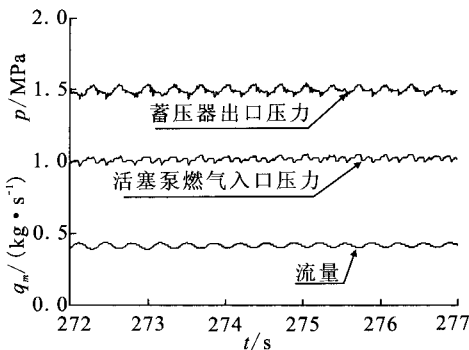


图 5 活塞泵热试曲线

Fig. 5 Experiment curves of piston pump

表 1 活塞泵热试数据

Tab. 1 Experiment data of piston pump

工 况	流量/ (g·s ⁻¹)	气路压 力/MPa	液缸出口压 力均值/MPa	气液缸 活塞面 积比	入口燃气 温度/℃
1	150	2.0	3.2	1.6	185
2	300	1.0	1.55	1.55	85
3	100	1.5	2.5	1.66	60
4	270	1.5	2.4	1.6	80

5.2 单组元催化分解燃气发生器热试

进行了燃气发生器方案试车, 推进剂为无水肼。试验进行了额定工况和高低工况下的稳态、长程、脉冲及热返浸等各种工况的考核, 典型工况曲线见图6。试车结果表明, 燃气发生器在各种工况下均工作正常, 压力、流量及燃气温度等参数满足要求。

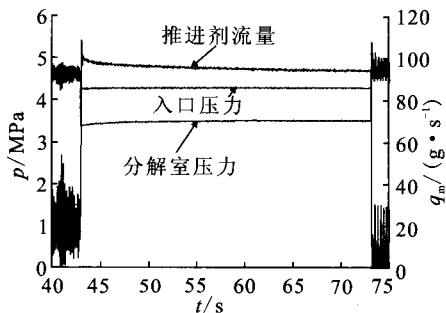


图6 燃气发生器热试曲线

Fig. 6 Experiment curves of gas generator

5.3 活塞泵增压系统仿真计算

在AMESim仿真平台下, 建立图4中活塞泵增压系统仿真模型, 进行活塞泵增压系统启动及工作过程仿真, 获得的仿真曲线见图7~9。仿真结果表明, 活塞泵增压系统可在1s内完成增压, 活塞泵增压系统能够协调工作且参数匹配, 通过在活塞泵后设置蓄压器有效降低了活塞泵出口压力和流量脉动范围, 燃气发生器出口燃气经过管路散热后进入活塞泵燃气温度大幅降低。

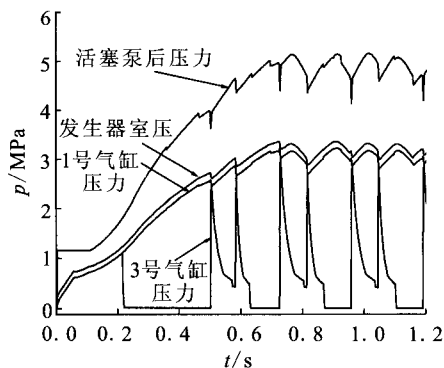


图7 启动过程各处压力

Fig. 7 Pressure at 4 testing points during start-up

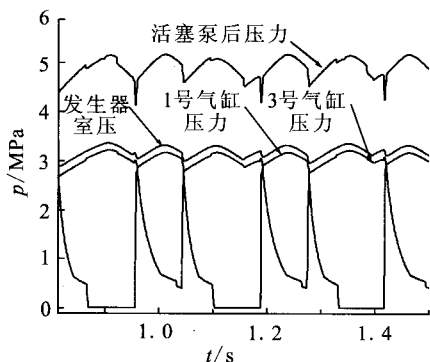


图8 工作过程各处压力

Fig. 8 Pressure at 4 testing points during operation

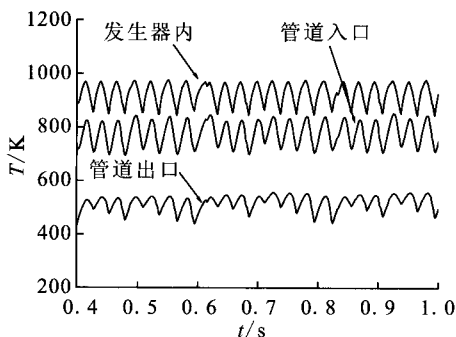


图9 工作过程各处温度

Fig. 9 Temperature at 4 testing points during operation

6 结束语

新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统取消了挤压式系统中的高压气瓶, 通过采用低压轻质贮箱、高室压小型化发动机及推进剂预包装技术等, 减小了系统质量和结构尺寸, 提高了动力系统综合性能。

通过开展新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统方案研究, 掌握了燃气驱动活塞泵和单组元催化分解燃气发生器等主要组件设计技术, 获得了活塞泵增压系统仿真特性, 为新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统研究奠定了坚实技术基础。

(下转第26页)

对试验后的产品进行密封性检查,密封性能达到了系统要求压力下的 $1 \times 10^{-6} \text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 量级。

5 结束语

作为系统级阀门组件,电爆阀的结构和工作原理虽然简单,但其工作瞬间会涉及到火工品爆炸、电爆燃气密封、金属受冲击和变形等多方面的因素,因此,在更改工作条件后,能否继续选用现有的结构产品需要仔细分析其适应性。

新结构的电爆阀由于其燃气与介质能有效隔离,工作产生水击小,关闭时刻推进剂流道中阀芯和阀座之间不存在金属间撞击和摩擦,可适用于大多数的易燃易爆介质的工作环境。

参考文献:

[1] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社.

1993.

- [2] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(下)[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [3] 沃林 R H. 密封件与密封件手测[M]. 宋学义, 张正义, 译. 北京: 国防工业出版社, 1990.
- [4] PATEL A, LAWRIE A, MELLOR B. Pyrovalve function testing with MON oxidizer, AIAA 2003-4928[R]. USA: AIAA, 2003.
- [5] 阀门管件设计编译组. 美国阀门管件设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1987.
- [6] 张晓东, 李路路, 柳珊, 等. 闸板式常开电爆阀密封结构的设计与仿真[J]. 火箭推进, 2011, 37(1): 51-56.
- [7] 詹永麒. 液压传动[M]. 上海: 上海交通大学出版社. 1999.
- [8] GADEBY J V. Lessons learned from pyrovalve testing, AIAA 96-2753 [R]. USA: AIAA, 1996.
- [9] 赵双龙, 许长华, 魏超. 滑阀液动力的计算与分析[J]. 火箭推进, 2006, 32(3): 18-23.
- [10] 马海涛, 陈健, 魏青, 等. 一种在轨补加用浮动断接器设计[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 45-49.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 16 页)

参考文献:

- [1] FREI T E, MAYBEE J C, WHITEHEAD J C. Recent test results of a warm gas pumped monopropellant propulsion system, AIAA 94-3393 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [2] WHITEHEAD J C, LEE C P, COLLELLA N J. Design and flight testing of a reciprocating pump fed rocket, AIAA 94-3031 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [3] WHITEHEAD J C. Bipropellant propulsion with reciprocating pumps, AIAA 93-2121 [R]. USA: AIAA, 1993.

- [4] WHITEHEAD J C. Test results of a reciprocating pump powered by decomposed hydrogen peroxide, AIAA 2001-3839 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [5] WHITEHEAD J C. Performance of a new lightweight reciprocating pump, AIAA 2005-3921[R]. USA: AIAA, 2005.
- [6] WHITEHEAD J C. Thermal performance of a reciprocating pump, AIAA 2006-4692 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [7] 邹宇, 李平. 自增压系统在轨/姿控发动机系统中的应用[J]. 火箭推进, 2010, 36(2): 15-19.

(编辑: 陈红霞)