

# 气动增压器技术及其在空间推进系统的应用

申智帅<sup>1,2</sup>, 阮海军<sup>1,2</sup>

(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:** 液体火箭发动机用气动增压器技术在航天器推进系统中的应用, 产生了一种全新的推进系统——气动增压式推进系统。介绍了气动增压器技术, 分析了气动增压器技术应用于空间推进系统的优势和关键技术, 并展望了应用前景。

**关键词:** 液体火箭发动机; 气动增压器技术; 研究进展; 关键技术; 空间推进

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 03-0015-06

## Pneumopump technology and its application in space propulsion system

SHEN Zhi-shuai<sup>1,2</sup>, RUAN Hai-jun<sup>1,2</sup>

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

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

**Abstract:** The application of pneumopump technology for liquid rocket engine in space propulsion system has forced an implementation of a brand new propellant supply mode, that is, pneumopump space propulsion system, which is a great innovation in propellant supply system for liquid rocket. Pneumopump technology is introduced in this paper. The key technologies and advantages of pneumopump technology are analysed. The potential applications of pneumopump technology in space propulsion system are discussed.

**Keywords:** liquid propellant rocket engine; pneumopump technology; research evolution; key technology; space propulsion

## 0 引言

随着航天技术的发展和任务变化, 航天器总体设计对推进系统提出了越来越高的要求, 推进系统呈现出轻质、小体积和高性能的发展趋势。

在某些特定情况下, 航天器总体对推进系统提出的轨控发动机高比冲和多次起动要求, 对目前普遍采用的泵压式推进系统和挤压式推进系统, 若要满足总体的技术指标要求, 可能会增加系统复杂性和难度。为解决液体火箭发动机推进系统的

收稿日期: 2014-12-15; 修回日期: 2015-02-23

基金项目: 上海市科学技术委员会资助课题 (13DZ2250600)

作者简介: 申智帅 (1989—), 男, 硕士研究生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程

功能、质量、尺寸及可靠性、安全性之间的矛盾,需要寻求一种全新的解决途径。

气动增压器技术应用于空间推进系统后,将会产生一种全新的推进系统——气动增压式推进系统。气动增压式推进系统不同于传统的泵压式系统和挤压式系统,它同时具备泵压式系统和挤压式系统的优点,既具备高性能,又能多次工作,并且系统简单。这种先进的气动增压式液体火箭发动机推进系统可以解决航天技术发展过程中出现的上述问题。

气动增压式推进系统的工作原理:利用气动增压器通过消耗有限的高压气体,将推进剂从低压贮箱增压后提供给发动机,实现发动机高室压工作,提高发动机的比冲。

## 1 气动增压器技术

气动增压器是气动增压推进系统的关键组件之一,其作用是将贮箱的低压推进剂增压,达到所需的发动机入口压力要求,增压能量来自高压的增压气体,增压气体驱动活塞运动后排出。

气动增压器主要包括气动分配器、两组气动气压缸、换向阀、单向阀等组件。每组气动气压缸包括1个氧化剂活塞、1个燃料活塞和1个气体活塞,3个活塞之间刚性连接。

气动增压器的工作原理如下:增压气体进入气动分配器,通过气动分配器的调节,依次向气动气压缸气体活塞的4个气腔供气,作用在气体活塞上的高压气体推动活塞运动;气体活塞与氧化剂活塞、燃料活塞刚性连接,通过活塞移动产生出口压力;推进剂经过活塞运动增压后,通过阀门的开关,输出高压推进剂,同时消耗部分增压气体。气动增压器往复运动,可连续不断地输出高压推进剂。刚性连接可以保证推进剂的精确混合比。气动增压器工作原理简图如图1所示。图中, Ox 和 Fu 为氧化剂和燃料, He 为增压气体氦气,箭头的方向代表介质的流动方向, DX 为单向阀 (共 16 个)。

气动增压器从减压器供气时刻起自动启动工作,能够连续不断地输出高压推进剂。第第一组气动气压缸的活塞移动时,第二组准备工作,第

一组气动气压缸和第二组气动气压缸之间的工作相位差为  $\pi/2$ 。

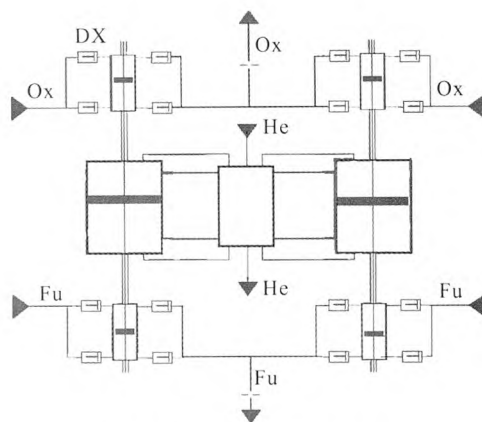


图1 气动增压器工作原理简图

Fig. 1 Schematic of pneumopump working principle

气动增压器试验时,推进剂输出压力通过出口管上的节流孔板来调节,流经节流孔板的质量流量与压差的关系<sup>[1]</sup>为

$$\dot{m} = \mu A \sqrt{2\rho \Delta P_{\text{out}}} \quad (1)$$

式中:  $\dot{m}$  为推进剂流量;  $\rho$  为推进剂密度;  $\Delta P_{\text{out}}$  为节流孔板压差;  $\mu$  为流量系数。

对于同一气动增压器,推进剂体积流量的改变,即为气动增压器工作频率的改变。在保证推进剂进、出口压力不变的情况下,通过控制增压气体的不同流量,就能实现不同流量的推进剂输出。增压气体的质量流量与氧化剂体积流量之间的关系<sup>[1]</sup>为

$$\dot{m}_g = \frac{A_g Q_0}{A_o \eta_p} \frac{p_g^*}{R_g T_g} \quad (2)$$

式中:  $A_g$  为气体活塞面积;  $Q_0$  为气动增压器氧化剂体积流量;  $\eta_p$  为气动增压器平均效率;  $R_g$  为气体常数;  $T_g$  为气动增压器进口气体温度;  $p_g^*$  为气动增压器进口气体绝对压力。

## 2 国内外研究现状和进展

### 2.1 国内研究

国内还没有气动增压式推进系统的实际应用,近几年我国才开始在气动增压领域开展研

究。通过分析论证, 初步明确了气动增压式推进系统所需要解决的关键技术, 并开展了部分关键技术研究。

2.2 国外研究

2000 年以前国外未见有气动增压式液体火箭推进系统的报导。据乌克兰专家介绍, 前苏联曾在上世纪 60 年代秘密进行过气动增压式推进系统的研究, 后因经费不足而停止。2000 年, 乌克兰南方设计局成功开发了液体火箭发动机用气动增压模块, 乌克兰将该模块装备在液体火箭发动机 RD860 上 (见图 2)。

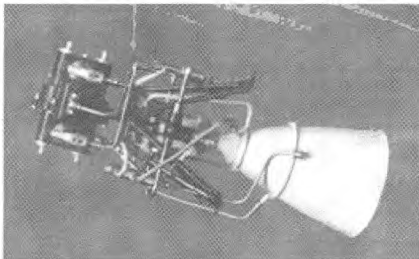


图 2 RD860 液体火箭发动机  
Fig. 2 Liquid rocket engine RD860

2002 年在国际航空博览会上, 乌克兰首次展示了装备有气动增压器的 RD860 液体火箭发动机。RD860 发动机为双向摇摆轨控变推力发动机, 推力为 4 500 N。乌克兰 RD860 发动机的主要参数见表 1<sup>[2]</sup>。

表 1 RD860 液体火箭发动机的主要参数

Tab. 1 Main parameters of liquid rocket engine			
名称	数值	名称	数值
氧化剂	NTO	标称真空推力/N	4 500
燃料	UDMH	标称工作条件下的真空比冲/s	322.5
增压气	氦气	推进剂组元混合比	2.25

RD860 发动机的特点如下:

- 1) 高精度保持推进剂的组元混合比 (不大于 1%);
- 2) 高比冲 (相对于挤压式供应系统);

- 3) 1.3 MPa 低压贮箱系统能够提供 5.3 MPa 发动机入口压力;
- 4) 大大降低了发动机的外形尺寸和质量;
- 5) 主要组、部件已经历完整的研制循环, 包括验证飞行试验;
- 6) 安装在减压阀上的驱动装置可以小范围地改变飞行时的推力。

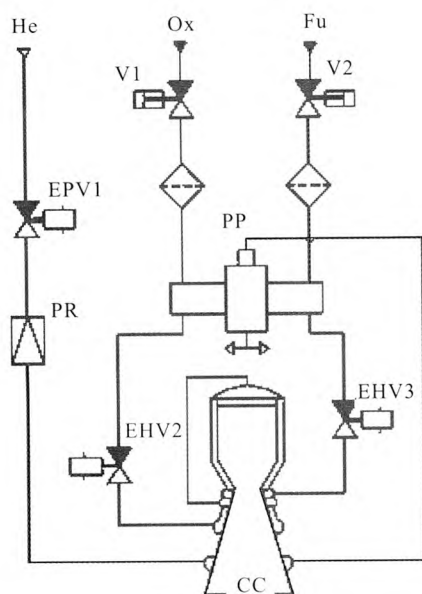
RD860 发动机装备的气动增压器性能参数见表 2。

表 2 气动增压器性能参数

Tab. 2 Performance parameters of pneumopump	
名称	数值
氧化剂管路体积流量/(L/s)	0.663
燃料管路体积流量/(L/s)	0.539
氧化剂/燃料入口压力/MPa	1.3
氧化剂/燃料出口压力/MPa	5.7
气动增压器氦气进口压力/MPa	2.28
质量/kg	5
效率	≥0.8

图 3 为装备有气动增压器的发动机工作原理图。增压气体 (氦气) 通过电气动阀门 EPV1 和气体减压器 PR, 供应到气动增压器<sup>[3-5]</sup>。发动机工作过程如下: 阀门 V1, V2 和 EHV2、EHV3 打开, 推进剂供应到气动增压器和发动机管路; 随后 EPV1 打开, 氦气 (He) 进入气动增压器, 并开始自动运行, 将推进剂 (氧化剂 Ox 和燃料 Fu) 连续不断地供应到燃烧室。关闭阀门 EPV1, EHV2 和 EHV3 后, 发动机停止工作。

乌克兰对该气动增压发动机进行了充分的地面试验考核, 已进行了约 2 120 s 的地面点火试验, 完成了 23 次发动机起动, 如果推进剂量允许, 还可以进行更长时间和更多次数的地面点火试验。受限于任务需求等原因, 乌克兰气动增压器技术的发展和运用步伐有所放慢, 近年来报道较少。



PP-气动增压器; V1,V2-控制阀; EHV2,EHV3-电磁阀;  
PR-气体减压器; EPV1-电气动阀; CC-燃烧室

图3 气动增压发动机原理图

Fig. 3 Principle schematic of pneumopump feed system

### 3 关键技术分析

根据气动增压器模块发动机的使用要求,考虑到气动增压器具有的结构质量轻、动作灵敏度高、输出脉动压力小以及气动增压器内两种以上不同介质同时工作等特点,关键技术主要有:

#### 1) 气动增压器的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。通常民品中活塞运动密封采用橡胶、铸铁或迷宫结构来解决。而对肼类、强氧化剂和渗透性强的氦气,若采用一般密封结构和密封材料解决不了高压高速密封问题。采用氟塑料解决阀芯密封是有效的,但要解决活塞轴向运动密封,特别是在长时间工作下的密封问题还有一定难度。如果采用波纹管形式,则波纹管行程之大、速度之快决非普通波纹管所能为,同时活塞尺寸大小不一,密封结构形式有所差异,使用介质不同对选用密封材料影响较大。

乌克兰活塞动密封采用氟塑料加弹性支撑来解决这一关键问题,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,而氧化剂在长时间工作时会使橡胶材料溶胀,故氧化剂一侧未加橡胶圈。这种密封方式已经在乌克兰气动增压器上得到了验证,密封性能满足要求。

#### 2) 气动增压器集成设计

为了减小出口压力脉动,一般采用两组或两组以上的气动气压缸交替工作,按常规要求有相应数量的换向阀和单向阀相匹配。将这样多的零组件组合在一起使气动增压器结构紧凑、重量轻,气动增压器集成技术为关键技术之一。

#### 3) 气动气压缸活塞换向灵敏度和可靠性

气动气压缸中活塞往复工作,换向采用弹簧触点阀打开、关闭单向阀进行进气或放气动作,如何确保触点阀在高频率下工作而不引起误动作也是要解决的关键技术之一。

触点阀灵敏度对于气动增压器的高频动作有重要意义。气体活塞每个行程都会触碰相应的触点阀打开,从而可以使气体进入到气动分配器来调节气体进入下一个气腔;若工作过程中发生触点阀打开后不能自动关闭的情况,则气动分配器不能调节气体依次供入四个气腔,气动增压器便会停止工作。

通过合理设计触点阀打开时机,提前为活塞运动反方向冲压,降低气体活塞换向撞击的振动、冲击、噪声,可提高气动增压器工作寿命和可靠性。

#### 4) 两组气动气压缸交替工作

气动增压器利用机械机构实现闭环控制功能,实现两组气动气压缸交替往复运动。运动过程中,一组活塞运动时,另一组活塞处于静止状态,保证两个气缸内活塞准确交替往复运动,是开展该项技术研究的一项关键技术。

#### 5) 参数匹配

气动增压器的参数匹配主要包括推进剂腔与气腔活塞直径和行程、推进剂进出口压力、增压气体压力、腔体活塞运动频率、推进剂流量等参数的匹配,根据不同工况进行相应参数设计。增加系统稳压器消除气动增压器活塞因换向引起推进剂输出的波动问题,是保证发动机稳定燃烧的

关键技术。

4 优势分析

气动增压式发动机相对于传统的挤压式和泵压式发动机有其自身优势。为了更具体地说明气动增压系统的优势, 根据参考文献 [6] 的设计计算方法, 对空间推进发动机进行了三种模式的比较计算。计算是在相同推力、相同发动机工作时间条件下 (工作时间 430 s, 挤压式比冲 295.9 s, 增压气体为氦气), 对泵压式、挤压式和气动增压式系统同时进行的, 主要是比较三个系统的质量和尺寸特性。

表 3 是 10 kN 双组元液体火箭推进系统质量对比结果。表 4 是 5 000 N 液体火箭发动机燃烧室尺寸对比结果。

表 3 10 kN 双组元液体火箭推进系统质量对比  
Tab. 3 Quality comparison of 10 kN bipropellant liquid rocket propulsion systems

参数名称	挤压式	泵压式	气动增压式
燃烧室压强/MPa	0.9	3.0	3.0
氧化剂箱压/MPa	2.0	0.4	0.4
燃料箱压/MPa	2.0	0.3	0.3
氧化剂加注量/kg	189.4	184.04	182.75
燃料加注量/kg	312.6	303.66	301.54
增压气体用量/kg	2.94	0.54	0.54
气动增压器耗气量/kg	0	0	2.0
气瓶重量/kg	35	7	28
贮箱重量/kg	78	56.5	56.5
发动机重量/kg	15	10	10
涡轮泵重量/kg	0	23	0
气动增压器重量/kg	0	0	6.5
阀和导管连接件重量/kg	11.4	11.4	11.4
系统质量/kg	649.24	599.84	602.93

表 4 5 000 N 液体火箭发动机燃烧室尺寸对比  
Tab. 4 Dimension comparison of combustion chamber of 5 000 N liquid rocket engine

参数	挤压式	气动增压式
燃烧室压力/MPa	1.0	4.0
燃烧室直径/mm	109.8	65
喷管喉部直径/mm	58.5	29.1
喷管出口直径/mm	640.8	318.8
燃烧室长度 $L_1$ /mm	179.7	130.4
喷管长度 $L_2$ /mm	877.1	436.4
推力室长度 $L=L_1+L_2$ /mm	1 056.8	566.8

从上述数据可以看出, 与挤压式系统相比, 虽然气动增压式系统的结构相对复杂, 但由于燃烧室压力提高使推力室尺寸减小近 50%, 同时质量也相应减少。由于比冲提高使推进剂加注量减少。由于贮箱压力低而使贮箱质量减少、增压氦气质量减少。由于能够精确保证组元混合比从而使推进剂安全储备量减少。扣除气动增压器的质量和气动增压器的氦气消耗量, 综合起来系统减重幅度为 7.7%。此外由于系统压力低, 气动增压式系统比挤压式系统更为安全。

与泵压式系统相比, 气动增压式系统在质量上不占或略占优势, 但结构简单、可靠性高, 并且在工作寿命期内起动次数无限制, 而泵压式系统起动次数受限制<sup>[7]</sup>。

根据初步计算结果的分析以及专家提供的经验, 可以得出以下的结论:

- 1) 气动增压式系统在质量和外形尺寸上优于挤压式系统;
- 2) 气动增压式系统在质量上与泵压式系统相当, 但比泵压式系统结构简单、可靠性高、起动次数无限制;
- 3) 气动增压式系统在安全性上优于挤压式系统。

## 5 应用展望

通过分析国外气动增压器技术,并结合气动增压器自身的特点,对气动增压器技术在空间推进系统中的应用进行分析<sup>[9]</sup>。

### 1) 多次起动的发动机系统

通过控制阀门开关,可以实现气动增压器的多次起动工作,气动增压器的起动次数没有限制,这一特点对于需要多次进行轨道调节的情况具有很大优势。

### 2) 高精度保证推进剂的混合比

气动增压器同时输出氧化剂和燃料,氧化剂活塞和燃料活塞通过轴刚性连接在一起,通过严格控制氧化剂活塞和燃料活塞的尺寸关系,能够保证推进剂的输出流量混合比。高精度的混合比可以减少推进剂的携带余量,从而能减少发动机系统推进剂的加注量。

### 3) 姿、轨控发动机推进剂统一管理系统

空间推进系统包括轨道控制发动机系统和姿态控制发动机系统。通常轨控系统用来调整空间飞行器的轨道高度,使飞行器进入预订轨道,这一过程所需速度增量较大,轨控发动机一般推力较大。姿控系统主要用来调整飞行器的姿态,实现飞行器的俯仰、偏航和滚转,所需推力较小。姿控发动机入口压力低,所需推进剂供给压力较低。推进剂从贮箱出来后分两路,一路进入气动增压器,通过增压进入轨控发动机,一路直接供给姿控发动机。气动增压器推进剂管路入口压力可以根据轨控发动机入口压力的要求来确定,实现姿轨控发动机系统推进剂的统一管理。

### 4) 推力可调的发动机系统

输出流量的可调节性是气动增压器的一个特点,通过调节流量,可以实现发动机工作在不同推力工况。

用安装在减压阀上的驱动装置可以小范围地改变飞行时的推力工况。在一定范围内调节推力,应用于可变推力发动机系统。

## 6 结束语

气动增压发动机系统能够提高发动机比冲,实现多次起动工作,降低系统质量,提高有效载

荷携带量。气动增压式液体火箭推进系统在我国深空探测、空间站、卫星和导弹武器领域均具有广泛的应用前景,也是空间推进系统姿轨控发动机推进剂统一管理系统的发展趋势。目前,气动增压器的部分关键技术,如活塞换向技术、气动增压器动密封技术等均已攻克,气动增压器的设计计算方法等还需要进一步完善。深入研究气动增压器技术,可以为航天器总体单位提供双组元推进发动机新的选择方案。

### 参考文献:

- [1] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010.
- [2] YUZHNOYE S D O. Liquid rocket engine RD-860 [EB/OL]. [2005-11-23]. <http://www.yuzhnoye.com/index>.
- [3] SHNYAKIN V, PEREVERZEW V, SHUL'GA V, et al. Possible ways of increasing RD869 engine performance [C]// Proceedings of The 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Bremen, Germany: IAF, 2003: 110-120.
- [4] SHNYAKIN V, PEREVERZEW V, KONOKH V, et al. Pneumopump-fed liquid rocket engine [C]// Proceedings of The 55th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Vancouver, Canada: IAF, 2004: 104-110.
- [5] SHNYAKIN V, SHUL'GA V, KONOKH V, et al. Propulsion system of DENPR LV fourth stage ground development results [C]// Proceedings of The 56th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Fukuoka, Japan: IAF, 2005: 104-115.
- [6] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(上册) [M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [7] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [8] 龙乐豪. 总体设计(上册)[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.

(编辑: 王建喜)