

自增压系统在轨姿控动力系统中的应用

邹 宇, 李 平

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 自增压轨姿控动力系统结合了涡轮泵压式火箭发动机的高性能、轻质量和挤压式推进系统的可重复启动能力。降低贮箱压力和减少惰性气体用量的同时, 通过采用紧凑的高压推力室减少了其他组件的结构尺寸和重量。介绍了自增压系统在轨姿控动力系统的应用优势、技术特点、工作原理和目前的技术发展情况, 分析了相应的关键技术, 并基于目前技术基础, 展望了发展的必要性和技术策略及途径。

关键词: 液体火箭发动机; 轨姿控动力系统; 轻质; 系统设计

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 02-0015-05

Applications of self-pressurization in divert and attitude control system

Zou Yu, Li Ping

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

Abstract: New self-pressurizing Divert and Attitude Control System (DACS) combines the performance advantage and lightweight of a turbopump rocket engine and the restartability advantage of a pressurized propellant system. New self-pressurizing divert and attitude control system reduces the size and mass of hardware by permitting the use of compact high pressure thrust chambers and reducing liquid tank pressures and minimizing inert gas storage. In this paper, the application advantages, technical characters, operation principle, current status of new lightweight divert and attitude control system are presented. And the key techniques are analyzed. Based on current technology status, the necessity, strategy and approach of future development are brought forward.

Key words: liquid rocket engine; divert and attitude control system; lightweight; system design

收稿日期: 2009-11-13; 修回日期: 2009-12-16。

作者简介: 邹宇 (1979—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

0 引言

轨姿控动力系统是航天器的重要分系统之一,主要为各种航天器的姿态控制和稳定、轨道平面上的变轨、轨道修正、交会机动、月球和行星着陆和起飞、以及再入大气层时的制动和减速(反作用控制)提供控制力。轨姿控动力系统常位于航天器的上部,减轻其结构质量可有效提高系统有效载荷。如何最大限度地减轻轨姿控动力系统的质量一直是轨姿控动力系统研究的方向。现有的轨姿控动力系统多采用惰性气体挤压推进剂,尽管这种系统具有结构简单、工作可靠的优点,但这种系统相比泵压式系统需要采用厚壁贮箱和高压气瓶,因此结构质量相对较重。

1998年,美国空军研究院(United States Air Force Academy)对差动活塞式自增压系统开展原理性研究。2003年10月,进行了过氧化氢单组元自增压系统的试验。该系统共进行了五次独立的点火试验,包括三次单组元试验和二次固液发动机(燃料为聚乙烯)试验。

1989年,劳伦斯·利弗莫尔国家实验室(Lawrence Livermore National Laboratory, LLNL)进行了往复式活塞式自增压系统的原理研究;1993年11月,采用肼推进剂的往复式活塞式自增压系统在一个小型火箭上进行了飞行试验。

2002年,改进后的采用过氧化氢作为推进剂的往复式活塞式自增压系统成功完成了点火试验。

2005年,LLNL在较为成熟的单组元往复式活塞自增压系统的基础上,进行双组元往复式活塞自增压发动机的研究,其设计目标是为美国火星探测的地质标本返回飞行器提供上升及姿控动力。

介绍了差动活塞式和往复式活塞两种自增压轻质轨姿控动力系统的技术进展和工作原理,并对其方案特点和技术关键进行了归纳总结。

1 工作原理概述

1.1 自增压原理

传统的轨姿控动力系统系统方案见图1。一

般来说,系统的性能越高所需的系统压力也就越高。这对传统的轨姿控动力系统来说,意味着贮箱的耐压强度的增高及气瓶贮存的高压气体的增多,尽管已经采取了使用复合材料等一系列措施,但气瓶和贮箱的结构质量仍较重。此外,即使高压容器的设计裕度很大,但金属高压气瓶的爆破的危害过于严重,在安全上始终存在隐患。

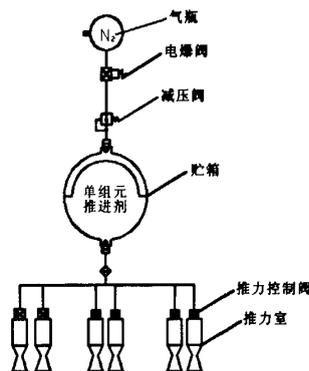


图1 传统轨姿控动力系统(单组元)

Fig.1 Simplified schematic of a DACS

由于以气体作为挤压工质所带来的压力容器问题无法避免,只能考虑采用固态或液态的物质产生气体进行挤压。产生气体的方式有物理气化和化学分解及燃烧。采用了液化气气化产生的气体挤压推进剂是一种方案,但液体气化时一般需从推力室持续大量吸热。而对于断续工作的轨姿控动力系统,通常只能通过电源加热,因此只适用在微推进系统上。

固体化学分解产生的气体挤压方案,固体推进剂必须一次燃烧完毕,气瓶的压力很高,而且固体燃烧所产生的热量较大,气瓶在设计时还要考虑其内气体的温度。此外,固体燃气发生器产生的残渣也会对系统下游产生不利的影响。

液体燃气发生器因其可控制的优点可作为燃气增压的首选。常规的液体燃气增压方案采用额外的小型推进剂贮箱和燃气发生器产生增压燃气,能够大幅减小挤压气体的容积和压力,但其系统过于复杂,可靠性较低。

液体推进剂自增压系统采用推进剂自身产生增压气体,不需要额外的推进剂贮箱,结构上可

以简化。自增压系统实现的关键是在系统的下游产生比系统上游还高的压力。对于轨姿控动力系统, 采用特殊的自增压方案, 如差动活塞式和往复式活塞式自增压系统, 就可获得稳定的、可断续工作的推进剂供应。

1.2 差动活塞式自增压原理

外置杆式差动活塞式自增压系统如图 2 所示。自增压贮箱采用一个带有外置活塞杆的差动活塞。如果在活塞贮箱内存在准静态平衡方程, 活塞的两面所受压强假设是相同的。然而, 压强的作用面积并不相同。活塞杆导致了不同的作用面积, 形成了液体面活塞的受力高于活塞杆低端的受力。此时如果打开推力室的控制阀门, 液体推进剂流向下游进入推力室。

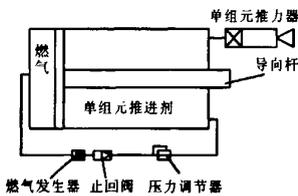


图 2 自增压贮箱原理

Fig.2 Self-pressurizing storage system diagram

不同作用面积产生的压力放大促使液体推进剂流过调节器进入气体发生器中, 为贮箱顶端提供气体工质和维持压力。这种方案没有气瓶, 活塞杆外置还可以显示剩余推进剂的量, 而缺点是必须为外置活塞杆的伸缩留出空间位置。这种方案适用于系统总冲较小, 结构要求紧凑的系统。

1.3 往复式活塞式自增压原理

往复式活塞式自增压系统示意图见图 3。

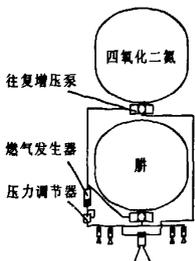


图 3 往复增压系统原理图 (双组元)

Fig.3 Simplified schematic of a pump-fed system (bipropellant propulsion system)

其工作原理是: 初始肼和四氧化二氮为低压状态, 当贮箱出口的通路打开时, 在系统自身压力下, 液体充填整个系统下游, 部分肼首先流通压力调节器, 此时由于压力很低, 压力调节器为完全流通状态, 不起压力调节作用, 随后肼流入燃气发生器, 分解成低压的单组元燃气, 燃气进入往复增压泵, 由于往复增压泵内活塞气腔的面积大于液腔的面积, 使泵下游液路产生了高于贮箱的压力, 这个增高的压力被下游液体传递给压力调节器、燃气发生器和往复增压泵, 只要不超过压力调节器的额定入口压力, 系统下游的压力和增压泵的入口压力就不断提高。当压力调节器达到额定压力时, 其出口的压力恒定, 系统的压力不再提高, 系统的增压结束, 往复增压泵出口的推进剂压力是入口压力的 10~15 倍。整个系统的自增压过程通常在几秒内就可以结束。

当推力装置工作时, 往复增压泵持续工作, 将低压贮箱中的推进剂增至高压, 并供应到推力装置前。当推力装置不工作时, 系统下游压力与往复增压泵活塞处的燃气压力相等, 活塞停止移动, 同时燃气发生器前的压力调节器反向关闭, 没有推进剂进入燃气发生器。系统处于保压待工作状态, 系统随时可以工作。随着燃气逐渐冷却, 系统压力下降, 此时压力调节器再次轻微打开, 推进剂进入燃气发生器分解, 可保证系统压力的恒定。

往复增压泵是整个系统的关键组件, 往复增压泵的原理示意图如图 4 所示。

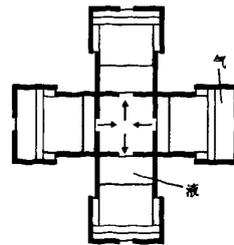


图 4 往复增压泵原理简图

Fig.4 Quad piston pump configuration

当系统向往复增压泵持续供应燃气时, 活塞处于最大行程, 燃气通过活塞中心杆处的通道给

相邻活塞的气腔端控制阀排气, 关闭相邻活塞气腔的排气, 并使其增压。而气腔活塞被增压时, 燃气通过活塞气腔通道作用于相邻活塞的燃气控制阀, 使相邻活塞气腔的燃气排出, 活塞在泵入口推进剂的自身压力下进行推进剂充填。通过四个腔推进剂两两交替泄出和充填, 往复增压泵就可进行持续稳定的推进剂供应。

1.4 技术特点

自增压轨姿控动力系统的突出特点是结构质量轻。自增压系统采用低压的薄壁金属贮箱甚至塑料贮箱, 且没有气瓶。此外, 系统压力高, 可采用小尺寸的推力室和控制阀, 进一步提高推力室性能, 减少推进剂耗量。因此, 其系统干重仅为传统轨姿控动力系统 20%~50%, 系统湿重可以减轻 10%~20%。

自增压式轨姿控动力系统相比传统轨姿控动力系统没有高压气瓶和高压气路, 使用维护简单。全系统压力均较低, 在使用维护过程中较为安全, 也更易长期贮存。

此外, 往复增压泵只要最大流量在设计范围之内, 就可适用于不同系统, 可有效减少研制经费, 缩短研制周期, 并可通过在多种轨姿控发动机上的应用, 累积进行可靠性验证, 提高全系统的可靠性。

2 面临的问题

2.1 系统压力平衡

自增压系统活塞两端的不平衡面积的大小直接决定了系统下、上游压力的匹配关系。在系统工作过程中, 推进剂通过压力调节器、燃气发生器和连接管路的总压降需要小于活塞不平衡面积所产生的压降, 以确保持续的低压被不平衡面积活塞增压至高压。

2.2 热滑动密封

往复增压泵工作是通过活塞的往复挤压实现推进剂供应的, 活塞与缸体的密封面需要反复摩擦工作。活塞的两端一端是高温燃气, 一端是易发生分解反应的肼类推进剂或氧化剂。因此活塞处的热滑动密封必须工作可靠。

热滑动密封技术, 可通过选择更好的耐高温、耐腐蚀的密封材料或改进密封结构设计(如采用多层迷宫密封结构、密封处的推进剂冷却设计)得以解决。

2.3 系统流量匹配

往复增压系统的流量主要受充填速度的限制。提高贮箱压力和加快排气速度可缩短充填泵腔的时间。但贮箱压力增高会导致贮箱结构质量增重, 加快排气, 则需要增大燃气控制阀排放路的孔径, 这会导致关闭时发生泄漏的可能性增加, 因此往复增压泵的规模需要根据贮箱的容积、推进剂流量及可靠性权衡考虑, 进行优化设计。

2.4 工作时序控制

往复增压泵系统通过两对活塞的两两相对运动持续将推进剂挤出, 一方面, 相邻的活塞行程之间要有重叠, 以保证持续的推进剂供应。同时, 重叠部分要在保证正常推进剂供应的前提下尽可能小, 以最大限度的提高往复增压泵的增压效率。为确保往复增压泵的工作行程合理可靠, 需要对往复增压泵的工作过程进行仿真和样件试验, 模拟液体压力调节器、燃气发生器、蓄压器、排气系统对活塞端机械自反馈燃气控制阀的开启关闭时序的影响, 以确定各组合的最终设计要求, 确保稳定高效的流体输出。

2.5 系统热控

由于往复增压系统采用肼燃气驱动, 往复泵气腔入口的肼分解燃气温度约 800K, 而肼在 525K 时就会发生剧烈爆炸, 因此必须对往复增压泵采用热控制设计。国外前期的研制经验表明, 采用隔热措施将会导致热量积累, 最终导致系统过热。因此, 需采用导热性良好的金属(如铝)制造气缸壁和活塞, 并将往复增压泵尽量靠近贮箱, 在工作时将热量传导进整个系统中, 防止热量积累, 确保往复增压泵能够持续正常工作。

3 结论

自增压系统没有气瓶, 贮箱只承受低压, 系

统质量比传统轨姿控动力系统更轻,系统适用性好,使用维护简单安全,是轨姿控动力系统发展的方向之一,具有较好的应用前景。

参考文献:

- [1] Whitehead J C. Performance of a New Lightweight Reciprocating Pump[R]. AIAA2005-3921.
- [2] Whitehead J C. Reciprocating Pump Systems for Space Propulsion[R]. AIAA2004-3836.
- [3] Maj Michael C Lydon. Hydrogen Peroxide Self Pressuriz-

ing Storage Tank[R]. AIAA2004-4201.

- [4] Whitehead J C, Colella N J, Pittenger L C. Design and Flight Testing of a Reciprocating Pump Fed Rocket[R]. AIAA94-3031.
- [5] Whitehead J C. Test Results for a Reciprocating Pump Powered by Decomposed Hydrogen Peroxide [R]. AIAA2001-3839.
- [6] Frei T E, Maybee J C, Whitehead J C. Recent Test Results of a Warm Gas Pumped Monopropellant Propulsion System[R]. AIAA94-3393.
- [7] Whitehead J C. Hydrogen Peroxide Gas Generator Cycle with a Reciprocating Pump[R]. AIAA2002-3702.

(编辑:陈红霞)

(上接第 4 页)

固定进气道、固定尾喷管的冲压发动机显然不能满足高性能的要求。可调或固定式进气道、连续可调喷管的冲压发动机将是高动态临近空间飞行器最佳的动力装置方案。尾喷管的连续可调使冲压发动机的性能增加 24%,而进气道的可调仅使发动机性能提高到 28.7%,因此,临近空间飞行器用冲压发动机最终是否采用可调进气道,主要取决于进气道可调带来冲压发动机性能增加与进气道调节机构的复杂带来的质量惩罚程度的大小。

2 结论与建议

通过对固定或可调几何结构的进气道以及固定、连续可调尾喷管冲压发动机的性能计算和比较,可以得出以下结论:

(1) 采用连续可调尾喷管的冲压发动机的性能大大优于固定几何结构的冲压发动机,这对于需要远程长时间飞行的高动态临近空间飞行器来说,无疑具有巨大的吸引力。

(2) 进气道可调带来的冲压发动机性能增加远小于喷管连续可调带来的发动机性能增加,是否采用可调进气道,主要取决于进气道可调带来

冲压发动机性能增加与进气道调节机构的复杂带来的质量惩罚程度的大小。

(3) 在进行临近空间高动态飞行器冲压发动机动力装置研究时,必须深入研究进气道、尾喷管可调带来的发动机性能增加,以及连续调节作动机构及其热防护复杂程度增加的大小。

参考文献:

- [1] Lantz, Edward. A Reusable Launcher for Flight Testing Ramjet Powered Aircraft[R]. AIAA 1998-1583.
- [2] 鲍福廷,黄熙君,张振鹏,等.固体火箭冲压组合发动机[M].北京:中国宇航出版社,2006.
- [3] Natan B. Performance Assessments of a Boron Containing Gel Fuel Ramjet[R]. AIAA 2009-1421.
- [4] 刘兴洲主编.飞航导弹动力装置(上册)[M].北京:宇航出版社,1992.
- [5] 卞荫贵,徐立功.气动热力学[M].合肥:中国科学技术大学出版社,1997.
- [6] 童秉纲,孔祥言,邓国华.气体动力学[M].北京:高等教育出版社,1990.
- [7] 黄日鑫,谭永华.亚燃燃烧室稳态工作过程数值研究[J].火箭推进,2009,35(2):18-24.

(编辑:陈红霞)