

# 液体推进剂的新型加注方法

孙迎霞, 王 浩, 陈 剑, 赵 正

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

**摘 要:** 常规液体双组元推进系统通常采用挤压加注方法, 挤压介质一般为氦气, 受氦气在液体推进剂特别是氧化剂中溶解特性的影响, 加注过程中会出现氦气析出现象, 这对加注过程本身以及推进系统后续使用均造成不可忽视的影响。为彻底解决该问题, 对氦气在 MON-1 中的溶解特性进行了研究, 模拟加注过程中的压力变化开展了氦气析出试验, 在此基础上提出一种基于气动隔膜泵的加注方法, 并完成加注约 1 t 推进剂、时长 4 h 情况下无氦气夹气的试验验证。为推进剂及相关模拟液的加注提供了一种新选择, 试验表明该方法彻底解决了推进剂夹气问题, 尤其适用于长时、大容量推进系统的推进剂加注。

**关键词:** 推进剂加注; MON-1; 氦气; 析出; 新型加注方法

**中图分类号:** V511 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)06-0060-06

## A new injection method for liquid propellant

SUN Yingxia, WANG Hao, CHEN Jian, ZHAO Zheng

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** Helium is commonly used as the pressurized gas in the injection of the bi-propellant propulsion system. Helium gas can be dissolved in liquid propellant, especially in oxidizer. Helium dissolves in high-pressure period and separates out in low-pressure period in the process of propellant injection. That results in impact on the injection and work of spacecraft. Based on the research of helium exhalation in the process of NON-1 propellant injection, a new injection method based on pneumatic diaphragm pump was proposed and verified. 1 t propellant was injected in 4 h without helium entrapment. A new approach was provided for propellant and modeling liquid, and it is proved that the method can be used to avoid Helium being dissolved in liquid propellant, especially for large amount and long time propellant injection.

**Keywords:** propellant injection; MON-1; helium; separate out; new injection method

## 0 引言

氦气在常温和常压下是无色、无味、无臭气体, 近

乎完全惰性。由于化学性质非常稳定, 很少有物质能与其发生反应<sup>[1-2]</sup>。因此, 航天器推进系统常选用氦气作为液体推进剂, 尤其是氧化剂的加注挤压介质。

收稿日期: 2018-10-30; 修回日期: 2019-03-01

基金项目: 上海市科学技术委员会资助课题(17DZ2280800)

作者简介: 孙迎霞(1978—), 女, 硕士, 高级工程师, 研究领域为空间推进系统

虽然氦气化学性质稳定,但若与液体推进剂直接接触会溶解其中,特别是在氧化剂中溶解度更大。溶解特性与压力、温度密切相关。当压力或温度升高时,溶解增多;反之,则过饱和的氦气就会从液体推进剂中析出。

目前挤压加注的加注容器通常不设隔膜,挤压介质与液体推进剂直接接触,在推进剂加注和推进系统工作过程中,压力和温度动态变化,推进剂与挤压气体溶解作用相互耦合,严重时会对加注过程本身以及推进系统后续工作造成较大影响,极端严重时甚至影响任务成败:①导致发动机供给压力发生变化,进而直接影响推进系统增压气体用量等相关性能参数;②导致表面张力贮箱加注过程夹气,轻则致使额定加注压力下加注量不到位,重则改变贮箱本身固有频率,降低贮箱刚度,影响贮箱在飞行主动段的抗力学性能;③夹杂气体的推进剂在节流或降温后,析出的氦气汇集成气泡,有造成严重气蚀的风险。

本文对氦气在氧化剂(以 MON-1 为代表)中的溶解特性进行了分析,模拟加注过程中的压力变化开展了氦气析出试验,在此基础上,提出一种新型非挤压加注方法并进行了试验验证,为  $N_2O_4$  和 MON 系列推进剂加注提供了一种新选择。

## 1 溶解特性分析

氦气在液体推进剂中的溶解为典型的气液相际传质过程。在恒定的温度和压力下,经足够时间的接触后,氦气吸收速率与解析速率达到动态平衡,即氦气在气相中的分压和液体中的浓度不再发生变化,此时,气、液两相达到相平衡状态。对于相界面固定、两相静止的氦气溶解现象,可以用双膜理论进行传质机理分析。1923年,Whitman 首次提出了双膜理论<sup>[3]</sup>,传质示意图如图1所示。图1中: $p$  为气相主体氦气分压,Pa; $p_i$  为气液界面氦气分压,Pa; $C_i$  为气液界面氦气摩尔浓度,mol/m<sup>3</sup>;  $C$  为液相主体氦气摩尔浓度,mol/m<sup>3</sup>。

氦气为惰性气体,不与推进剂发生化学反应(即气、液相中气体分子状态相同),在总压不太大的情况下( $\leq 0.5$  MPa),分压与摩尔浓度的关系服从亨利定律;在等温等压下,某种挥发性溶质(一般为气体)在溶液中的溶解度与液面上该溶质的平衡压力成正比

$$p_e = HC_e \quad (1)$$

式中: $p_e$  为气体的平衡分压,MPa; $C_e$  为气体摩尔浓度,mol/m<sup>3</sup>;  $H$  为亨利常数,MPa·m<sup>3</sup>/mol,与温度、溶质和溶剂的特性相关。由此可知,在推进剂加注中,在加注容器内与推进剂接触的氦气的挤压压力越大,那么溶解在推进剂中的氦气量越大。

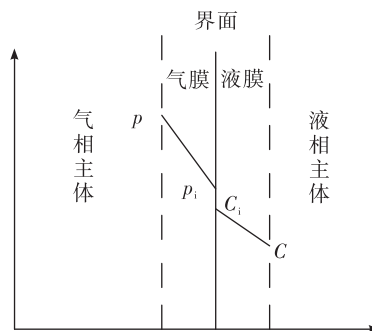


图1 双膜理论传质示意图

Fig. 1 Two-film theory

氦气溶解度定义为:溶解饱和状态下单位质量推进剂溶解的氦气质量或单位体积推进剂溶解的氦气标准状态体积。用溶解质量表示的氦气溶解度

$$\alpha = \frac{(m_1 - m_2)}{m} \times 100 \quad (2)$$

式中: $\alpha$  为推进剂中气体的溶解度,%; $m$  为推进剂质量,kg; $m_1$  为试验起始时气体质量,kg; $m_2$  为试验终了时气体质量,kg。 $m_1$  与  $m_2$  可通过如下公式求得

$$m = \frac{pVM}{RT} \quad (3)$$

式中: $p$  为气体压力,Pa; $V$  为气体容积,m<sup>3</sup>;  $M$  为气体分子量,g/mol; $R$  为气体常数,8.314 5 J/(g·K);  $T$  为气体温度,K。

文献[4-5]给出了氦气在  $N_2O_4$ 、MON-1 推进剂中的溶解度情况,如表1和表2所示。

表1 氦气在  $N_2O_4$  中的溶解度的试验结果

Tab. 1 Solubility of He in  $N_2O_4$

质量/ g	试验 温度/ K	气体 初始 体积/L	气体 终了 体积/L	气体初 始压力/ MPa	气体终 了压力/ MPa
398.6	289.75	0.671	1.068	0.735	0.418
398.6	273.15	0.971	1.075	0.735	0.418

表 2 氦气在 MON-1 中的溶解度  
Tab. 2 Solubility of He in MON-1

温度/℃	压力/MPa	溶解度/(mL·mL <sup>-1</sup> )
7.78	1.60	0.405
7.78	1.60	0.385
7.78	1.60	0.371
12.78	1.59	0.395
12.78	1.60	0.393
16.67	1.55	0.365
16.67	1.55	0.367
20.55	1.59	0.426
20.55	1.61	0.410
20.55	1.61	0.451
20.55	1.61	0.437
21.00	0.80	0.181
21.00	0.80	0.163
25.50	1.59	0.455
30.00	1.57	0.487
35.00	0.63	0.182
38.89	1.60	0.494

当氦气与推进剂处于平衡状态下,且氦气自身的平衡压力为 101.325 kPa 时,溶解于 1 mL 推进剂中的气体标准状态(237.15 K,101.325 kPa)体积。

从表 1 和表 2 可知,随着温度和压力的升高,氦气在氧化剂中的溶解度随之增大。对于大容积表面张力贮箱,通常采用氦气挤压加注容器、贮箱维持氦气背压的方法进行氧化剂加注,加注过程中及加注后推进剂温度通常在室温附近,加注时加注容器挤压压力一般在 0.3~0.6 MPa(表压)左右,由表 2 可见,在此温度和压力下,氦气在氧化剂中的标准溶解度较大,势必对加注后推进系统特性产生影响。资料调研发现,现有国内外关于氦气在推进剂中溶解的资料都是基于较大压力情况(一般都在 0.7 MPa 以上),且多为静压下氦气的溶解情况的理论研究,鲜有看到研究加注过程本身的。在推进剂加注过程中,推进剂从加注容器沿加注管路流动,是压力逐步下降的过程,压力在加注容器处最高,在进入贮箱处达到最低点,因此在加注容器内溶解于推进剂中并达到饱和的氦气,会随着推进剂压力下降而逐步析出,这是一个动态过程,也是工程实际中更需加以关注的过程,对此进行研究并给出可

行的工程解决方案。

2 氦气在 MON-1 中的动态溶解特性  
试验研究

2.1 夹气计算

以下取某型号 680 L 贮箱加注状态为例进行分析。该型号采用表面张力贮箱,单箱推进剂加注量为 640 L,有推进剂管理的下舱容积为 50 L,则推进剂淹没全部管理舱后,还将继续加注 590 L。正常情况下,这 590 L 推进剂加注过程中析出的氦气将被管理装置捕获而留在下舱。

假设 MON-1 加注时加注容器挤压压力维持在 0.5 MPa(表压),贮箱背压维持在 0.1 MPa(表压)。因加注前加注容器内的 MON-1 已与挤压氦气充分接触,氦气溶解达到饱和,则在推进剂流动过程中会因加注系统液路管网压力逐渐衰减而不断析出之前所溶解的氦气,加注结束后,氦气在推进系统贮箱内达到 0.1 MPa 下新的饱和溶解。因氦气在推进剂内的溶解度随压力、温度不同而不同,故加注过程中析出氦气的总量,亦应与加注初始状态、末了状态的温度、压力参数以及推进剂加注量密切相关。

国内外文献均未查及氦气在 MON-1 中溶解度计算的精确模型。美国根据测试数据计算的氦气溶解度与温度、压力的关系式如下<sup>[6-10]</sup>

$$S(\text{MON-1}) = -0.247\,401 + 15.127\,1p + 0.002\,313t$$
  
(4)

式中:  $S$  为溶解度, mL/mL;  $p$  为压力, Pa;  $t$  为温度,℃。

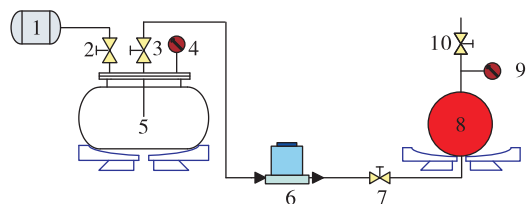
式(4)对 1 MPa 以上压力误差较小,但对本文研究的压力较低的加注过程而言,计算结果与实测数据误差极大,无法采用。故本文以对表 2 进行拟合的方法进行计算。经计算,加注 590 L MON-1 推进剂后析出的氦气总量为 47.59 L(STP),如此大的氦气析出量会导致出现推进剂夹气、加注提前溢出等风险。

虽然通过降低加注压力、提高贮箱背压可以减少析出气体的量,但无法从根本上解决氦气析出问题。比如,把加注容器挤压压力降低到 0.3 MPa(表压),把贮箱背压提高到 0.15 MPa(表压),经计算,析出的氦气量约为 16.96 L(STP)。此外,降低加注容器和提高贮箱背压,还会导致加注流量下降并进而大大延长加注时间。因此,对于工程应用实际来

说,并不是一种最佳的解决方案<sup>[11-15]</sup>。

## 2.2 加注过程夹气试验

为验证实际加注过程中贮箱的夹气情况,开展了推进剂加注专项试验。试验系统原理图如图2所示,推进剂使用绿色四氧化二氮 MON-1。



1 - 氮气源;2,3,7,10 - 截止阀;4 - 压力传感器 P1;5 - 加注容器;  
6 - 流量计;8 - 贮箱试验件;9 - 压力传感器 P3。

图2 加注试验原理图

Fig.2 Schematic of injection experiment apparatus

试验采用一个内部设置表面张力网的容积为2 L的贮箱试验件来模拟表面张力贮箱的管理装置,以此捕获氮气。通过截止阀(序号7)和较长的金属软管(约20 m)调节流阻,建立推进剂加注容器和贮箱试验件之间的液路压差。每轮试验开始时,管

路、贮箱试验件内均充满推进剂,试验过程中通过监测贮箱试验件的质量变化来获得其内蓄留的气体量。

设置不同的加注挤压压力( $p_1$ )、贮箱试验件出口压力( $p_3$ )和推进剂温度( $T$ )等参数,进行了多轮加注试验。以推进剂过流量为横坐标,贮箱试验件质量减少量(可用于推算气团容积)为纵坐标绘制曲线,结果如图3(a)~3(c)所示。

从图3(a)可知,压差为0.48 MPa下,过流20 kg MON-1,过滤器质量减轻0.65 kg,考虑18℃氧化剂密度,相当于产生了0.448 L气团,推算过流590 L MON-1,将产生19.16 L气团。

从图3(b)可知,压差为0.15 MPa下,过流20 kg 绿氮,过滤器质量减轻0.20 kg,考虑18℃氧化剂密度,相当于产生了0.138 L气团,推算过流590 L MON-1,将产生5.90 L气团。

从图3(c)可知,压差为0.1 MPa下,过流20 kg MON-1,过滤器质量减轻0.16 kg,考虑18℃氧化剂密度,相当于产生了0.110 L气团,推算过流590 L MON-1,将产生4.71 L气团。

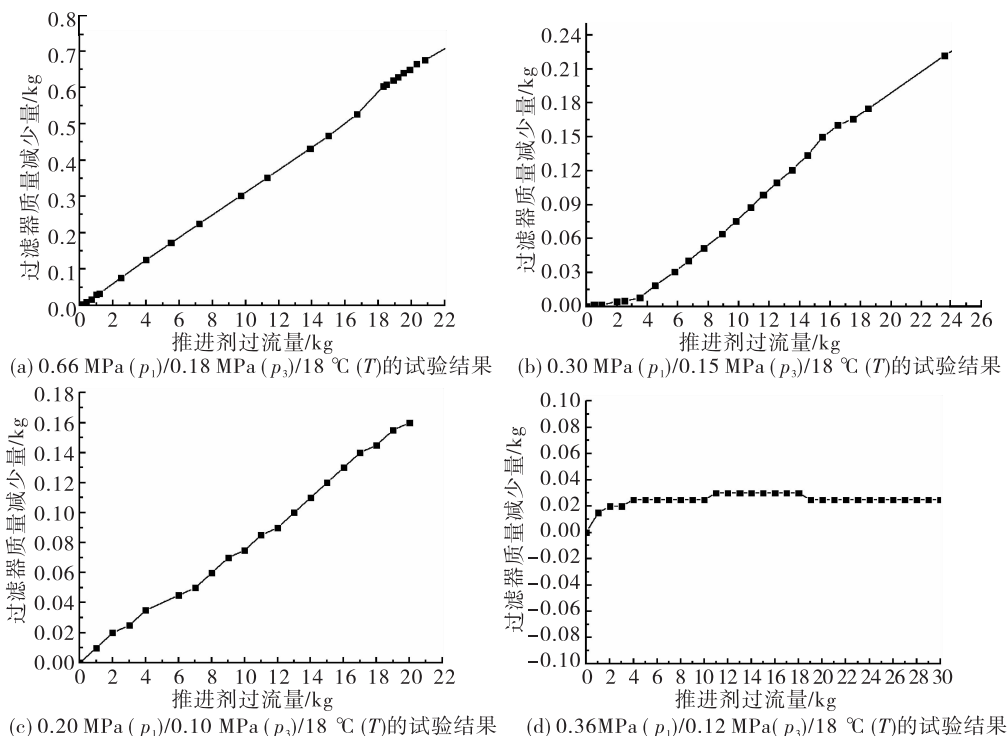


图3 试验结果

Fig.3 Test results

此外,为验证试验系统的有效性,采用1件100 L

金属膜片贮箱代替加注容器,将增压氮气与推进剂

物理隔离进行加注,结果如图 3(d)所示。

从图 3(d)可知,使用金属膜片贮箱作为加注容器后,在加注容器内增压氦气与推进剂物理隔离,推进剂过流 31 kg,过滤器质量基本保持不变,说明无氦气持续析出现象发生。

理论计算与专项试验结果均表明,在表面张力贮箱加注过程中,氦气在氧化剂中的溶解情况动态变化,因管网系统压力衰减而析出氦气,析出的气体量与加注系统压差相关,随压差增大而增大。无论压差控制得多么低,只要存在压差,即便增压压力为 0.2 MPa(表压),贮箱背压为 0.1 MPa(表压)状态,依然会有气体持续析出。

此外需要指出的是,在进行气体析出量计算时,计算结果在数值上会比试验实测结果要大,这是由于缺乏 MON-1 溶解度随温度的准确变化关系,故在 STP 数据转换为试验对应条件时未对数据进行温度修整导致的。

### 3 新型加注方法

#### 3.1 基于隔膜泵的加注方案概况

基于理论和专项试验结果,得到了加注过程中氦气在高压状态下溶解、低压状态下析出的特性,在此基础上本文提出了一种新型加注方法,该加注方法可以在推进剂加注容器的氦气增压压力小于推进系统贮箱背压的情况下实现顺利加注,从根本上解决了传统加注方法必然出现的氦气析出问题。

该方案采用气动隔膜泵。气动隔膜泵的原理与常用的气动增压泵类似,即通过驱动气体的驱动,推动活塞挤压工质,最终将液体推进剂加注进入贮箱。

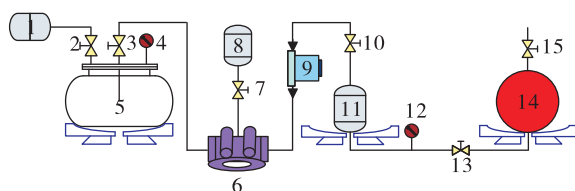
方案的特点:①推进剂入口压力可以低于贮箱背压,全过程避免氦气析出;②采用气体驱动,无需用电,不会引入对加注过程的新隐患;③通过调整驱动气压力可以改变活塞作动频率,并以此来调整加注速率,方法简单可靠。

#### 3.2 加注试验验证

为验证本文所述隔膜泵加注方案的可行性,选取嫦娥五号轨道器 680 L 表面张力贮箱进行真实推进剂加注试验,以验证加注全程是否还会出现夹气现象。试验原理图如图 4 所示。

隔膜泵接在加注容器出口,贮箱入口管路处接一个 30 L 缓冲容器(加注前充满),下方放置一个

电子秤,用于实时监测加注过程是否夹气,贮箱下方放置一个电子秤,用于监测推进剂加注量。



1 - 氦气源;2,3,10,13,15 - 截止阀;4 - 压力传感器;5 - 加注容器;  
6 - 气动隔膜泵;7 - 控制阀;8 - 驱动气源;9 - 流量计;11 - 缓冲容器;  
12 - 压力传感器;14 - 680 L 贮箱。

图 4 680L 贮箱加注试验原理图

Fig. 4 The schematic of 680L propellant tank injection test apparatus

试验结果如下:贮箱加氦气背压 0.16 ~ 0.18 MPa,加注挤压压力 0.06 ~ 0.15 MPa,贮箱最终加注量为 997.5 kg(按照贮箱容积和氧化剂密度计算贮箱已经加满),加注时长约 4 h,加注过程中最小流量为 3 kg/min,可以根据实际需求通过调整截止阀将流量调至更小,最大流量为 10 kg/min,该加注流量满足表面张力贮箱的工作需求。

缓冲容器在整个加注过程中,质量一直维持在 43.75 kg,这说明在整个加注过程中贮箱未出现夹气现象。

试验结束后对隔膜泵系统进行了分解,试验系统完好,未发现推进剂不相容现象。后续又对隔膜泵进行了 MON-1 和甲基肼为期 30 天的浸泡试验,结果表明隔膜泵材料与推进剂均为一级相容。

使用本文所述的新型加注方法对某型号全系统热试车产品的 570 L 贮箱进行了推进剂加注,取得圆满成功,进一步验证了加注方案的可行性,后续拟使用该方法用于相关型号的发射场推进剂加注。

### 4 结论

通过对氦气在 MON-1 中溶解特性的分析,以及模拟加注过程的专项试验,验证了氦气在高压区溶解、低压区析出的规律,证明了传统挤压加注方法因无法避免氦气析出现象,给推进系统带来隐患。在此基础上,提出了一种基于气动隔膜泵的加注方法,完成了加注约 1 t 推进剂、时长 4 h 情况下无氦气夹气的试验验证。本文所做工作为推进剂及相关模拟液的加注提供了一种新选择,并选用了 570 L 贮

箱进行了推进剂加注,试验表明该方法彻底解决了推进剂夹气问题,尤其适用于长时、贮箱容量百升甚至千升的推进系统的推进剂加注。

#### 参考文献:

- [1] 高思秘. 液体推进剂[M]. 北京:宇航出版社, 1991.
- [2] 任汉芬,刘国球,方照奎. 液体火箭发动机原理[M]. 北京:中国宇航出版社, 1993.
- [3] JOKELA K, FVALENCIA F B, KAELSCH I. Dynamic solubility of pressurized helium gas in liquid propellant in closed storage tanks;ESA SP-555 [Z].
- [4] 李亚裕. 液体推进剂[M]. 北京:中国宇航出版社, 2011.
- [5] GOKCEN N A, CHANG E T. Estimation of solubilities of gases in liquid propellant mixtures by statistical thermodynamics[Z]. Aerodynamics and Propulsion Research Laboratory, 1968.
- [6] CHANG E T, GOKCEN N A, POSTON T M. Thermodynamic properties of gases in propellants solubility of He, N<sub>2</sub>, and ar in hydrazine, methylhydrazine, and unsymmetrical dimethylhydrazine[Z]. Defense Technical Information Center, 1967.
- [7] WHITMAN W G. The two-film theory of absorption[J]. Chemistry and Metal Engineering, 1923, 29(1):147-157.
- [8] HIGBIE R. The rate of absorption of a pure gas into a still liquid during short periods of exposure[J]. Transactions of the American Institute of Chemical Engineers, 1935, 31(2):365-377
- [9] PIEROTTI R A. The solubility of gases in liquids1[J]. The Journal of Physical Chemistry, 1963, 67(9):1840-1845.
- [10] 郭敬,宋晶晶,孔凡超. 发动机推进剂增压输送系统建模仿真技术综述[J]. 火箭推进, 2015, 41(5):1-6.
- GUO J, SONG J J, KONG F C. Overview of modeling and simulation technology for propellant pressurization feed system of liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(5):1-6.
- [11] 李纯飞,龙春伟,董苑. 某发动机并联贮箱排放均衡性研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(3):76-80, 86.
- LI C F, LONG C W, DONG Y. Research on equalizing discharge of parallel tank for a liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3):76-80, 86.
- [12] 赵万明,罗维民. 液体火箭发动机试验流量测量技术研究[J]. 火箭推进, 2017, 43(5):74-79.
- ZHAO W M, LUO W M. Research on flow-rate measurement technology for liquid rocket engine test[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(5):74-79.
- [13] 陈鹏飞,赵晓慧,洪流,等. N<sub>2</sub>O 自增压贮箱的动态供应特性[J]. 火箭推进, 2018, 44(3):43-48.
- CHEN P F, ZHAO X H, HONG L, et al. Dynamic supply characteristics of N<sub>2</sub>O self-pressurization tank[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3):43-48.
- [14] 邹宇,李平. 自增压系统在轨姿控动力系统中的应用[J]. 火箭推进, 2010, 36(2):15-19.
- ZOU Y, LI P. Applications of self-pressurization in divert and attitude control system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(2):15-19.
- [15] 李淑艳,肖明杰,李晓瑾,等. 新型活塞泵增压轨/姿控发动机系统方案研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(1):12-16, 26.
- LIS Y, XIAO M J, LI X J, et al. Scheme study on divert and attitude control engines with piston pump pressurized system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(1):12-16, 26.

(编辑:马 杰)