

液氧/甲烷发动机动力循环方式研究

张小平, 李春红, 马冬英
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 综述了液氧/甲烷发动机的研究进展, 分析了液氧/甲烷发动机的特性和应用前景, 对比了大推力液氧/甲烷发动机的动力循环方式, 提出发动机动力循环方式选择应综合用途、性能、研制难度及使用成本等多方面因素, 一次性使用的发动机应采用高性能的高压补燃循环, 其中部分甲烷冷却推力室的富燃补燃循环较佳; 重复使用的发动机应根据工作次数和工作寿命, 重点考虑系统压力低的燃气发生器循环和低压的补燃循环。

关键词: 液体火箭发动机; 液氧/甲烷; 无毒推进剂; 重复使用; 循环方式

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 04-0014-08

Study on the LOX/methane rocket engine power cycles

Zhang Xiaoping, Li Chunhong, Ma Dongying
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Development of LOX/methane rocket engine was described in this paper. The characteristic and potential use were analyzed. Different power cycles of high thrust engine was compared. The application, the performance, the difficulties in developing and the cost all should be considered for the choice of power cycles. High pressure staged combustion cycle with high performance should be used for expandable engines, and the fuel-rich staged combustion cycle with partial methane cooling chamber is the best. Gas generation cycle and low pressure staged combustion cycle should be considered to use for reusable engines according to operating times and operating life.

Key words: liquid rocket engine; LOX/methane; nontoxic propellant; reusable; power cycle

收稿日期: 2009-06-08; 修回日期: 2009-07-14。

作者简介: 张小平 (1970—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

0 引言

液氧/甲烷火箭发动机有较长的研究历史,二十世纪前期国外曾进行了探索性的研究^[1]。然而,由于液氧和甲烷均为低温推进剂,使用维护性不如液氧/煤油;同时,比冲又比液氧/液氢低,因此在此后的几十年间没有研制出投入使用的液氧/甲烷发动机。

二十世纪八十年代以来,各国开始重视航天运载器的无毒化和重复使用,对液氧、过氧化氢、氧化亚氮、液氢、煤油、甲烷及丙烷等推进剂重新进行了研究和评估。其中液氧/甲烷组合来源广泛、价格低廉、无毒环保、密度比冲高、冷却性能好、沸点相近、燃烧时积碳少,整体性能介于液氧/液氢和液氧/煤油之间,具有二者的优点,更加适宜于重复使用和长期在轨的航天器,受到了各国宇航公司的关注,进行了大量研究。

根据液氧/甲烷发动机的优点,其应用方向包括两个方面:其一是用于可重复使用运载器,由于甲烷冷却性能良好、结焦温度高、富燃燃烧积碳少、沸点低、重复使用时无需清洗等特点,液氧/甲烷发动机是可重复使用运载器较为理想的选择;其二是用于运载器的上面级和长期在轨飞行器,由于液氧和甲烷沸点分别为 90K 和 112K,接近空间温度,便于空间长期贮存,同时贮箱间无需特殊的绝热结构,因此液氧/甲烷发动机是未来无毒空间飞行器较好的动力选择。

鉴于液氧/甲烷发动机有望成为未来理想的航天动力,本文综述了国内外的研究进展,比较大推力发动机的动力循环方式,展望了未来的应用前景。

1 国外研究情况综述

1931年,德国研制了世界上第一台液氧/甲烷(液化天然气, LNG)发动机,开创了液氧/甲烷火箭发动机的研究历史。但是,在此后的几十年间,运载火箭以一次性使用为主,各种长期在轨的飞行器则主要采用可常温贮存的有毒推进剂,液氧/

甲烷发动机的优势没有得到发挥。但是,随着对可重复使用和推进剂无毒化的重视,液氧/甲烷发动机逐渐成为各国研究的重点和热点。

美国在液氧/甲烷发动机领域开展了大量研究,多家研究机构进行了点火、传热、燃烧及积碳等基础研究和较小推力发动机的研制^[2]。在重返月球计划中,鉴于液氧/甲烷无毒环保、比冲高于传统的 N_2O_4 /MMH (UDMH) 等推进剂,在 NASA 支持下洛克达因、XCOR 及 ATK 等公司进行了用于登月上升级和猎户座飞船反作用控制系统的液氧/甲烷发动机研究^[3],并已进行了多次热试车。

俄罗斯的几家液体火箭发动机设计局以现有发动机技术为基础,开展了不同推力的液氧/甲烷发动机研究。1981年起,能源机械联合体设计了推力覆盖 10N~2000kN 的多种液氧/甲烷发动机方案,提出使用 RD-169、RD-182 及 RD-185 液氧/甲烷发动机的 Riksha 系列运载火箭方案^[4],并研制了推力 1000N 的发动机,在 1995 年进行了试车,时间达到 1000 多秒,实现了两次起动。从 1994 年开始,化学自动化设计局将 RD-0110 液氧/煤油发动机和 RD-56 液氧/液氢发动机(KVD-1 的原型机)改制为液氧/甲烷发动机,在 1997 年后进行了多次试车。热过程研究所设计了推力覆盖 50kN~2400kN 的多种发动机方案,进行了大量的基础研究^[5]。上世纪末以来,俄罗斯的几家设计局积极输出技术,与欧洲、日本、韩国进行了多项液氧/甲烷发动机技术的合作。

欧洲航天局以下一代可重复使用发动机和阿里安 5 固体助推器替代发动机为目标,借助俄罗斯的先进技术,开展了液氧/甲烷推进剂性能试验、喷注器设计与试验、高压推力室冷却方式和冷却结构研究、推力室内壁铜合金和耐高温镀层以及耐高温复合材料等研究,对比了补燃循环和燃气发生器循环的优劣性,提出伏尔加和乌拉尔液氧/甲烷发动机方案。2004 年,欧洲航天局启动“未来航天运载器预发展计划”,将液氧/甲烷发动机作为研究的重点^[6]。

为了降低发射成本,日本曾提出采用液氧/甲烷发动机代替固体助推器的方案,对液氧/甲烷发

动机的燃烧性能、冷却性能、高压推力室进行了研究，并进行了 LE-7 发动机改用甲烷的热试车。日本空间工作委员会计划研制推力 100kN 级的液氧/甲烷上面级火箭发动机^[7]，与俄罗斯的 NK-33 发动机一起组成小型运载火箭，并进行了多次发动机热试车。

2006 年，韩国研制的 CHASE-10 液氧/甲烷发动机首次热试车获得成功，该发动机推力 100kN，采用燃气发生器循环，计划用于“海神”号亚轨道运载器，从事太空旅游^[8]。

纵观国外液氧/甲烷发动机的研究态势，目前美国正在执行“星座”计划，受研究经费的制约，主要以小推力液氧/甲烷发动机研制为主。俄

罗斯在航天领域的投入较少，主要与其他国家合作研究液氧/甲烷发动机技术。欧洲、日本和韩国没有先进的液氧/烃发动机，欧洲的研究目标为大推力的液氧/甲烷可重复使用发动机，日本和韩国主要开展 100kN 级的液氧/甲烷发动机研究。根据目前的研究情况，液氧/甲烷发动机在未来航天发展中将有广阔的应用前景。

2 液氧/甲烷特性分析

液氧/甲烷、液氧/煤油和液氢/液氧发动机是近年来研究的重点，四种推进剂特性如表 1 所示^[9]。

表 1 推进剂的主要性能
Tab.1 Characteristics of propellant

	液氧	航天煤油	液氢	甲烷
冰点/(℃)	-218	<-70	-259	-182
沸点/(℃)	-183	207(平均)	-253	-161
密度/(×10 ³ kg/m ³)	1.140(沸点)	0.833(20℃)	0.071(沸点)	0.426(沸点)
粘度/(×10 ⁻⁶ Pa·s)	196(沸点)	1964(20℃)	14(沸点)	127(沸点)
比热容/(J/(kg·K))	1700(沸点)	2001(20℃)	2386(沸点)	3496(沸点)
气化潜热/(kJ/kg)	213(沸点)	329(20℃)	453(沸点)	511(沸点)
临界温度/(℃)	-118	404	-240	-82.5
临界压力/MPa	5.08	2.50	1.30	4.63
爆炸容积百分比	~	~	18%~59%	5%~15%
结焦极限温度/(℃)	~	589	无	978
富燃燃烧时的积碳	~	较严重	无	微量
理论比冲($\epsilon=35$)/(m/s)	~	3489($r_m=2.6$)	4414($r_m=6.0$)	3595($r_m=3.2$)
密度比冲/(×10 ³ kg/m ² s)	~	3608	1598	2930
价格/(元/kg)	~1.5	~10	~300	~4

对于大推力下面级发动机来说，密度比冲是关键因素，液氧/甲烷低于液氧/煤油，高于液氧/液氢。

推力室的冷却设计是液体火箭发动机研制的主要制约因素，由表 1 的对比可见，甲烷比热容高、结焦极限温度近 1000℃、粘度小，是良好的冷却剂，适合于推力室尤其是重复使用的推力室。

对于可重复使用运载器，使用维护简便是很重要的要求，液氧/甲烷均为低温推进剂、富燃燃烧积碳少，重复使用时无需清洗，非常适合重复使用。

对于长期在轨的推进系统，由于液氧和甲烷与空间温度相近且沸点相近，可以简化绝热措施。

液化天然气中甲烷含量高，一些产地的甲烷

含量达到 99% 以上, 可以直接使用。随着液化天然气使用的日益广泛, 其使用维护性和安全性可以得到保证。另外, 液化天然气在价格方面也有一定优势, 这对于重复使用发动机是一项重要指标。

综上所述, 由于液氧/甲烷良好的性能符合可重复使用运载器和无毒上面级以及轨道推进系统的要求, 是未来航天运载器理想的推进剂组合。

3 液氧/甲烷发动机循环方式研究

大推力的液氧/甲烷发动机可以选择燃气发生器循环、富氧补燃循环、富燃补燃循环(包括全部甲烷流量冷却推力室和部分甲烷冷却推力室两种方案)及全流量补燃循环等; 小推力的液氧/甲烷发动机还可以考虑膨胀循环和挤压式循环。

3.1 燃气发生器循环

燃气发生器循环发动机原理如图 1 所示, 两种推进剂从贮箱出来, 经泵增压后分为两路, 大部分进入推力室, 小部分进入燃气发生器。进入燃气发生器的推进剂燃烧产生富燃燃气, 燃气驱动涡轮后排入推力室扩张段或直接排出。进入推力室的推进剂燃烧后排出燃气, 产生推力。

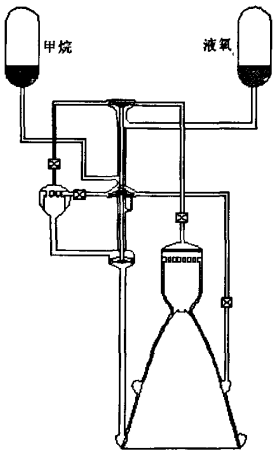


图 1 燃气发生器循环发动机系统原理图
Fig.1 Scheme of gas generator cycle engine

与补燃循环相比, 燃气发生器循环的优点为: 系统简单、涡轮泵功率小及发动机质量轻。

对生产和试验的要求相对较低, 发动机自身的成本较低。缺点是由于涡轮排气损失, 发动机的比冲较低; 推力室的“液-液”燃烧存在稳定性隐忧; 室压较低, 发动机尺寸较大。

3.2 富燃补燃循环(全部甲烷冷却推力室)

富燃补燃循环发动机(全部甲烷冷却推力室)原理如图 2 所示, 氧化剂从贮箱出来, 经氧化剂预压泵、一级泵增压后分为三路: 大部分进入推力室; 一小部分驱动氧化剂预压涡轮(补燃循环系统可以选择高室压, 为了降低涡轮泵尺寸一般采用预压涡轮泵, 如果室压较低则可将取消)后进入氧化剂主流路; 另一小部分经氧化剂二级泵进一步增压后进入燃气发生器。燃料从贮箱出来, 经燃料预压泵、燃料泵(两级泵)增压后, 进入推力室冷却通道, 随后进入燃气发生器。进入燃气发生器的推进剂燃烧产生高温富燃燃气, 燃气驱动涡轮后分为两部分, 绝大部分进入推力室, 小部分驱动燃料预压涡轮后进入燃料主流路。富燃燃气和氧化剂进入推力室后燃烧排出燃气, 产生推力。富燃补燃循环可通过调节燃气发生器的氧化剂流量实现推力调节。

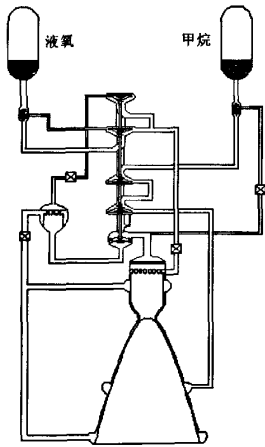


图 2 富燃补燃发动机系统原理简图
(全部甲烷冷却推力室)

Fig.2 Scheme of fuel rich staged combustion cycle engine
(full flow of methane cooled chamber)

与燃气发生器循环相比, 富燃补燃循环具有较高的比冲, 较小的结构尺寸; 但该系统存在燃

料泵扬程高、功率大及推力室冷却套压力高等缺点。

3.3 富燃补燃循环 (部分甲烷冷却推力室)

针对全部甲烷冷却推力室富燃补燃循环的不足,考虑到甲烷具有良好的冷却性能,可以采用部分甲烷(30%左右)冷却推力室,然后进入推力室入口的燃气导管与燃气混合后进入燃烧室,或直接进入燃烧室;其余甲烷继续增压后进入燃气发生器,如图3所示。

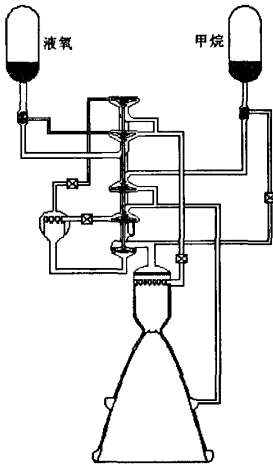


图3 富燃补燃循环发动机系统原理简图
(部分甲烷冷却推力室)

Fig.3 Scheme of fuel rich staged combustion cycle engine
(partial flow of methane cooled chamber)

与图2相比,此系统在具有富燃补燃循环优点的同时,可以降低燃料泵功率和推力室冷却套压力,充分发挥甲烷冷却性能好、富燃燃烧积碳少的优点,是较佳的循环方式。

3.4 富氧补燃循环

富氧补燃循环发动机原理如图4所示,氧化剂从贮箱出来,经氧化剂预压泵、氧化剂泵增压后进入燃气发生器。燃料从推进剂贮箱出来,经燃料预压泵、一级泵及二级泵增压后分为三路,大部分进入推力室;一小部分驱动燃料预压涡轮后进入主流路;另一小部分经三级泵进一步增压后进入燃气发生器。进入燃气发生器的推进剂燃烧产生富氧燃气,燃气驱动涡轮后分为两路,绝大部分进入推力室;小部分驱动氧化剂预压涡轮

后进入主流路。富氧燃气和燃料进入推力室后燃烧排出燃气,产生推力。富氧补燃循环可以通过调节燃气发生器的燃料流量实现推力调节。

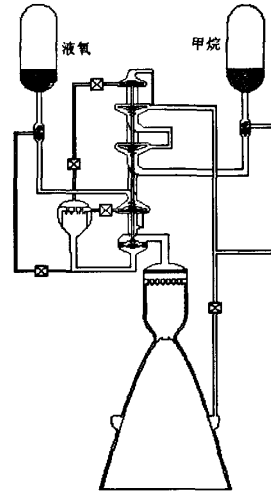


图4 富氧补燃循环发动机系统原理图

Fig.4 Scheme of oxygen rich staged combustion cycle engine

富氧补燃循环的优点为:比冲较高,便于涡轮泵功率配置,技术成熟度较高,推力室为“气-液”燃烧便于解决稳定性问题。但是富氧燃气对材料要求高,富氧燃气系统的故障发展速率快,不利于故障控制。

3.5 全流量补燃循环

全流量补燃循环^[10]发动机原理如图5所示,氧化剂经氧化剂预压泵、氧化剂泵增压后分为三路,大部分进入富氧燃气发生器;一小部分驱动预压涡轮泵;另一小部分进入富燃燃气发生器。燃料经燃料预压泵、燃料一级泵及二级泵增压后分为四部分,一部分冷却推力室后进入燃烧室;一部分进入富燃燃气发生器;一小部分进入富氧燃气发生器;另一小部分驱动预压涡轮泵。进入两个燃气发生器的推进剂燃烧产生富氧和富燃的燃气,驱动两台涡轮后进入推力室。全流量补燃循环,可以通过调节两个燃气发生器流量较小的组元,方便地调节推力和混合比。

全流量补燃循环的优点为:对涡轮泵密封的要求低,燃气温度可以大幅度降低,便于发动机

的重复使用,“气-气”燃烧便于解决稳定性问题并可提高燃烧效率,但发动机系统复杂、结构质量大。

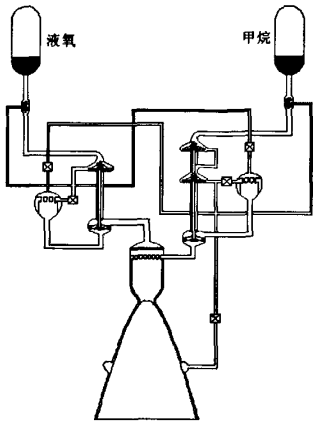


图 5 全流量补燃循环发动机系统原理简图
Fig.5 Scheme of full flow staged combustion cycle engine

3.6 循环方式比较

几种循环方式的性能参数(推力采用 2000kN)和比较结果见表 2 和表 3。

(1) 从发动机比冲分析,不同循环方式的差别主要表现在三个方面:推进剂是否全部进入燃烧室、燃烧效率及喷管面积比。燃气发生器循环的涡轮流量未进入燃烧室充分燃烧,与闭式循环相比比冲低 3%~7%;全流量补燃循环的“气-气”形式便于组织燃烧,效率最高,富燃或富氧补燃循环的“气-液”形式次之,燃气发生器循环“液-液”形式最低,燃烧效率相差 1%~5%;受喷管尺寸和喷管出口压力限制,喷管面积比主要取决于燃烧室压力,补燃循环涡轮流量可以利用全部或一种组元的推进剂流量,涡轮功率大,燃烧室压力高,而燃气发生器循环受最佳室压的限制,高压的补燃循环比燃气发生器循环比冲高 3%~8%。补燃循环和燃气发生器循环的“室压-比冲”对比如图 6 所示。

表 2 几种循环方式的性能参数
Tab.2 Performance parameters of the power cycles

参数名称	单位	燃气发生器 循环	富氧补燃循环	富燃补燃循环	富燃补燃循环	全流量补燃 循环
				(全部甲烷冷 却推力室)	(部分甲烷冷 却推力室)	
海平面推力	kN	2000	2000	2000	2000	2000
真空推力	kN	4562	4452	4452	4493	4446
海平面比冲	m/s	2780	3054	3054	2989	3088
真空比冲	m/s	3171	3399	3399	3358	3433
发动机混合比	~	2.9	3.2	3.2	3.2	3.2
燃气发生器混合比	~	0.40	62	0.32	0.32	85/0.25
氧化剂流量	kg/s	534	499	499	510	494
燃料流量	kg/s	186	156	156	160	154
氧化剂泵功率	MW	8.3	27.1	15.4	11.7	25.9
燃料泵功率	MW	9.8	17.1	26.3	16.6	23.8
涡轮功率	MW	18.1	44.2	41.7	28.3	25.9/23.8
燃烧室压力	MPa	10.0	20.0	20.0	15.0	20.0
燃气发生器压力	MPa	10.0	41.4	41.4	32.4	41.4
燃气发生器温度	K	998	732	1005	997	512/896
喷管出口内径	mm	1892	1695	1695	1773	1685
推进剂组合密度	kg/m ³	796	815	815	815	815

表 3 几种循环方式的比较
Tab.3 Comparison of the power cycles

序号	循环方式	优点	缺点
1	燃气发生器循环	① 涡轮泵功率小 ② 发动机质量轻 ③ 生产成本低 ④ 适宜于重复使用	① 比冲较低 ② “液-液”燃烧稳定性隐患
2	富氧补燃循环	① 性能高 ② 便于涡轮泵功率配置	① 富氧燃气对材料要求高 ② 故障发展速率快
3	富燃补燃循环(全部 甲烷冷却推力室)	① 性能高 ② 燃气温度较低	① 燃料泵扬程高功率大 ② 推力室冷却套压力高
4	富燃补燃循环(部分 甲烷冷却推力室)	① 燃料泵扬程低、功率小 ② 推力室冷却套压力低 ③ 燃气发生器流量较小	比冲相对较低
5	全流量补燃循环	① 燃气温度低 ② 对涡轮泵密封要求低 ③ 性能高	① 发动机系统复杂 ② 结构质量大

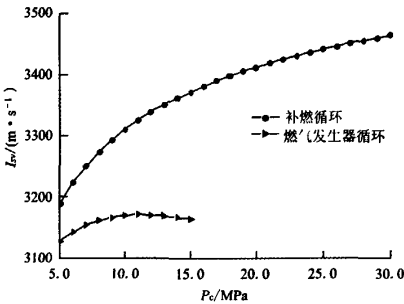


图 6 补燃循环与燃气发生器循环发动机比冲对比
Fig.6 Specific impulse comparison of staged combustion cycle and gas generation cycle

(2) 从发动机结构质量分析，燃气发生器循环发动机最轻，富燃或富氧补燃循环发动机较重，全流量补燃循环发动机最重。

(3) 从涡轮泵功率分析，燃气发生器循环系统压力最低，涡轮泵功率最小；高压的补燃循环（部分甲烷冷却推力室）次之，其余三种高压补燃循环较大。

(4) 从重复使用性分析，高压补燃循环的组件温度高、压力大，不利于重复使用，特别是高温、高压的燃气导管等组件，工作次数和工作寿命受到制约；燃气发生器循环和采用低室压的补燃循环适宜于重复使用。

(5) 从研制难度分析，补燃循环系统复杂，尤其是全流量补燃循环，研制难度大；燃气发生器循环燃烧室为“液-液”燃烧，稳定性问题较补燃循环的“气-液”或“气-气”燃烧突出。

(6) 从成本分析，高压补燃循环对材料和生产工艺的要求高，特别是富氧补燃循环和全流量补燃循环的富氧燃气对材料有特殊要求，燃气发生器循环则可以降低生产成本。

综上所述，对于一次性使用的发动机，由于工作时间短暂，应在综合考虑研制难度、生产成本的前提下追求高的比冲性能，几种循环方式中，部分甲烷冷却推力室的富燃补燃循环兼具比冲高、涡轮泵功率低、材料要求低、“气-液”燃烧稳定性好等优点，具有一定优势。

(下转第 43 页)

通过分析计算发动机轴线与扩压器轴线夹角为5度时的模型,初步探讨了发动机喷管偏心对扩压器内流场造成的影响:扩压器内压力、温度的分布不均匀,单边压力、温度升高,难于满足试验对发动机喷管出口压力的要求,造成发动机的高空模拟试验失败,并使扩压器寿命降低。计算流体力学的计算结果与试验数据相吻合,证明了扩压器模型建立的正确性。

参考文献:

- [1] 王福军. 计算流体力学分析——CFD软件原理与应用[M]. 北京:清华大学出版社, 2004.
- [2] 闫峰. 基于有限元软件 ANSYS 的扩压器强度分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(6): 38-42.

(编辑:王建喜)

(上接第20页)

对于重复使用的发动机,需要多次、较长时间工作,评估标准与一次性使用有较大差别,系统压力低的燃气发生器循环和低室压的补燃循环更为适宜。

4 结论

(1) 液氧/甲烷具有良好的性能,符合可重复使用运载器、无毒上面级和轨道推进系统的要求,是未来航天运载器理想的推进剂组合。

(2) 对于液氧/甲烷发动机的动力循环方式,一次性使用的发动机应采用高性能的高压补燃循环,其中部分甲烷冷却推力室的富燃补燃循环综合性能具有一定优势;重复使用的发动机应根据工作次数和工作寿命,重点考虑系统压力低的燃气发生器循环和低压的补燃循环。

参考文献:

- [1] 孙宏明.液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
- [2] Philippart K D, Moser M D. Stability Analyses of Liquid Oxygen/Methane Injectors Using Currently Available Analytical Tools[R]. AIAA88-2851.

- [3] Judd D, Buccella S, Alkema M, et al. Development Testing of a LO₂/Methane Engine for in-Space Propulsion [R]. AIAA 2006-5079.
- [4] Klepikov I A, Katargin B L. The New Generation of Rocket Engines, Operating by Ecologically Safe Propellant Liquid Oxygen and Liquefied Natural Gas [R]. IAF-97-S.1.03.
- [5] Leudiere V, Supie P, Beaurain A, et al. KVD-1 Engine in LOX/CH₄[R]. AIAA 2007-5446.
- [6] Zurbach S, Thomas J L. Recent Advances on LOX/Methane Combustion for Liquid Rocket Engine Reinjector[R]. AIAA 2002-4321.
- [7] Torano Y, Arita M, Takahashi H, et al. Current Study Status of the Advanced Technologies for the J-I Upgrade Launch Vehicle - LO₂/LNG Engine [R]. AIAA 2001-1783.
- [8] Kim K, Ju D. Development of Chase-10 Liquid Rocket Engine Having 10tf Thrust Using LO₂ & LNG (Methane) [R]. AIAA 2006-4907.
- [9] 张小平, 丁丰年.我国载人登月重型运载火箭动力系统探讨[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 1-6.
- [10] 王鹏武. 全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统分析[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 15-18.

(编辑:马杰)