

核热推进技术综述

廖宏图

(上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘 要: 分析了核热推进相对于现有传统推进技术的优势, 介绍了可能的技术实现途径, 重点是目前已经实现的固相核热推进技术, 并归纳了有关文献对于固相核热推进技术的空间应用分析结果; 介绍了核热推进技术的发展历程, 并对当前发展态势进行了分析; 最后针对我国发展核热推进技术提出几点考虑。

关键词: 核热推进; 技术途径; 空间应用; 发展历程

中图分类号: V439.5-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 04-0001-11

Overview of nuclear thermal propulsion technologies

LIAO Hong-tu

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: The advantages of nuclear thermal propulsion (NTP) over existing traditional propulsion technologies are analyzed. Some technical approaches which are possible to be realized are presented. The current state-of-the-art technologies of NTP using solid nuclear reactor are introduced emphatically. The space mission analysis results reported by by some articles about solid phase NTP technology are summarized. The current conditions of development are analyzed after introduction on the development history of NTP. Some suggestions on future development of NTP in China are made.

Keywords: nuclear thermal propulsion; technical approach; space application; development history

0 引言

空间活动的核心是推进系统, 而单位质量推进剂在单位时间内能够获得的能量及其能够持续的时间直接决定所能够开展的空间活动的范围与规模。目前所用的推进方式包括化学推进系统和基于太阳能的电推进系统, 这两种推进方式均有

其自身的不足, 不能满足日益发展的航天活动的需要。

化学推进的能量直接取自推进剂本身所携带的化学能, 因此单位推进剂所能获得的最大能量是有限的, 也就是化学推进的比冲存在一个理论上限。最高能的常用化学推进剂是氢/氧, 单位质量推进剂携能 13 MJ/kg, 其最大理论比冲约 $\sqrt{2 \times 13 \times 10^6 / 9.8} = 520 \text{ s}$ 。

收稿日期: 2011-05-11; 修回日期: 2011-06-13

作者简介: 廖宏图 (1968—), 男, 高级工程师, 研究领域为空间推进

太阳能电推进的能量取自太阳能,因此单位质量推进剂所能获得的能量,也就是其比冲没有理论限制,但太阳能需要用太阳能电池阵收集,而太阳能流密度(太阳常数)是有限的(如地球附近真空太阳常数仅 1.3 kW/m^2),要获得高推力、高比冲就需要高能量功率,因而需要非常大面积的太阳能电池阵。一个例子:太阳能电池转换效率 20%,电推力器效率 60%,若发动机比冲 10000 s,要获得 10 N 推力需要的电功率是: $0.5 \times (10000 \times 9.8) \times (1 \times 9.8)/0.6 = 800 \text{ kW}$,在地球附近真空,需要的太阳能电池阵面积为: $800/1.3/0.2 = 3078 \text{ m}^2$,约半个标准足球场大小。另一方面,随着与太阳距离的增加,太阳常数按平方反比关系下降,而且在阴影处的太阳常数为零,使得太阳电推进的应用受到了极大限制。

相比于化学能,单位核物质所携带的核能极高,如每公斤铀-235 完全裂变释放的能量达 $8 \times 10^7 \text{ MJ/kg}$ 。假设这些能量完全用于加速核物质自身,所能达到的最大理论比冲为 $\sqrt{2 \times 8 \times 10^{13} / 9.8} = 1.3 \times 10^6 \text{ s}$,比化学火箭提高近四个量级。

总之,核能是继化学能、太阳能之后人类目前掌握的最为强大的能源,具有应用于空间推进领域的巨大潜力。要实现更快、更远、更大规模、更广阔范围的空间活动,核推进是必然选择。

1 实现途径

1.1 固相核热火箭发动机

尽管核能具有巨大的潜力应用于空间推进,但是这种潜力能够多大程度发挥,则取决于人类能够多大程度控制核能的释放:能够控制的能量释放率阈值越高,可以获得的比冲越大。

固相核裂变是目前人类掌握的唯一一种对核能释放的控制方法,该方法的基本要求是核能量释放时核燃料保持固态。显然,为了保证燃料块不至于熔化,就需要将核能释放率控制在非常低的阈值以下,远未充分发挥核能的潜力。以此种能量释放率驱动的推进器,或者比冲远低于理论

上限(核热推进),或者需要牺牲推力及系统重量以换取高比冲(核电推进)。另一方面,因为核能释放率低,核反应产物极其微量,且不易从固体燃料块中分离,所以核反应产物不能作为推进剂,必须外带推进剂。

即使核能以如此远低于理论上可能的速率释放,通过合理的结构设计及推进剂、运行参数选择,仍然可以获得比化学推进高得多的性能。以下简单介绍目前已经实现的核热推进方案。

在已经实现的核热推进中,固相核裂变反应释放的能量首先要以热能形式交换给推进剂,而后者再通过喷管转换为定向动能。图 1 给出了固相核热火箭发动机系统结构示意图,采用氢作为推进剂,其流程是:氢泵增压→冷却流道蒸发→部分氢气驱动氢泵→核反应堆内换热成为高温、高压氢气→喷管喷出产生推力。

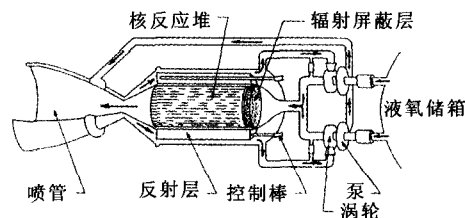


图 1 固相核热火箭发动机系统结构示意图

Fig. 1 System structure of NTP with solid nuclear reactor

图 2 给出了典型固相核热火箭发动机的反应堆剖面图。可以看到,其基本结构形式是:大量的具有合适几何外形(本图为六棱柱)的燃料单元紧密堆积在内嵌有核反应控制机构(本图为控制棒)的压力容器内,其中每个燃料单元内密布大量流道让推进剂流过以充分换热。

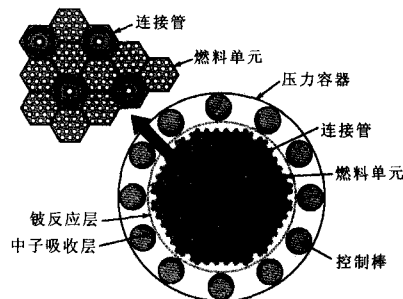


图 2 典型固相核热火箭发动机的反应堆剖面

Fig. 2 Cross section for reactor of typical solid-phase nuclear thermal rocket engine

要实现图 1 所示的核热火箭发动机系统, 关键要解决以下问题: 推进剂选择、固体核燃料制备及固体核燃料与推进剂之间的换热设计。

1.2 推进剂与核燃料

推进剂能够获得最高温度受限于固体核燃料的熔点, 而在相同喷管入口温度情况下, 分子量越小的推进剂能够获得的理论比冲越高——显然, 以氢为推进剂是最佳选择。

关于固体核燃料制备, 因为所能耐受的最高温度上限直接决定发动机的比冲性能, 所以首要要求是耐高温; 另外, 核燃料表面暴露于高速氢流中以交换热量, 所以还需要耐受氢的还原性腐蚀和高速流动的冲刷以获得更长工作寿命。

采用混合-冷压-烧结-表面 CVD 沉积的工艺流程成功开发了多种应用于核热推进的固体核燃料。图 3 给出了其中几种的晶相结构, 分别是: 图 3(a) UC_2 颗粒分散在石墨的基质中; 图 3(b) 涂有热解石墨 PyC 的 UC_2 小球分散在石墨的基质中; 图 3(c) (U, Zr)-C/石墨的复合材料, 形成连续的网状结构; 图 4(d) (U, Zr)-C 的固体溶液。其中, 在图 3(b)、(c) 结构的表面用 CVD 方法沉积 ZrC 保护层。试验表明, 这些核燃料能在 3000 K、氢还原氛围中耐受至少数十小时。

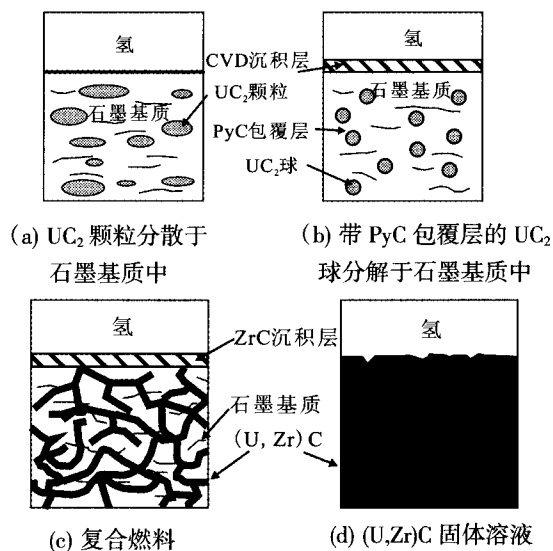


图 3 几种成功开发的核燃料材料的晶相结构

Fig. 3 Several metallographic structures of available nuclear fuel

1.3 换热设计

另一个关键问题是固体核燃料与推进剂之间的换热设计。描述换热性能优劣的一个最重要指标就是体积换热效率: 单位体积固体燃料内能够交换的热功率。该指标直接决定发动机的另外一个重要性能指标: 推力/重量比。显然, 体积换热效率越高, 相同推力要求情况下所需要的发动机体积越小, 重量越低, 推力/重量比越高。以下简单介绍已经实现的几种换热方案。

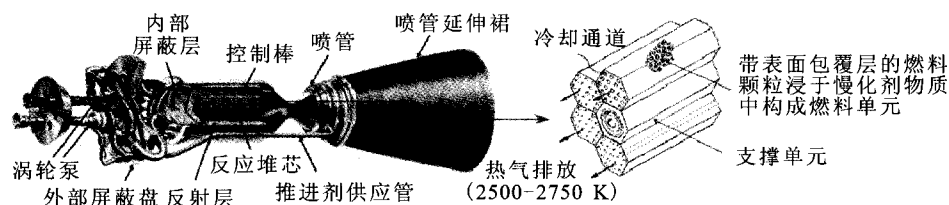


图 4 核热火箭反应堆换热方案 1: 蜂巢多孔棱柱方式

Fig. 4 Thermal exchanging of NTP (scheme 1): array of porous hexagon prisms

图 4 所示的是最早实现的换热方案: 蜂巢多孔棱柱方式。其中的燃料单元是长六棱柱形式, 内部开有 19 个孔作为与推进剂的换热流道。大量截面是正六边形的燃料单元与同样是六棱柱的连接单元通过侧面紧密堆积布置, 其剖面形如蜂巢 (图 2)。

图 4 所示的换热结构形式, 为保证结构强

度, 换热孔不能太密; 另一方面, 因为不易控制堆体内的释热强度分布与换热过程的匹配, 导致堆体内的换热强度分布不均匀, 有些区域大、有些区域小甚至为负值 (高温推进剂反向传热给固相核反应堆)。以上原因导致此种结构形式的体积换热效率不高, 发动机结构较笨重, 推重比不高 (3~5)。

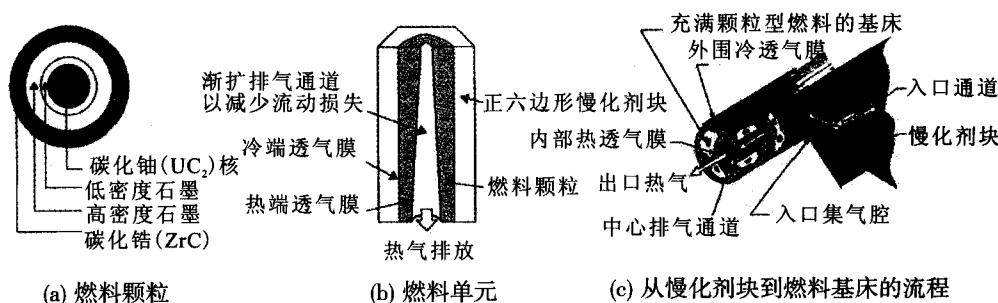


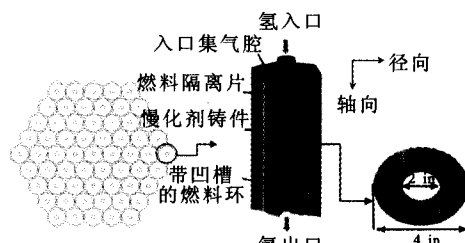
图5 核热火箭反应堆换热方案2: 颗粒床型

Fig. 5 Thermal exchanging of NTP (scheme 2): particle bed

图5为另外一种反应堆换热方案: 颗粒床型(PBR)。基本燃料单元为具有适当结构的圆形小颗粒(毫米量级直径), 充填于被内透膜与外透膜包裹的、带有内流道的柱状体(即颗粒床)内, 然后将该柱状颗粒床置于由慢化剂材料加工出的长六棱柱(称慢化器)的中心圆孔内, 构成一根燃料棒; 沿棱柱型慢化器的适当位置和走向开出若干通道, 将推进剂引到外透膜与慢化器内壁间的间隙内, 并从外透膜透入颗粒床内, 被其中的热燃料颗粒加热后再从内透膜透出进入内流道流向集气腔。与图2类似, 采用同样的堆积布置方式将多根长六棱柱型燃料棒排列成整个发动机的反应堆。由于推进剂被分散加热, 并且冷气/热气分开流动, 该反应堆方案的体积换热效率较高, 可以获得较高的推重比(20~40)。

图5所示的反应堆形式, 尽管可以获得较高推重比, 但因为换热是在一段很短的径向距离内完成的, 温度梯度很大, 易导致燃料颗粒因为高热应力而破裂, 影响发动机寿命。为解决此问题, 进一步的改进是采用燃料片堆栈的形式, 如图6是其中的一种设计方式。图6中, 基本燃料单元是环片, 片上的一面开出一排螺旋形槽道作为推进剂通道(换热流道); 数百片燃料片堆叠成圆柱型燃料柱堆置于长六棱柱型慢化器(由慢化剂材料加工而成)内部掏出的圆柱型容腔内, 与慢化器一起构成一根燃料棒; 冷推进剂被注入燃料堆与慢化器容腔内壁间的间隙中, 然后通过燃料片上的换热槽道被加热后进入内流道导入集气腔。与图2类似, 多根燃料棒按适当方式排列构成整个发动机的反应堆。图6所示的反应堆结

构, 只要热设计适当(如精心设计燃料片厚度/片数、其上换热环槽的高度/宽度/条数等)并且材料能够保证, 就能够在保证获得满意寿命预期的同时获得较高的推重比(>15)。



排列有61个正六边形燃料单元的反应堆芯剖面(左)、堆栈有486片带凹槽燃烧环片的单个燃料单元(中)、一片带凹柄燃料环片(右)

图6 核热火箭反应堆换热方案3: 槽环堆栈型

Fig. 6 Thermal exchanging of NTP (scheme 3): stack of grooved-ring

1.4 氧增强燃烧与多模式核能空间动力系统

由于采用氢作为推进剂, 其存储态(液态)的体积密度较低, 因此需要很大体积的容器才能容纳足够的推进剂完成较大规模的空间任务, 同时, 发动机本身也较重, 导致系统总重较大。为此, 近年来的研究重点是采用液氧增强燃烧的核热火箭发动机, 以获得更高的推力/重量比, 如图7。为避免与核反应过程耦合而增加过程复杂性和实现难度, 液氧从超音速段喷入与超音速热氢掺混燃烧。从图7可以看到, 试验样机的氧/氢混合比从0到6, 推力从32.44 kN增加到129.76 kN以上, 而比冲从910 s下降到约520 s。

无论是否产生推力, 核热火箭发动机中的核反应堆均可以持续提供充足的热能, 通过热电转换可以将这些热能转换成为电能供空间负载使

样可以将推进剂加热到非常高的温度（数万 K），大幅提高比冲（可达 3000~5000 s）。

第二种为核燃料微颗粒爆炸方案。因为核裂变反应的临界体积与密度成平方反比关系，所以只要通过磁压等手段将核燃料球瞬间压缩成致密微颗粒就可引发核爆炸，以产物碎片为推进剂通过磁喷管加速就可获得推力。模拟计算和原理实验表明该形式推进器的比冲达 10000 s 左右。

第三种为基于磁约束等离子体微尘核裂变反应方案。将核燃料制成直径数纳米量级的微尘形式，让足量燃料微尘的表面带电后约束于强磁场中并引发核裂变反应。裂变产物以等离子体形式存在，其中的大部分继续被磁场约束，而部分动能足够高的产物离子可以挣脱磁场的约束并在中和后直接喷出而形成推力，或者用于发电。此方案能够获得的比冲接近核裂变反

应的理论值(10⁶ s)，并且因为发电原理是动能带电粒子与电磁场的直接能量交换而非卡诺热机型热电转换，所以可获得近 90%的核能－电能转换效率。这是目前为止最为先进的核热推进方案，近十年来进行了大量的理论分析和原理实验研究，并取得了显著进展。

2 基于现有技术的空间任务分析

在核热推进技术取得实质性进展后，为了验证其实际空间应用效能，NASA 下属各总体单位根据已经实现的技术条件，开展了大量的空间任务分析。表 1 依据有关文献归纳了部分分析结果。表 1 可见，现有核热推进技术可以应用于地－月系统、行星及其卫星、小行星的有人 / 无人探测等领域。

表 1 一些基于化学推进 / 核热推进的空间任务总体分析结果

Tab. 1 Results of space mission analysis based on chemical propulsion system and NTP								
任务方向	文献号	任务特征		推进系统性能				
		任务类型及描述	有效载荷质量	推进类型	发动机比冲	发动机推力或电功率	发动机效率	系统质量
地月系统	IAA-98-IAA-13.1.01	地球低轨道到月球低轨道间的货物/成员转运	44 T	液氢/液氧增强双模式 固体芯核热推进	940 s (MR=0) ~647 s(MR=3)	2×68 kN	92%	38.5 T
			36 T	LOX/LH ₂ 化学推进	465 s	5×60 kN	98%	15.3 T
	www.sciencedirect.com	空间转运任务,500 km 地球轨道到 1500 km 火星轨道	100 T	液氢固体芯核热推进	825 s	3×68 kN	88 %	11 T
行星及其卫星、小行星探测	AIAA 2002-3652	冥王星飞越:由地球轨道发射能够飞越冥王星的探测器	200 kg	推进/发电双模式固体芯核热推进	1000 s	14 kN 推力+ 1 kW 电功率	92 %	300 kg
		欧罗巴登陆并采样返回	200 kg	推进/发电双模式固体芯核热推进	1000 s	14 kN 推力+ 1 kW 电功率	92 %	300 kg
	AIAA 98-3883	由地球轨道到火星轨道的空间转运,用于载人火星探测的货物运输	65.1 T	发电-纯氢核热推进-液氧增强核热推进三模式核能动力系统	955 s (MR=0) ~573 s(MR=5)	3×68 kN	93 %	29.3 T
		由地球轨道到火星轨道的快速空间转运,用于载人火星探测的成员搭载	30.3 T	发电-纯氢核热推进-液氧增强核热推进三模式核能动力系统	940 s (MR=0) ~573 s(MR=5)	3×68 kN	92 %	37.5 T
	AIAA 2008-5034	载人小行星探测:低地轨道到小行星 NEA 1991 JW,完成探测任务后返回地球	42 T	液氢/发电双模式核热推进	940 s	3×68 kN	92 %	78 T

续表 1							
任务方向	文献号	轨道特性		任务分析结果			
		速度增量要求	轨道方式	初始停泊质量要求	任务周期	计算用发射窗口	发射工具
地月系统	IAA-98-	4.2 km/s	快速注入/快速脱离转运轨道	132 T	共 85 h, 其中 47.5 min 发动机入轨工作时间, 84 h 在轨道滑行时间, 14 min 发动机脱轨道工作时间	*	2×Shuttle-C
	IAA-13.1.01	4.2 km/s		132 T		*	2×Shuttle-C
行星及其卫星、小行星探测	www.sciencedirect.com	6.1 km/s	快速注入/快速脱离高能滑行轨道	393 T	共 0.6 年, 轨道注入与轨道脱离时间仅数小时	*	*
	AIAA-2002-3652	11.82 km/s	快速注入高能滑行轨道, 无行星借力	1800 kg	7 年, 轨道注入时间仅数小时	*	LMLV-3
		13.53 km/s	快速注入/快速脱离高能滑行轨道, 无行星借力	4610 kg	5 年, 2 年往程、3 年回程, 轨道注入与脱离时间仅数小时	*	Atlas-IIAS
	AIAA-98-3883	4.505 km/s	快速注入/快速脱离滑行轨道, 无行星借力, 空气制动与推进结合的目标轨道俘获方式	150.0 T	307 天往程, 轨道注入与脱离共用时间为数小时	2011/9	2×Magnum
		6.465 km/s	快速注入/快速脱离高能滑行轨道, 无行星借力, 空气阻力结合推进制动的目标轨道俘获	137.7 T	180 天往程, 180 天回程, 525 天火星表面活动考察, 轨道注入与脱离共用时间为数小时	2014/2	2×Magnum
	AIAA-2008-5034	7.19 km/s	快速注入滑行轨道, 到达后伴随飞行, 而后快速脱离进入返程滑行轨道	262 T	共 362 天: 112 天往程, 30 天停留, 220 天回程	2027/5	*

从表 1 可以获得一些基本规律。一般而言, 核热推进适合于需要快速转运的、有效载荷较大的航天任务, 一般工作数小时将航天器快速推入轨道后靠滑行接近目标天体, 而后再工作数小时脱离滑行轨道被目标天体俘获。此类轨道方式所需要的速度增量较少, 时间也较少, 但需要大推力/高比冲的发动机, 而且比冲越高, 相同速度增量、相同初始轨道停泊质量要求情况下能够运送的有效载荷越多, 或者相同速度增量、相同有效载荷要求下所要求的初始停泊质量越少。因此, 相比于化学火箭发动机和其他推进系统, 核热火箭发动机对于此类任务具有明显优势。计算表明, 对于地月轨道转运任务, 相同初始停泊质量要求情况下, 固相核热推进比氢/氧化学推进所能运载的有效载荷质量高 20%~30%, 对于地

球-火星轨道转运任务, 相同的有效载荷, 化学推进需要的初始停泊质量比固相核热推进所需的高 2~3 倍。而且在接近目标天体时可以实现完全自主减速制动, 而无需采用比较危险的空气制动方式。

图 9 给出了基于图 8 的多模式核能空间动力系统的载人火星探测基本行程图(任务总体分析结果见表 1 相关栏), 包括以下主要步骤。

1) 地球轨道组装转运飞船。图 9 中, 首先由两艘 Magnum 火箭将骨架、推进系统及推进剂(液氢/液氧)等组件送入地球轨道; 然后由航天飞机将生活舱、返回舱及宇航员送入轨道并完成所有部分的在轨组装。

2) 核热推进入轨前往火星。核热火箭发动机以液氧增强模式工作, 提供强劲动力在数小时

内将转运飞船推入地球-火星转运轨道。入轨期间用掉所有液氧,并在完成入轨后抛掉氧储箱。

3) 转运飞船自转提供人工重力(往程及回程)。

4) 核热推进脱轨。核热火箭发动机以纯氢模式工作数小时,推动转运飞船脱离转运轨道并被火星俘获进入环绕火星的轨道。

5) 火星表面探测。成员进入带有生活舱的登陆飞船降落到火星表面进行考察,飞船母船留轨运行。

6) 成员返回母船。成员乘坐上升飞船离开火星表面,进入母船轨道并完成对接后返回。

7) 核热推进入轨返回地球。在抛弃应急消耗品于火星轨道后,核热火箭发动机以纯氢模式工作数小时将转运飞船推入火星-地球转运轨道。

8) 成员返回地球。在接近地球后,成员进入返回舱回到地球,而转运飞船将被抛弃飞越并最终脱离地球,核反应产物产生的核污染不会影响地球环境。

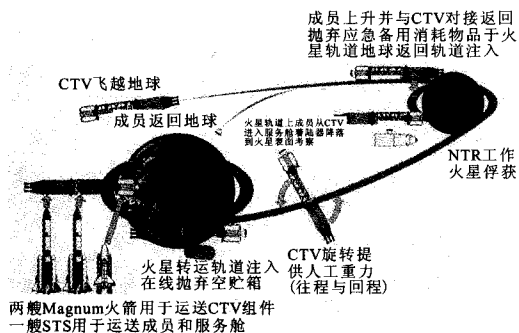


图9 多模式核热火箭发动机载人火星探测
基本行程示意图

Fig. 9 Diagram of basic travel plan of bimodal nuclear thermal
rocket crew transfer vehicle (CTV) on trip to Mars

3 发展历程及当前态势

美国和前苏联几乎同时在上世纪五十年代中期启动核热火箭发动机研制发展计划。数十年来,虽经历多次起伏,但仍然取得了巨大成就,为空间应用奠定了坚实的基础。

美国于1955年启动了ROVER计划,以大型洲际弹道导弹为应用背景,研制大型核热火箭发动机。ROVER计划期间(1955年~1960年),建立了大型的核火箭实验基地,成功开发了石墨蜂巢多孔棱柱型(图2)固相核火箭发动机,共进行了14个不同系列反应堆部件和发动机组件的热试车,核热功率量级从500~5000 MW(大致相应于推力100~1000 kN),取得了丰富的数据,为发动机整机研制奠定了基础。

到上世纪六十年代初,化学火箭发动机技术已经趋于完善,而且核弹头的体积重量已经可以做得很小,用化学火箭发动机完全可以胜任发射洲际弹道导弹的目的,使ROVER计划因为无任务需求而停止。随后美国开展了载人月球探测工程,核热火箭在空间找到了新的应用领域,于是美国又启动了用于空间推进的核热火箭发动机研制计划NERVR。NERVR计划利用ROVER的成果进一步研制一套推力35 T、比冲不低于825 s、持续工作时间超过1 h的飞行样机。整个NERVR计划期间(1962年~1972年),共进行了6次发动机或整个推进系统的热试车,考核其各种工作性能,最长持续工作时间达到了90 min,最高试验比冲875 s。通过这些试验,发动机及其系统的设计不断得到完善,尤其是不断完善了核燃料的设计,耐温、耐腐蚀能力得到不断提高,推重比也得到了提高,完全具备了开展样机飞行实验的技术基础。

NERVR计划尽管取得了巨大的成功,但最终还是在1972年停止。其原因一方面在于探月工程最终采用了化学推进形式,而在完成探月工程后,NASA将发展重点调整为行星际无人探测器,采用化学推进也已胜任,使核热火箭再次失去了需求牵引;另一方面也有政治和财政原因。

到了上世纪八十至九十年代初,美国相继启动了星球大战计划和空间探索计划,载人火星探测被提上日程。这期间,固相核热火箭推进技术被重新评估并得到了进一步发展,提出了以颗粒床反应堆(图5)为代表的一系列新型改进方案并完成了多次燃料部件试验,使发动机比冲性能得到进一步提高(>925 s),同时增加了推重比

(>20)。该发动机同时还可以用于发电,使核热火箭发动机更适用于空间应用。在此期间尽管没有如 ROVER/NERVR 计划期间开展大型地面试验,但发动机工作原理机制得到了更深入全面的把握并在部组件技术上得到了进一步的发展;与此同时,核热推进的应用领域和应用效能也得到了重新评估。结果表明:核热推进最适合应用于需要快速运送大质量有效载荷的载人火星探测等空间探索领域,可以使载人火星探测的初始停泊质量减少到化学推进的 $1/2$ 到 $1/3$ 以上。

上世纪九十年代初至二十一世纪初,由于冷战的结束,空间发展因为没有竞争而失去了强劲推动力,核热火箭发动机的研制也一度陷入停顿。尽管如此,NASA 仍然小规模地支持其研究工作,包括技术革新研究和应用分析,提出了对反应堆和整个推进系统的多项改进措施(图 6 的反应堆方案及图 8 的系统方案便是这期间提出的),同时系统地论述了核热火箭发动机对于月球开发利用和深空探索领域的应用方案(表 1 为其中的部分应用分析结果)。

进入二十一世纪,美国再次确立了空间政策,提出了以重返月球和深空探索为重点的“空间发展倡议”。在该倡议牵引下,核热火箭发动机技术得到了比较系统的推动,NASA 下属多家研究所和多家大型企业均参与了研究、设计和部件试验,并重新制定了系统的研制计划,包括重新评估大型地面试验的方案和周期。这期间,图 8 所示的多模式核能动力系统得到了系统的评估,对其中的多项关键技术开展了原理样机验证试验并取得了突破进展。此外,还积极开展新型核热推进方案的探索研究和原理实验,尤其是微核燃料颗粒爆炸方案及基于磁约束等离子体微尘核裂变反应方案(1.5 节),并取得了显著进展。

前苏联对于核热火箭推进的研制历程比较平稳,没有如美国那样的反复情况,持续时间也较长。从 1953 年开始的近三十年时间里,前苏联的多家研究院、设计局、实验室均参与了研究、设计和试验;建立了大型核发动机试验基地,研制了多台不同推力/不同结构方案的核热火箭发动机并开展了大量的试验,取得了重大成果。一

些主要的核热火箭发动机有:№456 设计局研制的固相核火箭发动机 ПД-401,推进剂为氨、中子减速剂为水、推力 1646 kN;ПД-402,推进剂为氨、中子减速剂为铍、推力 1680 kN、比冲 428 s;ПД-404,推进剂为氢、减速剂为氯化铈、反射层为铍、推力 2000 kN、比冲 950 s;ПД-405,推力 400~500 kN(其余同 ПД-404);化学自动化设计局研制的代号为 ПД-0410(11 Б 91)核火箭发动机,推力 35.2 kN,比冲 910 s;此外,№456 设计局还开展了基于气相反应堆的核火箭发动机(代号 ПД-600)的试验研究,比冲可达 2000 s 上下,只是产生的理论和工艺问题太多,尚需继续深入进行。上世纪六十年代初,第一设计局最早提出载人绕月考察方案,曾准备采用核火箭发动机,包括单级弹道火箭 ЯР-1 和两级混合型火箭 ЯХР-II,提出的核火箭发动机推力为 1400 kN。这些大规模的研究/研制/试验工作一直持续到 1980 年前后,受美国影响也停了下来。随后前苏联的政局开始动荡、财政窘迫,再无力也无暇重启核热发动机的研究/研制工作了。

综观核热推进的整个发展历史,作为目前人类唯一能够掌握的下一代更为强大的空间动力系统,其巨大的空间应用潜力是驱动其不断向前发展的根本动力。当然,因为所涉及的理论和技术问题相当广泛,需要的投入巨大,所以其发展不会是一帆风顺的,还受到各国的航天发展政策、国际国内环境、财政情况等制约和影响。尽管如此,经过半个多世纪来的不懈努力,核热推进技术得到了巨大的发展,获得了多种实现途径,其中的固相核热推进途径已经具备了开展空间飞行验证试验和空间应用的技术基础。可以预见,核热推进技术必将一如既往地得到发展并在不久的将来实现空间应用,这是必然趋势;首先得到完善和空间应用的是目前已经发展得比较成熟的固相核热推进技术;其他形式更为先进的核热推进方式,也有望在近期内获得理论和技术突破,并且一旦突破,因其对航天事业发展的巨大意义必将迅速引领空间推进技术领域的再一次跨越。

4 对我国发展核热推进技术的几点考虑

1) 必要性。核热推进代表了未来空间推进技术领域的制高点,是必然发展方向,它的发展必将引领空间探索领域的质的跨越。因此,我国应在综合考虑各方因素基础上,结合航天发展战略,尽早制定自己的发展规划。

2) 基础与能力。与美/俄半个多世纪的发展基础相比,我国在核热推进领域的发展基础几乎是零,这与这期间我国的国力及航天发展政策是相对应的。然而,现今我国的综合国力已经得到了巨大发展,并且在理论物理、核应用技术、材料、火箭推进技术等相关领域具有雄厚的基础,完全有能力开展核热推进技术的研究/研制工作。

3) 发展步骤。固相核热推进技术是以人类现有能力能够充分掌控并已经实现的核热推进方式,技术状态比较成熟,有望在近期(15~20年)内实现空间应用,而且也具有广泛的应用领域。所以应首先考虑发展固相核热推进技术,作为近期发展重点,集中力量在短时间内实现技术突破。与此同时,应投入适当力量开展对更为先进核热推进技术的跟踪研究和自主研究。从当前发展现状分析,这些先进技术极有可能在近期内取得实质突破,而一旦突破,对航天事业的意义是非凡的,所以需要引起足够的重视。

4) 发展策略。美/俄已经有了半个多世纪的发展基础,积累了丰富的技术经验,充分借鉴这些经验可以加快我国的研究/研制步伐。但是,完全照抄照搬也是不足取的,国外技术并非完美无缺,也并不一定适应我国的具体条件,我们需要找到具有自己特点的技术途径。为此,就需要我们不仅仅要了解别人怎么做,还要知道为什么这样做,其根本原理是什么,从这些原理出发还有没有更好的实现途径,一旦找到了这些途径还需要进行严格的理论分析论证和技术实现可行性论证——这就是自主创新,这对于真正提升我国在相关领域的技术水平至关重要。

5) 组织方式。核热推进技术涉及的理论和

技术问题相当广泛,需要不同领域的多家单位的大力协同才能完成。对于固相核热推进技术,因为理论相对比较成熟,发展重点和瓶颈在技术上,所以需要由技术单位牵头开展工作;对于其他更为先进的核热推进技术,由核物理理论单位牵头开展工作是合适的,因为其发展瓶颈在于理论突破。

5 结束语

核能是人类目前能够掌握的最为强大的能源,而核热推进是对核能利用最为完全的核推进方式,能够在保证高比冲的同时获得足够强大的推力。固相核热推进是目前已经实现的核热推进技术方案,它的空间应用将帮助人类以更小的代价实现更大规模的空间探索活动;尽管发展历程曲折,但目前为止已经取得了巨大的进展,具备了空间应用的技术条件。其他形式的更为先进的核热推进技术也正在稳步发展当中,有望近期内取得技术突破。核热推进技术是未来空间推进领域的制高点,是必然发展方向,所以我国有必要结合国情,制定长期发展规划;以我国现有国力及在相关领域的理论与技术基础,只要有条不紊、策略合适、组织得当、坚持不懈,必定能够在不长的时间内取得长足进展,使我国的相关技术领域进入世界发展前沿。

参考文献:

- [1] MIKE W. Marshall space flight center and the reactor-in-flight stage: a look back at using nuclear propulsion to power space vehicles in the 1960's, AIAA-2003-4588[R]. USA: AIAA, 2003.
- [2] GUNN S V, EHRESMAN C M. The space propulsion technology base established four decades ago for the thermal nuclear rocket is ready for current application, AIAA 2003-4590[R]. USA: AIAA, 2003.
- [3] CHARLES E W. Cycle trades for nuclear thermal rocket propulsion systems, AIAA 2003-5131 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [4] RUSSELL C, JOSEPH J, ROBERT B F, et al. TRITON: a

- trimodal capable, thrust optimized nuclear propulsion and power system for advanced space missions, AIAA 2004-3863[R]. USA: AIAA, 2004.
- [5] BULMAN M J, NEILL T M, STANLEY K B. LANTR engine system integration, AIAA 2004-3864 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [6] WILLIAM J C, JEFFERY A H. Current status of hot hydrogen test facilities at BWXT to support future nuclear propulsion research and development, AIAA 2004-3867 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [7] WILLIAM J C. Review of nuclear fuel options for NEP and bi-modal concept, AIAA 2004-4230[R]. USA: AIAA, 2004.
- [8] Anon. The role of nuclear power and nuclear propulsion in the peaceful exploration of space[M]. Vienna: International Atomic Energy Agency, 2005.
- [9] POWELL J, GEORGE M, JOHN P. Nuclear propulsion and power systems for near term exploration of the solar system, AIAA 2005-2597[R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] STEVEN D H. Identification of archived design information for small class nuclear rocket, AIAA 2005-3762 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [11] MICHAEL R W. Ground test facility for propulsion and power modes of nuclear engine operation, AIAA 2005-3963[R]. USA: AIAA, 2005.
- [12] RODNEY L C, ROBERT B S. Dusty plasma based fission fragment nuclear reactor, AIAA2005-4460[R]. USA: AIAA, 2005.
- [13] LUKE S C, ROBERT B, RAVI P. Nuclear gas turbine propulsion system for a long endurance titan aerial vehicle AIAA 2005-4561[R]. USA: AIAA, 2005.
- [14] JOYNER R, ANDREA L, JACLYN C. Multidisciplinary analysis of nuclear thermal propulsion design options for human exploration mission, AIAA 2006-4554 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [15] BULMAN M J. Nuclear propulsion for sustainable lunar exploration, AIAA 2006-4555 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [16] WAYNE J B, RICHARD O B, HAROLD P G. A programmatic and engineering approach to the development of a nuclear thermal rocket for space exploration, AIAA 2006-5082 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [17] DENNIS L Y, ROGER X L. A tricarbide foam fuel matrix for nuclear thermal propulsion, AIAA 2006-5086 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [18] KARL W N, STEVEN P S. Engine system model development for nuclear thermal propulsion, AIAA 2006-5087 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [19] WILLIAM J E, DANIEL R K. Design considerations for the nuclear thermal rocket element environmental simulator (NTREES), AIAA 2006-5270 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [20] KOROTEEV A S, SON E E. Development nuclear gas core reactor in Russia, AIAA 2007-35 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [21] JOSHUA A C. Integrate propulsion and power modeling for bimodal nuclear thermal rockets, AIAA 2007-5623 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [22] MISHAAL N A, JULIEN M A, DANIEL R K, et al. Analysis of a grooved-ring reactor concept for nuclear thermal rocket propulsion, AIAA 2007-5624 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [23] RON J L, JOHN P F. Long duration hot hydrogen exposure of nuclear thermal rocket materials, AIAA 2007-5625 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [24] RON J L, JOHN P F. Design of resistively heated thermal hydraulic simulator for nuclear rocket reactor cores, AIAA 2007-5626 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [25] BRUCE G S, STANLEY K B. Small nuclear rocket engine and stage benchmark model, AIAA 2008-4949 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [26] STANLEY K B, DAVID R M, THOMAX W P. Nuclear thermal propulsion for human exploration and potential threat mitigation of near earth object, AIAA 2008-5034 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [27] MISHAAL N A, etc. Analysis of a grooved-ring reactor concept for nuclear thermal rocket propulsion, AIAA 2008-5035 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [28] ROGER D L. Powering space exploration: U.S. space nuclear power, public perceptions, and outer planetary probes, AIAA 2008-5638 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [29] BULMAN M J. Aerojet nuclear propulsion: enabling future mission, AIAA-2009-5236 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [30] SCHNITZLER B, BOROWSKI S. An overview of nuclear thermal propulsion graphite, composite, and CERMET designs for thrust sizes 10,000 to 250,000- pounds, AIAA-2009-5237 [R]. USA: AIAA, 2009.

(编辑: 马 杰)