

# 水基推进系统综述

张晓光, 王长辉, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 水基推进系统的发展为航天器推进、供电、能量储存、系统构建提供了新的选择。这一系统的核心是一体化可再生燃料电池, 它利用太阳能电池帆板提供的电能电解水, 产生的氢氧气体既可以用于燃烧推进, 又可以通过燃料电池反应重新复合为水进行供电。介绍了水基推进系统的基本组成与工作原理, 通过质量估算与性能分析, 评估了水基推进系统的工作能力、适用范围及空间应用优势。

**关键词:** 火箭发动机; 空间推进; 水基推进系统; 一体化可再生燃料电池

**中图分类号:** V439

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2009) 01-0009-07

## Study on the water-based propulsion system

Zhang Xiaoguang, Wang Changhui, Liu Yu

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Water-based propulsion system for advanced spacecraft applications has enabled new options for spacecraft propulsion, power, energy storage, and structure. At the heart of this system is a unitized regenerative fuel cell that uses electrical energy from the vehicle's solar array to convert water into its constituents of hydrogen and oxygen which can be burned to generate thrust or recombined to produce electric power. The components and the working principle of the water-based propulsion system are introduced. Through mass estimation and performance analysis, the work capacity of the water rocket and its application field are pointed.

**Key words:** rocket engine; space propulsion; water-based propulsion system; unitized regenerative fuel cell

收稿日期: 2008-11-26; 修回日期: 2009-01-10。基金项目: 电解燃料电池火箭推进系统的水分和热量平衡研究 (50776002)。

作者简介: 张晓光 (1980—), 男, 硕士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

0 引言

基于一体化可再生燃料电池 URFC (unitized regenerative fuel cell) 的水基推进系统 (以下简称“水火箭”) 涉及航天器推进、供氧、储能供电及系统构建等多个方面。它利用太阳能电解低压水得到高压气氢 ( $\text{CH}_2$ )、气氧 ( $\text{GO}_2$ )，一方面，既可作燃烧推进或冷气推进，又可为宇航员供氧；另一方面， $\text{CH}_2$ 、 $\text{GO}_2$  还可以在 URFC 中重新复合作供电及供水、供热之用。因此，它与航天器的环境控制与生命保障系统、储能供电系统联合设计，实现系统多功能集成和一体化设计。

水火箭的研究工作主要集中在美国。1998 年，美国空军军官学校 (USFA)、美国劳伦斯利弗莫尔国家实验室 (LLNL) 及欧洲空军研发局 (EAORD) 共同提出“蓝月计划” (Blue Moon)，希望能够将卫星以二级火箭方式发射入轨，水火箭被论证为卫星推进分系统的最佳选择<sup>[1,2]</sup>；同年 11 月，LLNL 1.1 N 试验样机开发成功<sup>[1]</sup>，并于 2000 年 4 月 28 日利用热气球搭载升至 30km 高空，成功点火 30s，首次在近真空环境下验证了  $\text{CH}_2/\text{GO}_2$  推力器催化点火的可靠性及 URFC 组件的可逆性<sup>[2]</sup>。在此基础上，美国国防高级研究计划局 (DARPA) 于 2001 年正式提出“水火箭计划” (Water Rocket)，专门致力于水火箭推进系统的开发研究<sup>[3]</sup>。另外，日本也组装了水火箭的地面试验系统，对 URFC 组件及催化点火器的性能参数进行了测定<sup>[4,5]</sup>。

我国在此领域起步较晚。只有中科院大连化学物理研究所于 1997 年承担了一个有关再生燃料电池系统研究的“863”项目，开发成功百瓦

级可再生燃料电池原型系统，并进行了 URFC 的应用基础研究<sup>[6]</sup>。

1 原理

1.1 URFC

URFC 将水电解槽单元 (WEC) 和再生燃料电池单元 (RFC) 集成于同一组件：在执行水电解功能时，URFC 在外加电能作用下将水电解生成  $\text{CH}_2$ 、 $\text{GO}_2$  达到储能目的；在执行燃料电池功能时， $\text{CH}_2$ 、 $\text{GO}_2$  复合为水对外输出电能。此可逆过程可循环持续进行。

按 WEC 的供水方式分，URFC 的工作模式有阳极供水 (liquid anode feed)、阴极供水 (liquid cathode feed) 及静态供水 (static water feed) 三种。其中，静态供水 (见图 1) 无需使用气/液两相分离装置，适于微重力环境，电解生成气压强高，可简化推进系统设计，无旋转运动部件，结构简单，是水火箭 URFC 部件的适用工作模式。

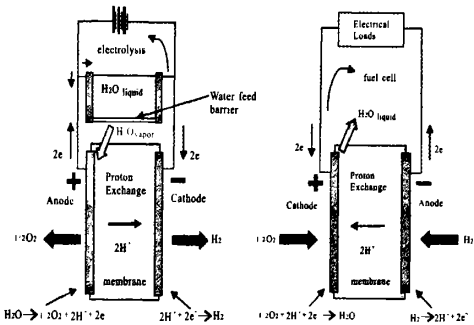


图 1 静态供水 URFC 物质能量转化过程

Fig.1 SWF URFC cell schematic

表 1 列出了由美国 Hamilton Sundstrand 公司研发的适于水火箭应用的 URFC 的技术参数<sup>[1,3]</sup>。

表 1 Hamilton Sundstrand 公司 URFC 技术参数

Tab.1 Technical parameters of a Hamilton Sundstrand SWF URFC cell

功率/W		质量/(kg)		压强/(MPa)		工作能力	
输入	输出	电解槽	URFC	供水	生成气体	水净电解率/(g·h <sup>-1</sup> )	工作温度/℃
200	100	1.3	1.6	0.1	13.8	11.1(49℃)	21~71

RFC 的优势则体现为与蓄电池相比具有更强的适应性和更高的能量密度。

由于 RFC 的动力部分(兼具水电解槽、燃料电池功能的 URFC 组件)和贮能部分(水、 $\text{GH}_2$  及  $\text{GO}_2$  贮存单元)是分开的,因此对具体的飞行任务进行独立的尺寸设计是可能的,即对不同的峰值功率与应急功率需求, RFC 的适应性是强的。

另一方面,与蓄电池中常用活性物质相比,燃料氢具有更高的质量比能量,而且燃料电池可更新燃料,因此, RFC 的能量密度远高于现有的各类化学储能电源,如图 2 所示。目前,能量密度低是航天器电源系统质量较大的根本原因(我国 2003 年发射的一颗微小卫星,电源占卫星总质量的 16.6%)。鉴于航天高发射成本,高能量密度的 RFC 极具吸引力;尤其对于质量限制非常严格,要求储能装置比能量在  $400 \text{ W} \cdot \text{h/kg}$  以上的高空长航时太阳能飞行器, RFC 几乎是唯一选择。

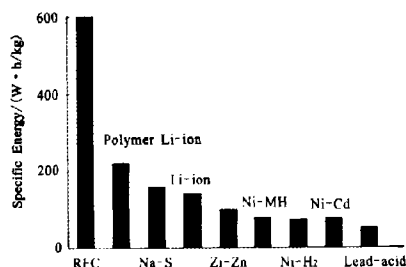


图 2 再生燃料电池与蓄电池性能比较

Fig.2 The performance comparison of RFC to battery

## 1.2 水火箭的系统组成与工作过程

如图 3 所示,水火箭的基本组成部件包括:

- (1) 太阳能电池帆板,提供电解水所需的电能;
- (2) 功率调节器,向 URFC 提供合适的输入功率;
- (3) URFC,完成电解推进和储能供电等任务;
- (4) 低压水贮箱,为电解槽提供工质,收集燃料电池反应产物水供循环利用;
- (5) 高压  $\text{GH}_2$ 、 $\text{GO}_2$  贮箱,贮存电解水生成的高压氢氧气体,向推力器供应推进剂,向燃料电池供应燃料;
- (6) 推力器,可有  $\text{GH}_2/\text{GO}_2$  燃烧推力器、冷

气推力器、电推力器等形式。

图 3 水火箭推进系统基本组成

Fig.3 The basic components of the water-based propulsion system

水火箭的典型工作模式:

### (1) 轨道机动

太阳能电池帆板将大部分电能供给 URFC,电解水生成高压氢氧气体充填氢氧贮箱。在变轨点,推力器工作产生轨道机动所需速度增量  $\Delta V$ ;而在离开变轨点后的无动力滑行段, URFC 继续利用太阳能电解水,重新充填氢氧贮箱。重复这样的过程直至航天器完成轨道机动任务。

水火箭可提供的变轨速率每天约为  $\Delta V \leq 42 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ ,这是由水电解速率、氢氧气体充填贮箱速率共同决定的<sup>[9]</sup>。因此,分多次变轨是水火箭完成轨道机动的必然选择。水火箭不适宜完成快速的轨道机动任务。

### (2) 在轨工作

航天器在轨运行期间,太阳能帆板将大部分电能供给有效载荷,少部分供给 URFC,使水火箭工作,实现航天器的轨道保持与姿态调整。

当航天器处于星蚀期,太阳能电池帆板失效,可由 URFC 代替供电。URFC 放电产生的水可重入水箱循环使用。

此外,水火箭还可应用于星体逃逸、星体俘获、阻力补偿及推进剂管理等方面。

## 2 性能

### 2.1 真空比冲

真空比冲代表火箭的空间推进效率,它主要取决于推进剂本身能量的高低,也与发动机工作过

程的完善程度有关。水火箭在以下两方面具有优势：

水火箭的能量来源于水化学能和电解电能，工作本质仍为化学推进，其比冲高于常规化学推进，但低于电推进，如表 2 所示。

(1)  $\text{GH}_2/\text{GO}_2$  高能推进剂

表 2 典型空间推进系统的真空比冲

Tab.2 The vacuum specific impulse of typical space propulsion systems			
类型	推进剂	能源	真空比冲/s
固体发动机	有机聚合物+AP+Al	化学	280~300
冷气	$\text{N}_2, \text{NH}_3, \text{F}_{14}, \text{He}$	高压气体	50~75
液体	单组元 $\text{H}_2\text{O}_2, \text{N}_2\text{H}_4$	放热分解	150~25
	双组元 $\text{H}_2\text{O}_2/\text{MMH}(\text{N}_2\text{H}_4, \text{UDMH})$	化学	300~340
水火箭	$\text{H}_2\text{O} \rightarrow \text{H}_2 + \text{O}_2$	电/化学	350~400
电热	电阻加热 $\text{N}_2, \text{NH}_3$	电阻加热	150~700
	电弧加热 $\text{NH}_3, \text{N}_2\text{H}_4$	电弧加热	450~1,500
静电	离子 $\text{Hg}, \text{Ar}, \text{Xe}, \text{Cs}$	静电	2,000~6,000
	胶体 Glycerine		1,200
电磁	磁等离子 Ar	电磁	2,000
	脉冲等离子 Teflon		1,500

(2) 水火箭易实现高室压

发动机性能与室压在一定范围内几乎成正比关系，因此提高燃烧室压强是提高发动机性能的有效途经之一。

目前，空间发动机大多采用挤压式供应系统，由于航天器对推进剂贮箱质量、体积的限制性要求，发动机室压只一般为 0.7 MPa 左右，最大也不过 0.9~1.0MPa。

而水火箭推力器的工质由电解槽直接供给，不需使用增压气瓶；而且电解生成气压强度高，现有水平为 13.8 MPa。因此，水火箭可能达到更高的室压、实现更高的性能，减轻系统质量和减小体积。图 4 为不同混合比条件下， $\text{GH}_2/\text{GO}_2$  推力器（面积比为 40）的理论真空比冲随室压的变化关系。

2.2 系统质量

与传统化学推进相比，水火箭比冲高、无需增压装置及贮箱体积小（推进剂随用随电解）。因此具有更轻的系统质量。

表 3 推进系统质量估算的任务基准

Tab.3 The baseline missions of mass estimation				
推进任务	1	2	3	4
初始质量 $M_0/(\text{kg})$	1,000	2,500	5,000	13,600
可用功率 $P/(\text{kW})$	4	6	10	10
储能能力 $E/(\text{Wh})$	6,216	9,324	8,400	8,400
速度增量 $\Delta V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	900	1,500	1,800	3,300

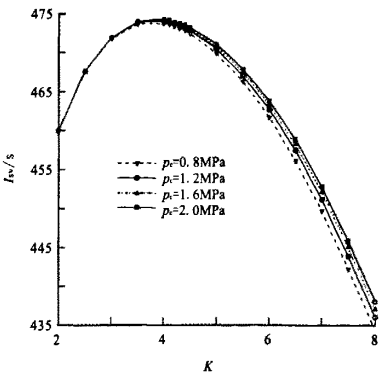


图 4 不同室压下  $\text{GH}_2/\text{GO}_2$  理论真空比冲

Fig.4 The theoretical vacuum specific impulse of  $\text{GH}_2/\text{GO}_2$  thruster at various chamber pressure

表 3 给出了四种空间推进任务，它们将作为  $\text{N}_2\text{O}_4/\text{N}_2\text{H}_4$ 、 $\text{H}_2\text{O}$  推进系统质量估算的基准<sup>[3]</sup>；

- (1) 低地轨道航天器轨道平面多次机动;
- (2) 低地轨道航天器轨道平面改变 10°;
- (3) 地球同步卫星多次位置姿态调整;
- (4) 地球同步卫星由地球同步转移轨道变轨至地球同步轨道。

需要指出的是, 与单独的水电解槽部件相比, 兼具水电解槽、燃料电池功能的 URFC 质量增加不超过 10%<sup>[9]</sup>。因此, 把储能装置也作为质量估算内容的一部分, 将使水火箭的质量优势体现得更加充分; 同时也应注意, URFC 组件供电功率有限, 因此并不能完全取代蓄电池的使用, 航天器高负载需求期仍须由蓄电池来提供峰值功率。

URFC 的质量可由输入功率值  $P_i$  (由太阳能电池帆板提供) 确定。参照 Hamilton Sundstrand 公司 URFC 的技术参数 (见表 1), 计算 URFC 的输入功率密度

$$p=\frac{200}{1.6}=125\text{ (W}\cdot\text{kg}^{-1}\text{)}$$

则 URFC 的质量可按下式计算:

$$M_U=\frac{P_i}{p}$$

式中,  $M_U$  为水火箭 URFC 组件质量, kg;  $p$  为 URFC 输入功率密度, 125W·kg<sup>-1</sup>。

完成表 3 中各推进任务时, N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>、H<sub>2</sub>O 推进系统质量的估算结果见表 4, 各部件的质量数据参照参考文献 [3] 选取。

由表 4, 与 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 推进系统相比, 水火箭质量为轻, 且随推进任务提高而愈加明显。水火箭的质量优势将对航天器的工作能力、运行寿命及运载发射等产生积极影响:

- (1) 总质量  $M_0$  不变, 有效载荷质量增加  $\Delta M_T$ , 可提高航天器的工作能力;
- (2) 总质量  $M_0$  不变, 推进剂的质量增加  $\Delta M_T$ , 可提高航天器的工作寿命;
- (3) 总质量减少  $\Delta M_T$ , 发射航天器的运载火箭各级的系统重量也将随之减少, 从而使整个发射运载系统获得可观收益。

表 4 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>、H<sub>2</sub>O 推进系统质量比较/(kg)  
Tab.4 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> vs. H<sub>2</sub>O propulsion system mass comparison/(kg)

推进系统	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>				H <sub>2</sub> O			
比冲	320s				400s			
任务	1	2	3	4	1	2	3	4
推力器	23	34	68	68	23	34	68	68
蓄电池	56	83	125	125	-	-	-	-
URFC	-	-	-	-	32	48	80	80
推进剂	267	1,020	2,355	9,521	219	859	2,012	8,449
贮箱	37	137	332	1,304	86	199	281	696
阀门	24	4	24	24	36	36	36	36
管路	2	5	10	10	4	10	20	20
增压系统	30	45	60	60	-	-	-	-
推进系统质量 $M_T$	439	1,348	2,974	11,112	400	1,186	2,497	9,349
水火箭优势 $\Delta M_T$	-	-	-	-	41	162	477	1,763
$(\Delta M_T/M_T)/(\%)$	-	-	-	-	9.3	12.0	16.0	15.9

注: 表中  $M_T$  为 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 推进系统的质量。

2.3 能耗

表 5 为同一推力量级下, 水火箭与电推进的推力功率比<sup>[7]</sup>。

水火箭的本质仍为化学推进, CH<sub>2</sub>、CO<sub>2</sub> 既是能源, 又是工质源, 只不过作为能源的 CH<sub>2</sub>、

GO<sub>2</sub> 同时复合了 H<sub>2</sub>O 的化学能和电解电能。而电推进的能源和工质是相互独立的, 能源为由航天器提供的电能, 工质作为能量载体, 常由 Xe、N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>、Teflon 等充当。可见, 电能是电推进最主要的能量来源, 而对水火箭则只是能量来源的一

部分。因此，水火箭的能耗要低得多。

表 5 水火箭与电推进的能耗比较

Tab.5 Energy consumption of water rocket  
and electric thruster

类 型	推力功率比/(N·kW <sup>-1</sup> )	
水火箭	H <sub>2</sub> O	0.17
	Arcjet(2.2kW)	0.08
电推进	XIT(2.6kW)	0.03

2.4 使用性能

水火箭工质具有无毒、无腐蚀、惰性，因此可精简人员保护设备、推进剂处理设备及相关隔离措施，可降低对气候和环境等条件的限制性要求，从而降低了工作费用，提高了工作性能。

另外，水火箭的应用引入了一些需要注意的新问题：

(1) 水的防冻

水的冰点（273.15K）较高，在空间低温环境中可能发生冻结，但由于与 N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>、N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> 的冰点（分别为 274.69K、261.95K）接近，因此沿用已成熟的 N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>、N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 推进系统的电热温控技术即可。

(2) 多余氧的处理

水电解是按氢氧化化学计量比进行的，GO<sub>2</sub> 质量是 GH<sub>2</sub> 的 8 倍，而 GH<sub>2</sub>/GO<sub>2</sub> 推力器的实际混合比通常为 5~6。由此出现的“氢不足”或“氧过剩”可导致 URFC 由于质子交换膜两侧气体压力不平衡而无法正常工作<sup>[9]</sup>和 GO<sub>2</sub> 贮箱压力过高等问题。

过剩氧的处理可灵活进行：空间站可用它来为座舱供氧；普通航天器则可对过剩氧单独收集用于冷气推进等。

3 应用

水火箭适用于高轨道、长寿命航天器。

3.1 高轨道

水火箭耗费较大电能，约 5.9kW·N<sup>-1</sup>。在轨道星蚀期，入射太阳能降至零，太阳能电池停止输

出电能，水火箭将无法产生推进工质，因此应用水火箭的航天器不应有频繁的星蚀次数和过长的星蚀持续时间。

考察星蚀因子

$$f=\frac{T_E}{T}=\frac{2\rho}{360}=\frac{1}{180}\cdot2\arcsin\left(\frac{R_E}{h+R_E}\right)$$

式中， $f$  为星蚀因子，是星蚀期  $T_E$  和轨道周期  $T$  之比； $\rho$  为从航天器看地球的角半径，deg； $h$  为航天器轨道高度，km； $R_E$  为地球半径，6378 km。

由上式可知，高轨道的星蚀因子较小。参考文献 [8] 也指出：低地轨道（LEO， $h=550$  km）的航天器，每天将经历 15 次星蚀或每年经历大约 5,500 次星蚀，每次星蚀持续时间为 36 min（取决于轨道倾角）；相反，地球静止轨道（GEO， $h=36,000$  km， $0^\circ$  倾角）的航天器每年只经历 90 次星蚀，最长持续时间为 72 min。

另外，航天器与太阳的距离也是影响水火箭应用的重要因素。太阳能强度与相距太阳的距离的平方成反比：金星、地球、火星附近的太阳能强度（W·m<sup>-2</sup>）依次为 2,596、1,358、585，而在木星附近则只有 50。显然，由于所能获得的能量太低，且太阳电池帆板尺寸又不能太大，对于去木星或更远行星进行探测的航天器，使用太阳能电池板是不现实的，必须求助于其他的能源，如核能。

3.2 长寿命

与常规化学推进相比，水火箭具有更高的比冲，但推力偏小，因此在节省推进剂的同时必须付出推进时间较长的代价。

水火箭高比冲、低结构质量的特点使其在推进分系统质量一定的情况下，能实现更大速度增量，因此水火箭适用于长寿命航天器，此时因推力低所致的轨道迁移飞行圈数多、时间长，轨道控制与姿态调整速率缓慢等就成为次要问题；而短设计寿命的航天器要求发射后立即入轨，快速进入工作状态，因此水火箭低推力是不可接受的。

4 结论

(1) 水火箭不直接贮存氢氧而贮存水，解决

了氢氧高能推进剂不适于空间推进的难题。

(2) 水火箭不需增压装置,无旋转运动部件,结构简单,可靠性高;燃烧室压强具有很大提升空间,这对于提高水火箭性能有重要意义。

(3) 水火箭比冲、能耗、推力介于常规化学推进与电推进之间,兼具它们的某些优势,且具有较低的结构质量,适用于长寿命、高轨道的航天器。

(4) 水火箭可与航天器储能供电系统、环控生保系统联合设计,实现系统多功能集成和一体化设计,形成综合优势。

(5) 水火箭无毒、无腐蚀、惰性,经济性好,发射使用方便,但应注意水的防冻、多余氧的处理等问题。

#### 参考文献:

- [1] Miltitsky F, Weisberg A H, Carter P H. Water Rocket-Electrolysis Propulsion and Fuel Cell Power[R]. AIAA99-4609.
- [2] Jensen K, Heinitz D, Cater P, et al. Warm-Gas Thruster Development Using Gaseous Hydrogen and Oxygen with Catalytic Ignition[R]. AIAA2000-3163.
- [3] Samuel Hollander, Karen Swider-Lyons, Michael Osborn, et al. Water-Based Propulsion for Space Applications[R]. AIAA 2005-4122.
- [4] Yasunari Hashimoto, Kyoichiro Toki, Tadashi Ishii, et al. Preliminary Experimental Studies of Water-Energy-Cycle Space Propulsion System[R]. AIAA 2004-3491.
- [5] Yasunari Hashimoto, Koji Tanaka. Studies of Water-Energy-Cycle Space Propulsion System-Experimental Study [R]. AIAA2007-5438.
- [6] 宋世栋, 张华民. 一体式可再生燃料电池 [J]. 化学进展, 2006, 10(10): 1375-1380.
- [7] Wim A de Groot, Lynn A Arrington, James F McElroy, et al. Electrolysis Propulsion for Spacecraft Applications[R]. AIAA97-2948.
- [8] 塞勃. 理解航天: 航天学入门[M]. 张海云, 李俊峰 译. 北京: 清华大学出版社, 2007.
- [9] Mitlitsky F, Weisberg A H, Carter P H. Water Rocket-Electrolysis Propulsion and Fuel Cell Power[R]. AIAA99-4609.
- [10] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析. 火箭推进[J]. 2007, 33(5): 6-10.
- [11] 刘佩进. RBCC 引射火箭模态性能与影响因素研究[D]. 西安: 西北工业大学博士学位论文, 2001.
- [12] 李宇飞. RBCC 引射火箭模态性能研究[D]. 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2004.
- [13] 王国辉, 王小军, 杨军, 等. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统研究现状[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(1): 1-3.
- [14] 陈宏, 何国强. RBCC 和 TBCC 组合发动机在 RLV 上的应用[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 39-43.
- [15] 詹浩, 孙得川, 邓阳平. 重复使用天地往返运载器飞行弹道计算研究[J]. 飞行力学, 2008, 34(3): 39-43.
- [16] 詹浩, 孙得川, 夏露. 滑跃式高超音速巡航飞行器设计初步研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(1): 5-8.
- [17] 吕翔. 火箭基组合循环(RBCC)发动机性能分析模型研究[D]. 西安: 西北工业大学硕士学位论文, 2005.
- [18] 王占学, 乔渭阳. 预冷却涡轮基组合循环发动机发展现状及应用前景. 燃气涡轮试验与研究[J]. 2005, 18(1): 53-56.
- [19] Weingartner S. Sanger-the Reference Concept of the German Hypersonic Technology Program [R]. AIAA 93-5161.
- [20] 王芳, 高双林. 高超声速巡航导弹理想动力系统 [J]. 飞航导弹, 2007 (11): 49-53.
- [21] Tetsuya Sato, Nobuhiro Tanatsugu, Hiroshi Hatta, et al. Development Study of the ATREX Engine for TSTO Space-plane [R]. AIAA 2001-1839.
- [22] Harada K, Tanatsugu N, Development Study on Pre-cooler for ATREX Engine [R]. AIAA 99-4897.
- [23] Matthew E Thomas, Kirk Christense. Air-Turbo-Ramjet Propulsion for Tactical Missile [R]. AIAA 1994-2719.
- [24] Henrik Edefur, Fredrik Haglund. Design of an Air-Launched Tactical Missile for Three Different Propulsion Systems: ATR, Rocket and Turbojet[R]. GT2007-27844.

(编辑: 马 杰)

(上接第8页)

(编辑: 陈红霞)