

# 核火箭原理、发展及应用

何伟锋, 向红军, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

**摘 要:** 人类在不懈地对浩瀚的宇宙进行着探索, 而强劲的推力是人类探索宇宙的关键。化学火箭在人类宇宙探索活动中书写了一页又一页的华丽篇章, 现今在人类新的探索使命下, 出现了激光、太阳能、微波、核热能等新的推进技术。在这些技术中, 核火箭推进无疑是人类继续探索太空最有希望的技术之一。对核火箭的原理、发展状况以及应用前景进行了介绍。

**关键词:** 核热能; 火箭发动机; 高温气冷堆

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2005)02-0037-07

## The fundamentals, developments and applications of nuclear rocket propulsion

He Weifeng, Xiang Hongjun, Cai Guobiao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** The vast space is explored continuously by human being, and the strong thrust is of great importance. The chemical rocket has been used during the former exploration events. Today, some new propulsion technologies, such as laser, solar energy, microwave and nuclear thermal propulsion are presented. In these technologies, one of the most promising technologies for the future exploration to deep space may be Nuclear Thermal Rocket Propulsion. The fundamentals, developments and applications of Nuclear Thermal Rocket Propulsion will be discussed here.

**Key words:** nuclear thermal energy; rocket engine; high temperature gas-cooled reactor

### 1 引言

迄今为止, 人类在探索宇宙的过程中已取得了巨大的成绩, 但要用传统的化学火箭进一步探

索宇宙, 却由于化学火箭自身的限制而渐显乏力。

火箭飞行速度增量  $\Delta V$  可由著名的齐奥尔科斯基公式计算:

$$\Delta V = I_{sp} \ln m = I_{sp} \ln(M_i/M_f)$$

收稿日期: 2005-01-11; 修回日期: 2005-02-06。

作者简介: 何伟锋 (1978—), 男, 硕士研究生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

式中  $I_{sp}$  为比冲, s;  $m = M_i/M_f$  为火箭质量数;  $M_f$  为最终质量;  $M_i$  为初始质量。

当前比冲最高的化学火箭发动机是液氢液氧火箭发动机, 其最高比冲约为 450s, 在目前的技术条件下三级火箭所能达到的最高质量数约为 10, 且基本上已达极限, 因此化学火箭的最高速度增量约为 10km/s。采用氢气作为工质的核热火箭比冲可达 1000s 以上, 其速度增量大于 22km/s, 超过了第三宇宙速度(16.7km/s), 可广泛用于将来的空间任务, 包括太阳系内的空间任务和星际间的空间任务。

## 2 核火箭原理

核火箭有核裂变火箭和核聚变火箭两大类。利用核聚变反应产生的能量作能源的火箭, 叫核聚变火箭。由于受控核聚变反应还在研究中, 在过去的五十多年以及未来的二、三十年内人类唯一能利用的核火箭是由核裂变反应提供能量的核裂变火箭。

核裂变火箭又可分为核热火箭、核电火箭、混合核热/核电火箭、核裂变碎片火箭、核脉冲火箭、核冲压火箭等。

### 2.1 核热火箭

核热火箭是利用核裂变的热能将工质加热到很高的温度, 然后通过收缩扩张喷管加速到超音流而产生推力的火箭发动机系统。其工作原理与液体火箭发动机相似, 所不同的是核热火箭用核反应堆取代了液体火箭中的化学燃烧。图 1 为核热火箭的原理示意图。

如图中所示, 工质氢流经反应堆后被加热, 再经收缩扩张喷管高速喷出。反应堆的控制棒用来对反应堆内中子流进行控制, 当控制棒插入时, 中子流减少; 当控制棒抽出时, 中子流增加。而自持链式裂变反应的实现取决于裂变产生的中子数与非裂变吸收及泄漏所消失的中子数之间的平衡。通常用有效增值系数  $K_{eff}$  (反应堆内某一代中子数与上一代中子数的比值) 来反映。当  $K_{eff}=1$  时, 称为临界状态, 即反应堆处于不同功率下稳定运行的工况; 当  $K_{eff}>1$  时, 称为超临界状态, 相当于启动或升功率的过程; 当  $K_{eff}<1$  时, 称为

次临界状态, 相当于停堆或降功率的过程。

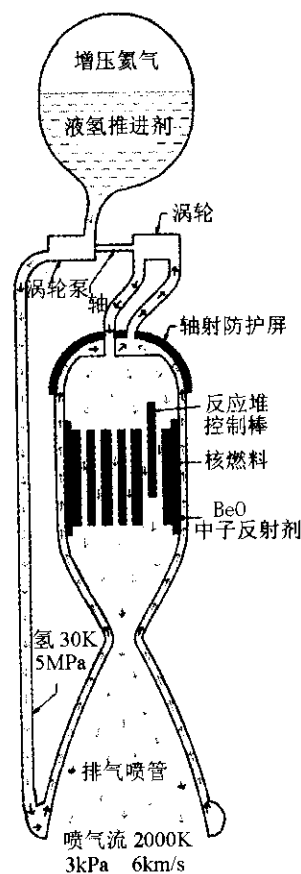


图 1 核热火箭结构示意图

Fig.1 Nuclear thermal rocket configuration

核热火箭具有推力大、比冲高、可多次启动等优点。一般由反应堆、贮箱及涡轮泵系统、管路与冷却系统以及喷管组件构成, 反应堆的结构形式为高温气冷堆, 包括燃料组件、支撑结构、慢化剂、控制棒或控制鼓、反射剂以及压力舱。

核热火箭通常采用氢气作为工质兼冷却剂。氢气具有优良的导热性能, 在高温低压状态下容易离解为原子氢, 并吸收大量的热量, 其导热性能可与金属材料相媲美, 是最好的冷却介质之一, 同时由于其分子量小而成为最优良的工质。

核热火箭又可分为固体堆芯、液体堆芯、气体堆芯以及液氧增强型核热火箭。固体堆芯核热火箭是指其反应堆为固体可裂变物质; 液体堆芯核热火箭是指其反应堆为液体可裂变物质; 气体核热火箭是指其反应堆为气体可裂变物质。

液氧增强核热火箭 (LANTR) 以独特的方式将常规液氢冷却核热火箭的高性能进行了进一步

拓展。LANTR 使用喷管的大扩张段作为加力燃烧室,在这里喷入氧气,与来自发动机喉部被核反应堆加热的氢进行超音速燃烧。在保持反应堆功率基本不变的情况下,通过调整氢氧混合比率,LANTR 可以达到较大范围的推力和等效比冲值。LANTR 的推力增强特性意味着使用更小型、更经济、更容易测试的 NTR 发动机可以获得“大发动机”的性能。

## 2.2 核电火箭

核电火箭是将核反应堆裂变能首先转换为电能,为电火箭供电,然后由电火箭产生推力的推进系统。目前美国和俄罗斯也在开发推进与发电两用的空间核反应堆动力系统。

## 2.3 混合核热/核电火箭

这种火箭首先利用核热火箭的高推重比使火箭脱离星球引力,同时也可减少火箭的飞行时间。然后转为核电推进,再利用核电火箭的低推重比、高比冲在行星间飞行。该系统的电动力可以通过核热转换,同位素转换或机械方式(涡轮发电)等将反应堆的裂变能转换成电能。

## 2.4 核裂变碎片火箭

核裂变碎片火箭是在核裂变过程中,产生的能量碎片从核反应堆高速逃逸,从而产生推力。当原子裂变时,所产生的“分裂碎片”速率达到光速的 3%,即约每秒 9 万公里。美国劳伦斯 利弗莫尔国家实验室的乔治 哈普林等人设计了一种概念型的“分裂碎片”反应堆,可以控制这些高速粒子。该反应堆类似于围绕一圆柱形塔旋转的一叠“唱片”,每张“唱片”主要由石墨构成,石墨上覆盖着钚或钚等放射性燃料。当这些燃料旋转进入圆柱形塔时,与塔中的放射性物质产生可控链式裂变反应。而施加于反应堆上的强大磁场将“分裂碎片”束缚在一起向一个方向喷射,使火箭的速率能提高到约每秒 1.8 万公里,也就是光速的 6%。

## 2.5 核脉冲火箭

是指利用核弹爆炸来产生推力。核脉冲火箭将携带大量的低当量原子弹,一颗颗地抛在身后,然后引爆,火箭后面安装一个推进盘,吸收爆炸的冲击波推动火箭前进。

## 2.6 核冲压火箭

为核热火箭设计合适的进气道和排气道,利

用环境大气作工质以取代通过管路从贮箱供给的推进剂,那么核热火箭就成了核冲压火箭。

# 3 核热火箭研究状况

## 3.1 NERVA 和 Rover 计划

早在 1946 年,美国空军和 NASA 就开始了对核热推进技术的研究。美国政府在 1955 年以来的近五十年间实施了多个发展核火箭的计划,其中最著名的便是 Rover 计划和 NERVA 计划,在 1955 年到 1968 年间投资了 15 亿美元。试验在内华达州核试验场的核火箭开发中心进行,建造并试验了超过 20 种核火箭反应堆,主要采用铀-235 燃料、氢气推进剂、石墨慢化剂和铍反射剂。在 Rover/NERVA 计划中,固体堆芯核火箭取得了下列成就,如表 1 所示。

表 1 在 Rover/NERVA 计划中固体堆芯核火箭所达到的性能参数

Tab.1 The parameters of solid core nuclear rockets in Rover/NERVA

名 称	参 数
热功率/MW	4500
排气温度/K	3311
推力/kN	1064
比冲/s	850
工作时间/min	90
推重比	3~4

气体堆芯核火箭也是 Rover 计划中的一部分,它是用气体核燃料代替 NERVA 中的固体石墨堆芯。气体核燃料能使温度达到数万度,比冲达 3000~5000s,在数月内可一举完成载人火星探索任务。但鉴于技术上的难度,气体堆芯核火箭有待于进一步发展。

## 3.2 前苏联研究状况

前苏联(FSU)从上个世纪六十年代早期开始研究核火箭。在核热火箭最关键的技术——高温气冷堆方面取得了很大成就,1986 年研制出了第一台高温气冷堆模型,只是由于上世纪 90 年代初前苏联的解体而终止了研究。在核火箭的研究过程中,前苏联建立了从单个燃料单元到复合燃料组件的相当广泛的测试设备。

作为前苏联继承者的独联体继续开展了一些核热火箭的研究工作,建立了反应堆采用非均质设计、减速剂使用氢化锆、燃料用三元碳化物的核热火箭方案,其设计比同期美国的几个方案无论在性能上还是在寿命上皆有优势。

### 3.3 MITEE 发动机

为了克服 NERVA 和 FSU 核火箭重量大、推重比低的缺点,二十世纪 80 年代中期美国国防部开始了一项新的计划——SNTP(Space Nuclear Thermal Propulsion, 空间核热推进),以研究紧凑、重量轻的核热火箭发动机。该计划研究的对象是 PBR(Particle Bed Reactor 粒子床反应堆)。

MITEE (Minature Reactor Engine) 是在 PBR

基础上产生的一种更紧凑、超轻的核发动机。与 PBR 只有一个大压力舱不同, MITEE 堆芯是一组六边形压力管。每一个管内的外部是中子慢化剂,内部是圆柱形的燃料单元。燃料单元则是由一些带孔的金属板卷成筒状而成,中间为空心。慢化剂是氢化锂,用来降低核裂变时在燃料中产生的中子速度。冷却剂——液氢从慢化剂与燃料卷筒之间的缝隙进入燃料卷筒,受热之后流向中间的空心,尔后温度高约 3000K 的过热气体会以很快的速度沿着卷筒中心的通道流动,最后穿过末端的小喷管。发动机的推力便由高温气体经由一组这样的小喷管最终汇聚而成。图 2 显示了 MITEE 反应堆的结构。

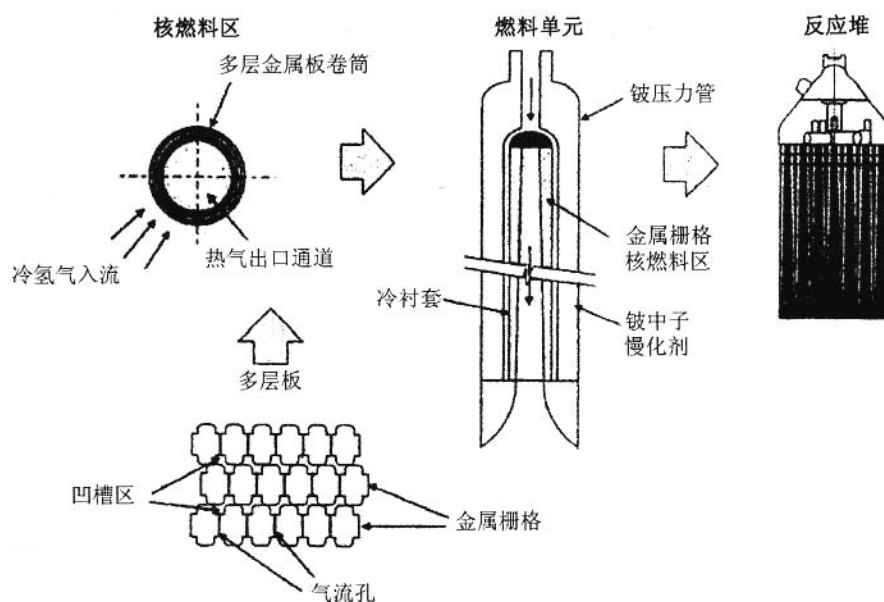


图 2 MITEE 反应堆结构

Fig.2 The MITEE reactor assembly

MITEE 核热火箭的性能及设计参数如表 2 所示。

### 3.4 SLHC 发动机

方格蜂巢(SLHC)空间核火箭发动机结合了 NERVA 及其派生类核反应堆最好的特性,通过采用新的燃料并简化反应堆的设计,减少了发动机的总重量。由于 SLHC 反应堆芯的高燃料温度和紧凑性,使得它在比冲和推重比上较之 NERVA 及其派生类核火箭系统有了很大的提高。

表 2 MITEE 核热火箭发动机性能及设计参数

Tab.2 The performances and parameters of MITEE nuclear thermal rocket engine

名 称	参 数
热功率/MW	75
排气温度/K	3000
推力/N	14000
比冲/s	1000
燃料区功率密度/(MW/L)	10
发动机总质量/kg	200

SLHC 反应堆的燃料核心由  $\text{UZrNbC}$  构成, 这是一种铀(U)、锆(Zr)、铌(Nb)三元碳化物的固溶体, 其中铀的富集度为 93%。燃料由开有凹槽的 1 到 2 毫米厚的  $\text{UZrNbC}$  薄片组成, 如图 3 所示。凹槽燃料薄片按一定结构相互叠加形成方格蜂巢状的燃料部件, 氢推进剂流过占总的燃料截面 30% 的方格形通道。

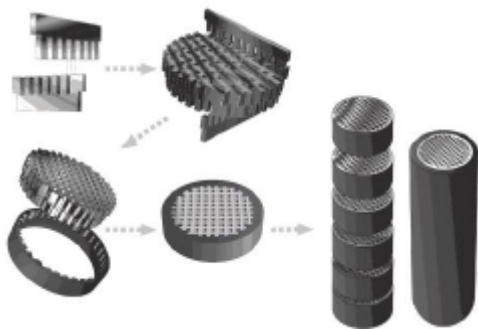


图 3 方格蜂巢燃料结构部件

Fig.3 Square-lattice honeycomb fuel sub-assembly

SLHC 核火箭发动机的推力为  $50\text{kN}\sim 250\text{kN}$ , 比冲为  $930\sim 970\text{ s}$ , 推重比为  $5\sim 10$ 。

### 3.5 国内研究状况

早在 1949 年钱学森就提出了发展核火箭的设想。之后, 我国在核火箭方面做了一些初步的研究, 并于 1958 年在原北京航空学院设立了核火箭

发动机系, 到 1962 年终止。今天随着空间探索的需要以及国际火箭推进发展的趋势, 我国有必要重新对核火箭进行进一步的研究。2000 年 12 月 21 日由清华大学实施的国内第一座高温气冷堆 (简称 HTR-10 堆) 建成。表明我国已经掌握了高温气冷堆的设计、加工、建造的高技术。这将为我国发展核火箭提供有力支持。

## 4 核火箭应用前景

核热火箭能够提供广泛的空间任务支持, 包括一些至关重要的独特的空间新任务, 如对太阳系及其边远区域的详细探测, 这些任务是不可能用化学推进或单纯的核电推进 (NEP, Nuclear Electric Propulsion) 完成的。化学推进无法提供足够的速度增量 ( $\Delta V$ ) 来完成外太阳系以及更外层空间的非常有吸引力的探测任务。尽管化学推进有可能实现快速飞越任务, 但结果却非常有限, 因为它需要很长的飞行时间, 成本高昂而且发射时机受很多因素制约。而核电推进虽然用途广泛, 但却不能够对遥远的卫星或行星进行登陆并探测其表面与内部, 也无法利用当地的资源, 此外还存在航行时间长、低轨道初始质量高等问题。

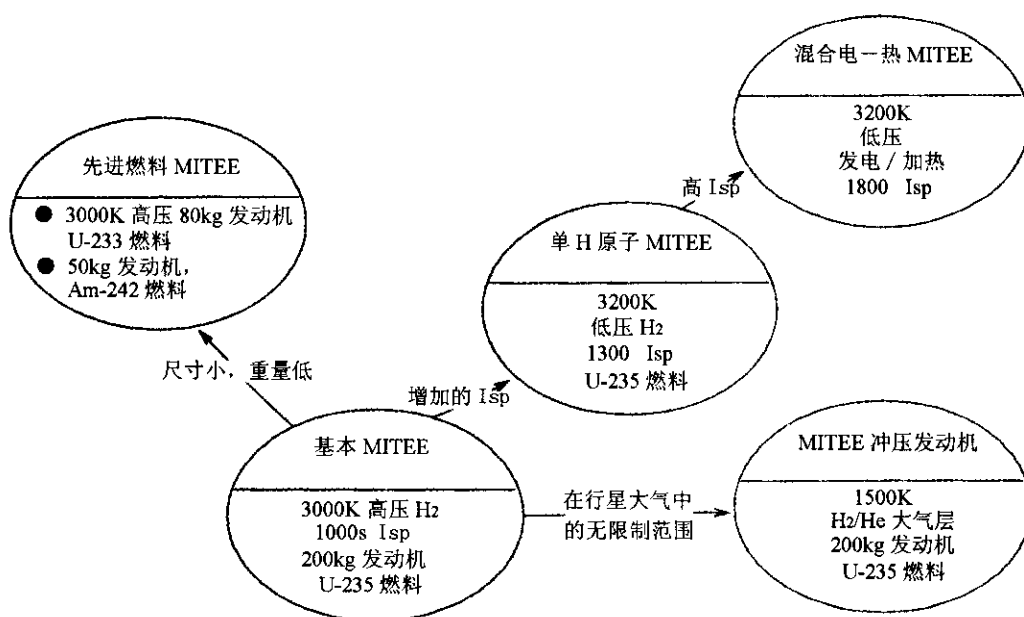


图 4 MITEE 系列发动机图谱

Fig.4 The MITEE family of nuclear propulsion engines

以核热火箭为动力的飞船能够对包括冥王星在内的外太阳系所有星球进行登陆以及详细探测。作为核火箭一个主要发展趋势的 MITEE 型核热火箭,用  $U_{235}$  作为燃料的基本型 MITEE 核发动机的比冲为 1000s; 用  $U_{233}$  和  $Am_{242}$  作为燃料的 MITEE 型核发动机的比冲可达 1300s; 混合电-热 MITEE 型核发动机的比冲高达 1600s。

由 MITEE 型核发动机可以派生出一系列核发动机,用以完成多种空间探索任务。如图 4 所示。

对于 MITEE 型核热火箭发动机,其应用前景如表 3 所示。

表 3 MITEE 型核热火箭可完成的探测任务

Tab.3 Space exploration and development mission enabled by MITEE

任务 1	进入冥王星轨道/登陆冥王星
任务 2	从木卫二采样返回并探测海洋下表面
任务 3	在木星大气层的无限制冲压发动机飞行探测
任务 4	采用当地推进剂建立和维持永久性火星基地
任务 5	从天王星运回 He-3 供给地球上的聚变核电站
任务 6	推动超高速飞船以每年 30 个天文单位(AU)的速度飞向太阳系的外边缘

由此,通过使用 MITEE 型核热火箭可以对冥王星和其卫星进行快速飞越、绕轨道飞行和登陆;通过利用被探测星球的当地资源,飞船能够对被探测的卫星或行星上相距很远的不同地点进行采样并将样本返回地球;通过使用溶化探测器,飞船能够对木卫二上的厚达数公里的冰层内部以及海洋下表面进行探测;如果将核热火箭发动机作为核能冲压发动机工作,则飞船能够在木星、土星、天王星、海王星以及土卫六等星球的大气层内几乎无限制的飞行;核能冲压发动机还能够天王星的大气内采集氦-3,作为未来地球上的氦氦-3(DHe3)聚变能反应堆的清洁燃料;核热火箭还能够推动超高速飞船以每年 30 个天文单位(AU)的速度飞向太阳系的外边缘。此外,液氧增强核热火箭还将使人类能乘坐通勤飞船在 24 小时内到达月球或从月球返回地球。

为达到核火箭的以上应用必须要解决以下关

键技术:

#### (1) 反应堆技术

核热火箭要求采用高功率密度的氢冷反应堆。与常规核电厂反应堆不同的是核推进反应堆为使结构尺寸和重量最小化,通常使用富集度高达 90%以上的铀-235;为了得到更高的比冲,核推进反应堆一般工作在 3000K 左右,对堆芯的燃料元件提出了很高的要求,不仅要能长时间耐受高温,而且要能与冷却剂氢兼容。一般选用弥散在难熔金属(如钨)基体内的 U-235 氧化物或碳化物陶瓷材料,还有当前最有发展前途的铀(U)、锆(Zr)、铌(Nb)三元碳化物( $UZrNbC$ )固溶体燃料。

慢化剂也要求选用慢化能力高的轻质材料,如  $Li^7H$ 、Be、氧化锆、氢化锆;反射剂也选用轻质材料如氧化锆、氢化锆和铍。

在反应堆的结构形式上一般采用模块化策略,由多个小的燃料单元阵列装配成最终的反应堆,以便于进行测试和试验研究。

为了满足热工水力要求,通常采用换热能力高的多孔结构或薄片状燃料单元。

为了获得反应堆的临界特性、动态功率响应等有必要开展反应堆的数值模拟研究与安全控制研究。

#### (2) 热工流体

冷却剂氢流经反应堆时进出口温差达 3000K,氢在高温下离解成原子氢后具有可与金属媲美的换热能力,为了优化反应堆的热结构,有必要获取氢气在高温下的物性参数;燃料单元内温度梯度大,有必要进行热应力分析,确保燃料单元的结构完整性;由于核热能推进反应堆内氢气通道一般为细长型,存在很大的压力差,对冷却剂的流量控制提出了新的要求;高温高压下可能产生流动不稳定性,对局部的换热形成障碍可能导致反应堆局部温度过高,有必要对反应堆内的流场进行深入研究。

#### (3) 实验设施与技术

各种核反应堆都具有一定的辐射,而采用高浓缩铀的核热能推进反应堆的辐射会更强,对试验人员的防护以及环境保护应予特别关注;此类反应堆为开式循环,从反应堆流出的冷却剂也具有一定的辐射量,应采用特定技术进行隔离、处

理; 高温氢在混入杂质氧时容易发生爆炸, 因此在进行热工水力验证试验时应该保障氢的纯度, 或者采用氦气根据相似准则进行替代试验; 根据国外的经验, 反应堆全功率热试验最好在低地轨道上进行。

## 5 结论

经过国外多年研究认为, 核火箭的原理是可行的, 其关键技术大部分都已有较好的解决措施。2002 年, NASA 宣布其空间项目的核系统倡议, 2003 年该倡议更名为“普罗米修斯”项目, 而且增加了预算。美国计划于 2011 年后发射的木星卫星探测器, 将使用由核反应堆作动力的电离子推进器。这将会是在“普罗米修斯”计划控制下进行的第一个核动力宇宙飞船的飞行展示。可以预见, 核火箭在未来深空探测、载人宇宙飞行和空间运输中将具有广阔的应用前景。

### 参考文献:

- [1] John D Cinnamon. Nuclear thermal rocket propulsion (Design Issues and Concepts)[J]. Aerospace Engineering, 1992, 396, Spring.
- [2] James R Powell, George Maise, John Paniagua, Jon P, John D Metzger, Hui Zhang. Phase I – final report Lightweight, high specific impulse (1000 Sec) Space Propulsion Systems[R]. Plus ultra technologies, Inc. Oct 1999.
- [3] A Y Goldin, et al. Development of nuclear engines in the USSR (presented by J R Wetch) [R]. AIAA Paper 1991-3648.
- [4] A C Marshall, J E Brockman, M S Y Chu, et al. Review of gas-cooled reactor concepts for SDI applications [R]. Sandia National Laboratories, August 1, 1989.
- [5] H Ludewing, J R Powell, M Todosow, G Maise, R Barletta, D G Schweitzer. Design of particle bed reactors for the space nuclear thermal propulsion program[J]. Progress in Nuclear Energy, 1996, Vol 30, No. 1.
- [6] James Powell, John Paniagua, George Maise. MITEE: An ultra lightweight nuclear engine for new and unique planetary science and exploration missions[M]. 1998.
- [7] Samim Anghaie, Travis Knight, Reza Gouw, Eric Furman. Square Lattice Honeycomb tri-carbide fuels for 50 to 250 kN variable thrust NTP Design[M]. Innovative Nuclear Space Power and Propulsion Institute (INSPI). 2001.
- [8] George Maise, James R Powell, John Paniagua. Exploration of jovian atmosphere using nuclear ramjet flyer[M]. 1998.
- [9] Brice N Cassenti. The promise of nuclear pulse propulsion[R]. AIAA-2000-3362.
- [10] Stanley K Borowski, Leonard A Dudzinski. “2001: a space odyssey” Revisited-The feasibility of 24 hour commuter flights to the moon using NTP propulsion[R]. NASA/TM-1998-208830/REV2, 2003.

(编辑: 侯 早)