

气动增压空间推进系统及相关技术试验研究

刘 锋^{1,2}, 申智帅^{1,2}, 王 波^{1,2}, 曹 伟^{1,2}, 陈 剑^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘 要: 简要介绍了气动增压空间推进系统方案及组成, 开展了基于气动增压原理的新型发动机技术试验研究, 重点分析了气动增压空间推进相关技术试验结果和系统性能。结果表明, 气动增压空间推进系统同时具备多次起动和高室压的优点, 相关技术得到了验证。

关键词: 气动增压器; 液体火箭发动机; 推进系统; 地面试车

中图分类号: V430-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2017)06-0038-06

Experimental study on pneumatic pressurization space propulsion system and its correlation technology

LIU Feng^{1,2}, SHEN Zhishuai^{1,2}, WANG Bo^{1,2}, CAO Wei^{1,2}, CHEN Jian^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: The scheme and composition of the pneumatic pressurization space propulsion system are introduced. Experimental study on the new pneumatic pressurization liquid rocket engine technology is carried out. The test results and system performance related to the pneumatic pressurization space propulsion are analyzed emphatically. The results show that the pneumatic pressurization space propulsion system has the advantages of multiple start and high chamber pressure. The correlation technology was verified.

Keywords: pneumatic pressurization; liquid rocket engine; propulsion system; ground test

0 引言

为了适应空间推进系统的轻质、小体积、高比冲以及多次起动的发展需求, 开展了基于气动增压原理的新型发动机技术研究。气动增压空间推进系统为双组元气动增压式液体火箭推进系

统, 其基本工作原理是通过增压氮气驱动气动增压器工作, 将贮箱中的低压推进剂增压, 提供高压推进剂到轨控发动机, 实现推进系统低贮箱压力、高燃烧室压力工作, 提高发动机的性能。气动增压空间推进系统突破了传统空间推进系统采用挤压式系统和泵压式系统的限制, 同时具备挤

收稿日期: 2016-08-05; 修回日期: 2017-03-19

基金项目: 上海市科学技术委员会资助项目 (13DZ2250600)

作者简介: 刘锋 (1971—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

压式系统多次起动和泵压式系统高室压的优点^[1]。

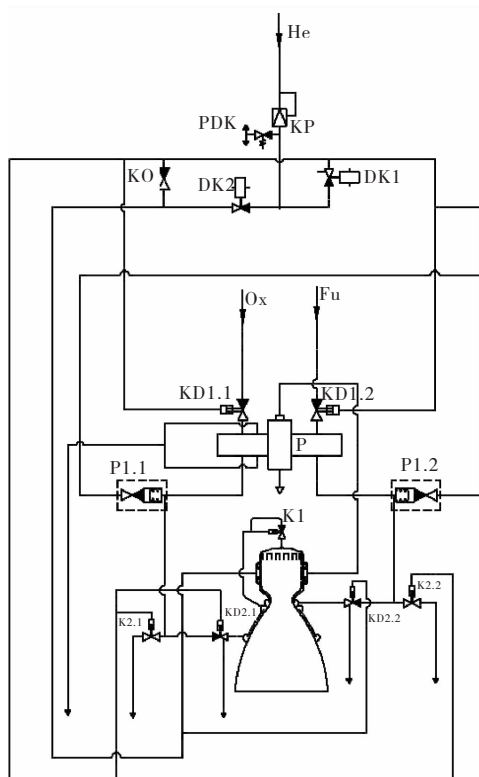
为了考核推进系统以及气动增压器的工作性能,验证系统组件工作匹配性、协调性以及系统参数匹配计算方法的正确性,进行了4.5 kN气动增压发动机系统的研制与试验研究。试验过程中气动增压器和发动机工作正常,发动机连续起动11次,累计工作时间410 s。完成了气动增压空间推进系统关键技术攻关和试验验证,实现了气动增压空间推进相关技术新的突破。

本文简要介绍了气动增压空间推进系统的方案、组成,重点对气动增压发动机系统的试验情况、系统性能以及关键技术验证情况进行了分析。

1 系统方案和组成

气动增压空间推进系统由增压氦气输送、“低压”推进剂输送、“高压”推进剂输送及利用和姿控发动机等四大部分组成。其中,增压氦气输送部分主要包括氧化剂贮箱增压氦气输送、燃料贮箱增压氦气输送和气动增压器增压氦气输送;“低压”推进剂输送部分主要包括氧化剂贮箱、燃料贮箱和相关阀门;“高压”推进剂输送及利用部分是气动增压发动机系统的核心组成部分,主要包括气动增压器、阻尼器、高室压轨控发动机和相关阀门;姿控发动机部分主要包括低室压姿控发动机和相关阀门。增压氦气输送部分、“低压”推进剂输送部分和姿控发动机部分与常规挤压式推进系统类似,气动增压发动机系统核心部分——“高压”推进剂输送及利用部分的工作原理简图见图1。

气动增压发动机系统核心部分工作过程如下:阀门DK1打开,控制气体供应各气动阀门,推进剂供应到气动增压器和发动机管路;随后阀门DK2打开,向气动增压器供应氦气,气动增压器开始工作,将高压推进剂连续不断地供应到燃烧室,轨控发动机点火工作。发送指令关闭阀门DK1和DK2,气动增压器停止工作,轨控发动机关机。



P1.1, P1.2 - 阻尼器; PDK - 安全泄放阀;
K1 - 推力室阀门; K1.1, K1.2 - 排放阀;
KO - 单向阀; KD1.1, KD1.2 - 阀门;
KD2.1, KD2.2 - 开启阀; KP - 减压阀;
P - 气动增压器; DK1 - 带排放的电气阀门;
DK2 - 不带排放的电气阀门; Ox - 氧化剂;
Fu - 燃料; He - 氦气

图1 气动增压发动机系统核心部分工作原理简图
Fig.1 Working principle of core part of pneumatic pressurization engine system

2 试验结果分析

为了考核推进系统以及气动增压器的工作性能,验证系统组件工作匹配性、协调性以及系统参数匹配计算方法的正确性,进行了4.5 kN气动增压发动机系统地面热试车,试车产品照片见图2。

系统试车推进剂为四氧化二氮/偏二甲肼,试车过程中气动增压器和4.5 kN轨控发动机工作正常,发动机共起动11次,累计工作时间410 s,试车结束后产品完好。

系统试车典型压力曲线见图3。

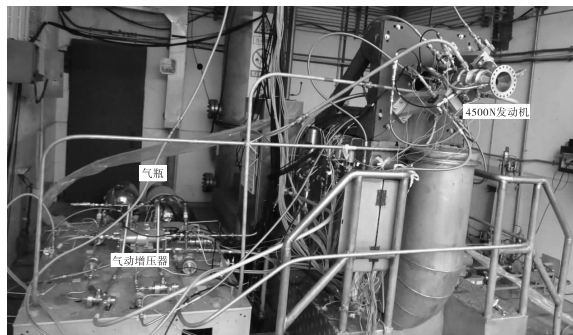


图2 试车产品照片

Fig. 2 Photograph of test product

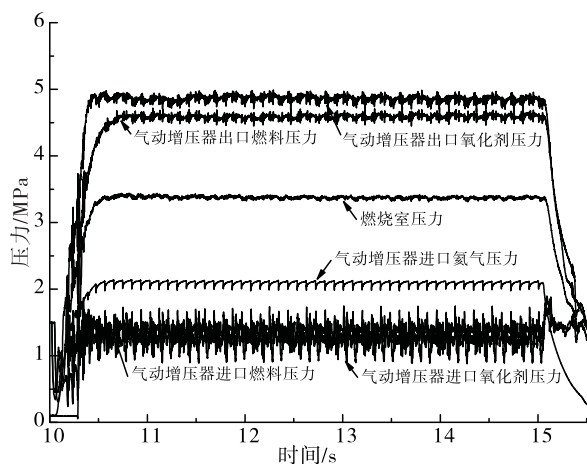


图3 系统试车典型压力曲线

Fig. 3 Typical pressure curves of system test

主要试车结果如下：

1) 通过气动增压器可以实现发动机系统多次起动和关机，并且能够进行稳态、脉冲模式工作；

2) 系统额定质量流量混合比为 2.25，试验得到混合比为 2.247 ~ 2.262，混合比偏差为 -0.13% ~ 0.53%。通过气动增压器可以高精度保持推进剂的组元混合比（混合比偏差不大于 1%）；

3) 气动增压器可以将贮箱内 1.3 ~ 1.5 MPa 的低压推进剂增压，提供 4.9 ~ 5.3 MPa 的高压推进剂到发动机入口，增压气体氦气的压力为 2.1 MPa，气动增压器的增压比为 1.95；

4) 发动机室压为 3.37 ~ 3.58 MPa；

5) 系统试车前，对气动增压器的耗气量进

行了计算：多变指数取 1.667，减压阀最低进口压力取 8 MPa，发动机工作时间 350 s，计算得到用气量为 150 L（初始压力 35 MPa）。实际系统试车中发动机工作 410 s，气瓶压力从 34.3 MPa 降至 14.3 MPa，气瓶气量有一定裕量。可见发动机工作中对氦气进行加热提高了氦气的能量和利用率，使得实际耗气量大大减少，折算实际多变指数为 1.237，实际耗气量相比计算所需氦气量减少 30% 以上。

气动增压发动机系统地面热试车系统工作参数见表 1。

表1 系统试车工作参数

Tab. 1 Working parameters of system test

参数名称	试车结果
氧化剂流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.976 ~ 1.0
燃料流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.439 ~ 0.448
启动次数	11
燃烧室压力/MPa	3.37 ~ 3.58
氧化剂气动增压器进口压力/MPa	1.23 ~ 1.53
燃料气动增压器进口压力/MPa	1.38 ~ 1.69
氧化剂气动增压器出口压力/MPa	4.86 ~ 5.20
燃料气动增压器出口压力/MPa	4.58 ~ 4.94
增压氦气压力/MPa	2.07 ~ 2.10
气动增压器工作频率/Hz	10

3 关键技术验证情况

3.1 气动增压器技术

气动增压器结构设计方面，通过模块化集成设计、采用触点阀结构提高活塞换向灵敏度和可靠性、利用单向阀和气路换向阀保证两组活塞交替工作等设计思路和方法，气动增压器具有结构质量轻、动作灵敏度高、输出压力脉动小等特点。

气动增压器内三种介质同时流动的密封性及系统参数匹配性通过系统试车得到了验证。

3.1.1 密封结构和密封材料

气动增压器中活塞处在高速、高压往复工作状态下，需要解决三种介质（两种推进剂和增压

气体) 的密封问题。

气动增压器的活塞采用氟塑料加弹性支撑的泛塞密封方案, 考虑到气动增压器内氧化剂和燃料共存, 还要频繁动作, 燃料侧通过安装橡胶圈来进一步加强密封性, 由于橡胶材料与氧化剂长时间接触更容易溶胀, 故氧化剂一侧未安装橡胶圈。

系统试车过程中, 气动增压器未发生泄漏,

泛塞的密封性能良好, 泛塞可以应用于类似活动部件的密封。

3.1.2 参数匹配

系统试车气动增压器工作曲线与气动增压器液流试验曲线相比 (图4), 在液路进口压力相近的情况下, 氧化剂路和燃料路的输出压力略有差异: 系统试车时氧化剂压力略高于燃料压力, 液流试验燃料路压力高于氧化剂路压力。

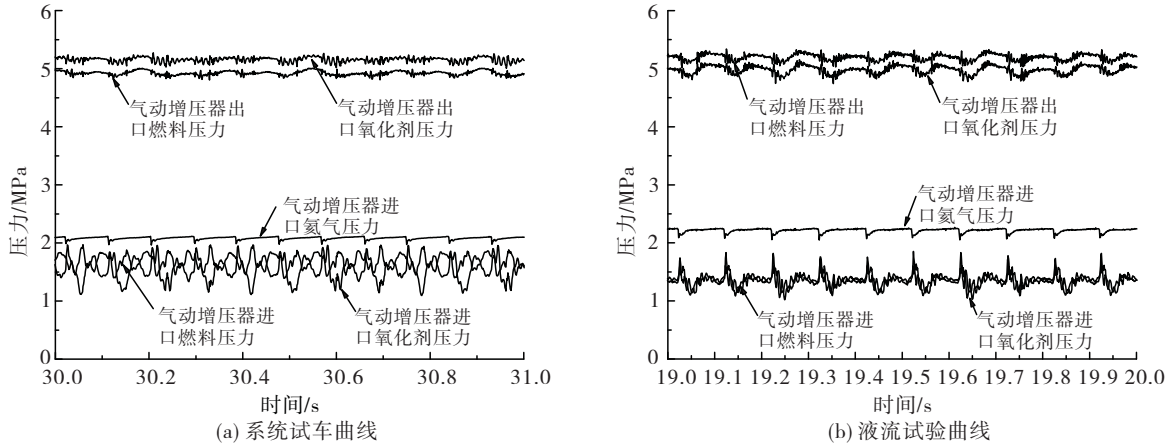


图4 气动增压器工作压力曲线

Fig. 4 Pressure curves of pneumatic booster

通过分析, 气动增压器工作过程中, 作用在气体活塞、推进剂活塞上的力满足力平衡公式^[4]:

$$p_g^0 A_g = (p_{o2} - p_{o1} + \Delta p_o) A_o + (p_{f2} - p_{f1} + \Delta p_f) A_f \quad (1)$$

式中: A_f 为气动增压器的燃料活塞面积; A_o 为气动增压器的氧化剂活塞面积; A_g 为气腔活塞面积; p_g^0 为作用在气腔活塞上的气体压力 ($p_g - p_0$); p_{o1} 和 p_{o2} 为氧化剂管路进、出口压力; p_{f1} 和 p_{f2} 为燃料管路进、出口压力; Δp_o 为氧化剂管路流阻; Δp_f 为燃料管路流阻。

在增压氢气压力和推进剂进口压力确定的情况下, 氧化剂和燃料出口压力直接与下游发动机有关, 并且满足发动机入口压力条件: 气动增压器推进剂出口压力等于燃烧室压力与气动增压器出口到推力室喷注器出口各组件压降之和^[6]。

$$p_{o2} = p_c + \sum \Delta p_{oi} \quad (2)$$

$$p_{f2} = p_c + \sum \Delta p_{fi} \quad (3)$$

气动增压器液流试验时, 利用节流孔板模拟发动机入口压力。发动机头部氧化剂路实际流阻比液流试验设计值偏大, 燃料路实际流阻比液流试验设计值偏小。结合连续方程, 通过计算, 从理论上证明了试车结果和液流试验结果的差异是正常的^[7-8]。

通过分析得到以下结论: 根据发动机进口条件, 气动增压器会通过活塞力平衡关系自动调节氧化剂和燃料出口压力, 适应发动机氧、燃进口压力条件, 系统混合比基本保持不变。

3.2 压力波动抑制技术

气动增压器工作过程中, 活塞往复运动, 导致输出推进剂的压力呈现周期性波动。

气动增压发动机系统设计时, 在气动增压器下游设置阻尼器, 利用阻尼器内部膜盒结构以及控制气体的缓冲作用, 有效抑制输出推进剂的压力波动, 保证发动机稳定燃烧。

通过试验验证,气动增压器液路出口安装的阻尼器大大降低了推进剂压力波动幅度(进口压力波动幅度为 20%,出口压力波动幅度减小到 5%),可以满足发动机稳定燃烧的条件。因此,利用阻尼器来抑制推进剂压力波动的方案合理可行。

3.3 高性能轨控发动机技术

轨控发动机既要保证能够高性能稳定燃烧,又要能够实现多次可靠工作。

高性能轨控发动机主要技术方案为:

- 1) 采用离心式喷嘴,促进推进剂混合;
- 2) 身部为两种组元冷却;
- 3) 两种组元边区冷却;
- 4) 采用隔板装置抑制燃烧不稳定;

5) 发动机燃烧室圆柱段外壁设置螺旋槽道结构的热交换器,利用燃烧室壁温加热氦气后给气动增压器供气,一方面起到冷却壁温的作用,另一方面减少了氦气的消耗量。

通过系统试车对发动机性能进行了验证,发动机主要工作特性如下:

- 1) 发动机起动压力峰较小

发动机起动初始阶段,进入发动机的推进剂从初始入口压力 1.5 ~ 1.6 MPa 升高至额定入口压力 4.9 ~ 5.1 MPa,起到一定的缓冲作用,发动机起动压力峰较小(发动机单机试车起动压力峰达到 156.4%)。

- 2) 发动机起动响应较快

发动机的开机响应时间(从发出开机指令到达到额定推力 90% 的时间)为 0.24 ~ 0.35 s(见图 5);关机响应时间(从发出关机指令到达到额定推力 10% 的时间)为 0.43 ~ 0.6 s(见图 6),由于燃料路阀门延迟关闭,冷却液膜处的燃料与残余氧化剂继续燃烧,使关机响应时间变长。

- 3) 发动机可多次起动

系统试车过程中,发动机连续工作 11 次,燃烧稳定,比冲性能达到 320 s。

目前,需要执行变轨任务的空间飞行器推进系统主要采用挤压式系统(如嫦娥-3 飞行器)和泵压式系统(涡轮泵增压,如运载火箭 YZ-1 上面级)。挤压式系统轨控发动机可以多次起动

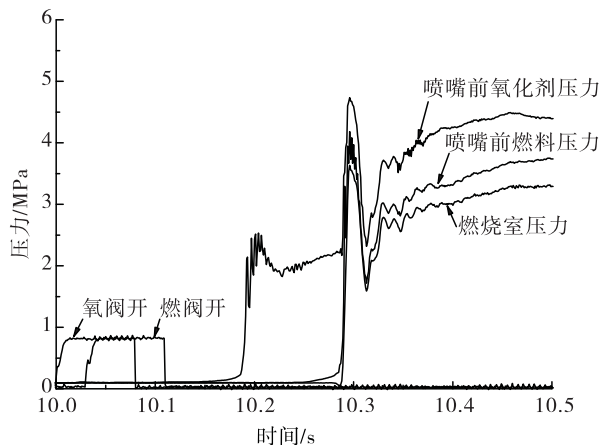


图 5 发动机起动压力曲线

Fig. 5 Start pressure curves of liquid rocket engine

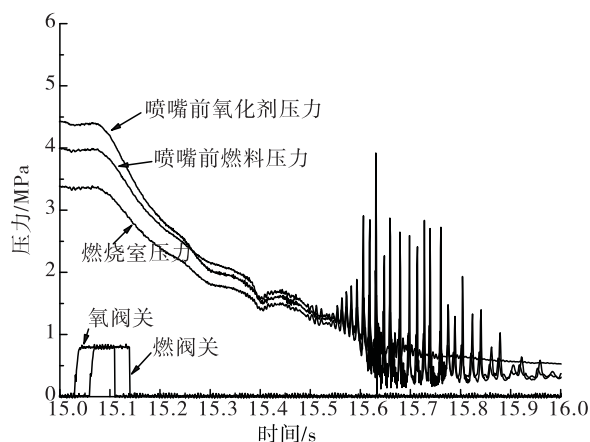


图 6 发动机关机压力曲线

Fig. 6 Shut down pressure curves of rocket engine

工作,但发动机燃烧室压力较低,相比高室压发动机,相同推力条件下一般需要通过增大喷管面积比等方式实现;泵压式系统室压较高,但受到涡轮泵起动次数限制,轨控发动机一般只能工作有限次数。

因此,气动增压发动机具备高室压、多次起动能力,对于有多次变轨任务需求的空间飞行器,如多星发射上面级、卫星助推级等,具有一定的应用前景。

3.4 姿轨控推进剂统一管理

通过对气动增压发动机系统热试车压力数据进行分析,气动增压器的推进剂进口压力与目前空间推进系统中常用的低室压姿控发动机的进口压力接近,通过合理设计系统压力,推进剂从贮

箱下游分两路:一路进入气动增压器,增压后供给轨控发动机,另一路直接供给姿控发动机,从而实现推进系统姿轨控推进剂的统一管理。

具备姿轨控推进剂统一管理能力的机动增压空间推进系统,相比目前YZ-1上面级等空间飞行器的姿控推进系统和轨控推进系统独立设计方案在系统重量、体积、复杂程度等方面有一定优势。

4 后续开展工作

通过对气动增压器液流试验和系统试车后产品进行分解,气动增压器活塞的动密封结构存在一定程度的磨损。

气动增压器内推进剂活塞采用泛塞动密封结构,泛塞在轴上高频率往复滑动,会造成磨损,随着时间的积累,可能发生泛塞损坏并导致推进剂泄露。因此,进一步加强泛塞结构密封设计是发动机系统长寿命工作的重要攻关方向。

5 结论

气动增压空间推进系统试验结果表明:气动增压空间推进系统可以在低贮箱压力下达到较高的燃烧室压力、具有多次起动的能力,并且可以实现姿轨控推进剂统一管理。得以验证的相关技术和设计思想可用于其他空间推进系统的研制,为飞行器动力系统提供了一种新的双组元推进系

统选择方案。

参考文献:

- [1] 申智帅,阮海军. 气动增压器技术及其在空间推进系统的应用[J]. 火箭推进, 2015, 41(3): 15-20.
SHEN Zhishuai, RUAN Haijun. Pneumopump technology and its applications in space propulsion system [J]. Journal of rocket propulsion, 2015, 41(3): 15-20.
- [2] 朱明善,刘颖,林兆庄,等. 工程热力学[M]. 北京:清华大学出版社,2008.
- [3] 申智帅,陈剑,刘锋. 提高增压气温度对气动增压系统的影响分析[C]//中国航天第三专业信息网第三十六届学术交流会会议论文集. 银川:[出版者不详], 2015: 79-84.
- [4] 申智帅,刘锋,魏彦祥. 气体性质对气动增压器性能的影响[J]. 火箭推进, 2014, 40(4): 50-54.
SHEN Zhishuai, LIU Feng, WEI Yanxiang. Influences of gas properties on pneumopump performance[J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(4): 50-54.
- [5] 郭霄峰. 液体火箭发动机试验[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.
- [6] 龙乐豪. 总体设计(上册)[M]. 北京:宇航出版社,1991.
- [7] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,2010.
- [8] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(上册)[M]. 北京:宇航出版社,1994.

(编辑:陈红霞)