星际航行推进系统概览

黄河激，潘文霞，吴承康
（中国科学院力学研究所 北京）
北京市海淀区北四环西路 15 号，100190
Email：huang@imech.ac.cn

主题词： 星际航行，推进系统，综述

摘要：本文从行星际航行对推进系统的性能需求入手，回顾了现有的各种星际航行推进方式，并介绍了将来可能应用的星际航行推进新概念。限于篇幅，本文主要介绍有工质推进系统。

1 引言

前苏联在 1957 年 10 月 4 日成功地发射了世界上第一颗人造地球卫星，从此打开了人类历史的一个新纪元——星际航行时代[1]。半个多世纪以来，人类星际航行的探索实践取得了长足进步，新的概念不断涌现，一个个假想变为现实。无人空间探测器、载人航天器的成功发射加深了人类对宇宙起源、生命本质的认知，为人类和平利用太空资源、拓展人类生存与发展空间打下了基础，必将对人类文明的发展进程产生深远影响[2]。

离开地球，飞向太空，推进系统起着举足轻重的作用。从某种意义上讲，正是近代火箭技术的发展使人类几千年来星际航行的梦想成为可能。航天事业的每一次突破都有赖于推进技术的发展，而新的航天活动又将对推进技术提出更高的要求[3]。广义上讲，人造地球轨道卫星、太阳系内的行星际航行（interplanetary flight）、太阳系外的宇宙航行（interstellar flight）等都可以归入星际航行的范畴。本报告主要针对行星际航行，回顾了现有的各种星际航行推进方式，并介绍了将来可能应用的星际航行推进新概念。

2 星际航行现状概览

表 1 行星际航行现状简表（至 2003 年）[4]

Légende : R : done EC : current missions P : project * : on planet satellite	SUN	MERCURY	VENUS	LUNAR	MARS	ASTEROIDS	COMETS	JUPITER	SATURN	URANUS	NEPTUNE	PLUTO
FLY BY	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	P
ORBITER	R	P	R	R	R	R	EC	R	EC			
REENTRY /LANDING		P	R	R	R	R	EC	R	EC*			
SAMPLE RETURN				R	P	EC						
CREW MISSIONS				R								

Possible use of solat cell

1969 年 7 月 20 日美国宇航员 Neil Armstrong 和 Buzz Aldrin 成功登月，实现了人类首次在自然天体上的登陆。到 1972 年为止，“阿波罗计划”共有 12 名宇航员成功登上月球表面，为载人星际航行写下了光辉的篇章。然而，到目前为止以及近期内，无人航行仍是星际航行的主流。（参考文献[4]给出了截至 2003 年人类行星际航行现状简表）。

半个多世纪来，掠过式人造空间探测器已飞越过从水星到海王星的太阳系八大行星，“新地平线

号”（New Horizons）探测器正飞向冥王星[5, 6]，2009 年 12 月 29 日它距冥王星的距离已小于它离开地球的距离[7]。目前为止飞得最远的空间探测器——旅行者 1 号（Voyager 1）已触摸到太阳系的边缘[8]。同时，轨道空间探测器已被送入金星、火星、木星、土星轨道，它们传回了这些行星及其卫星的数据。“信使号”（Messenger）空间探测器将被送入水星轨道[9, 10]，而“黎明号”（Dawn）则将进入小行星带内的谷神星和灶神星轨道[11, 12]。着陆式空间探测器已成功着陆火星（“海盗号”（Viking）、“探路者号”（Pathfinder））、金星（“金星号”（Venera）、“织女星号”（Vega））和土卫六“泰坦”（“惠更斯号”（Huygens））[13-16]。“隼鸟号”（Hayabusa）2005 年在小行星“丝川”上成功着陆，并于 2010 年 6 月 13 日重返地球，成为人类第一个在月球外着陆并返回的探测器[17, 18]。

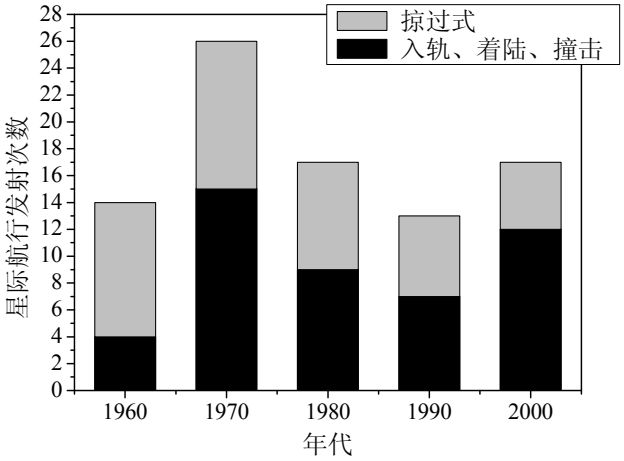

图 1 不同年代行星际空间探测器发射情况

图 1 给出了半个世纪来人类发射的空间探测器数量按年代的分布情况。图中仅包括离开地球轨道的空间探测器，而未包括人造地球卫星等地球轨道探测器。更详细的行星际航行任务列表可在文献[19]中找到。

3 星际航行对推进系统的要求

根据星际航行具体任务不同，每个任务包含地面发射、轨道转移、入轨、姿态控制、轨道保持、着陆、再升空、地球再入等全部或部分阶段。这些任务的完成都离不开推进系统。然而，上述每个阶段所需的速度增量不同，对推进系统的性能要求也不一样。

另一方面，星际航行时间较长，特别是采用小推力轨道时，任务时间可能长达数十年，因此推进系统必须能长时间可靠工作。此外，经济性也是推进系统的关键问题之一，必须对推进系统所需的燃料重量、储箱以及电源等结构重量综合考虑，庞大而昂贵的推进系统不适于星际航行。

目前还没有能同时满足上述要求的推进方案，因此，对于星际航行而言，可行的方案是依赖多种推进方式的优化组合，以实现推进性能、结构重量、任务时间的平衡分配。

4 星际航行推进系统分类

根据飞行器是否携带推进剂，可将星际航行推进系统分为有工质和无工质两大类。目前实际应用的星际航行推进系统大多为有工质推进，即利用牛顿第三定律，通过高速喷出推进剂而产生推力。这一方式需要对推进剂进行加速，加速的方式主要有利用压差、加热、静电/电磁加速等。另一方面，星际空间并非真空，存在各种射线、引力场、磁场，在太阳系内更有太阳风、太阳光压、太阳辐射等存在，使得无工质推进成为可能。人们提出了多种无工质推进的方案，其中通过轨道设计、利用行星重力场实现飞行器加速的“重力弹弓”（Gravitational slingshot）方案是已被广泛采用的辅助推进方式，包括“旅行者”、“伽利略”、“卡西尼”等星际航行任务均采用了重力辅助方案。利用行星重力井使飞行器获得加速的概念最早于 1961 年被 Michael Minovitch 提出。虽然借助行星重力可能使任务时间延长，但在远距离星际航行任务中，这是最有效地帮助减少能量消耗的推进方案之一。有分析表明，在小行星带探测任务中如果采用重力加速，可以节约燃料质量 4 倍以上[20]。近年来，随着计算机计算能力的

提高，对多个天体的引力场进行综合计算成为可能，利用拉格朗日点进行变向和加速的行星际运输网络（Interplanetary Transport Network, ITN）使得星际航行变得更为经济[21]。

图 2 为星际航行推进系统的分类图。有工质推进，辅之以无工质推进是星际航行推进方案的近期发展方向。多种推进方式相结合的组合式推进系统是快速、高效实现未来星际航行任务的有效手段[22]。

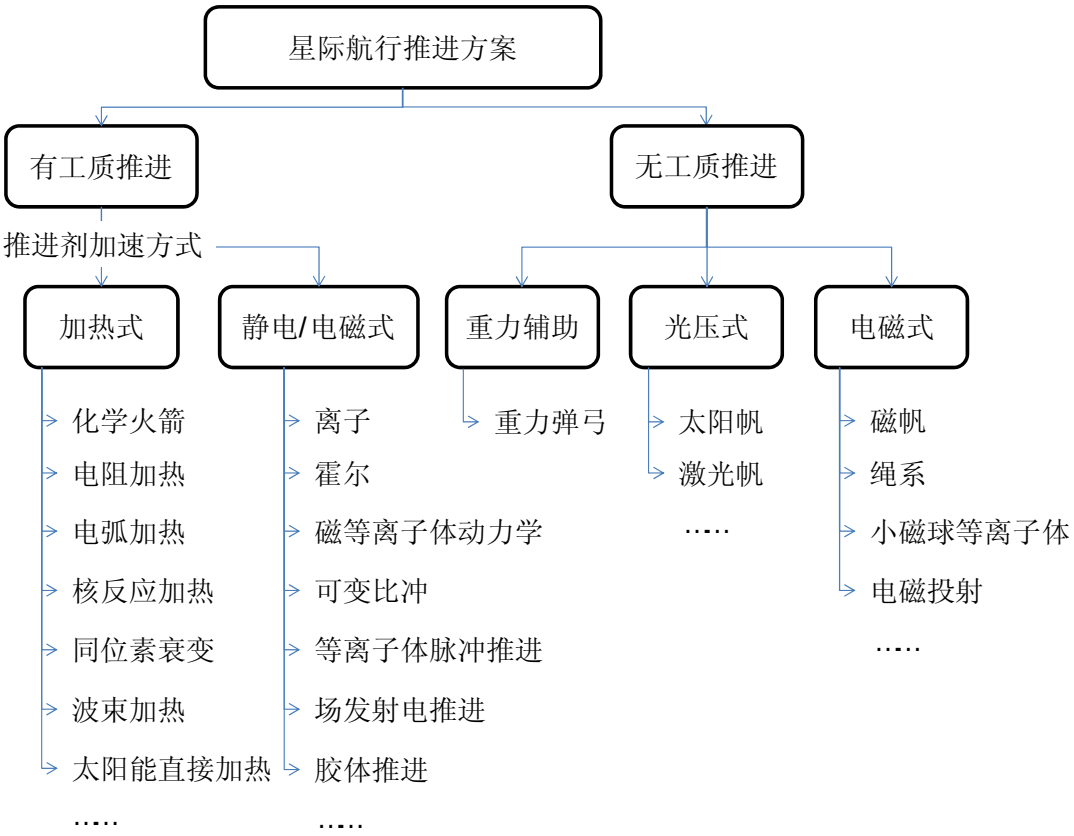

图 2 星际航行推进系统分类

5 有工质推进系统

衡量有工质推进系统性能的主要指标包括：（1）起飞质量与有效载荷质量之比；（2）总能量消耗量；以及（3）完成任务速度增量所需的总时间。其中第一条直接关系到有工质推进星际航行任务的经济性，是设计推进方案必须考虑的最重要指标。

对于行星际航行，飞行器飞行速度远低于光速，用齐奥尔科夫斯基火箭公式可以较准确的描述推进系统排气速度与起飞质量/有效载荷质量比之间的关系。当有效载荷质量为 m_p，发动机排气速度为 v_e，实现速度增量为 Δv 所需的燃料质量为：

$$m = m_p(e^{\Delta v / v_e} - 1) \tag{1}$$

由上式可知，当喷气速度下降时，由于燃料质量与有效载荷重量呈指数关系，所需燃料将大大增加，显著增大发射成本。图 3 画出了由齐奥尔科夫斯基火箭公式算出的燃料占总发射重量百分比与速度增量以及发动机比冲的关系。从图中可以看出，当星际航行任务所需的速度增量越大时，要求推进系统的比冲也越高。否则燃料重量将大大超过有效载荷重量，使得发射变得困难。

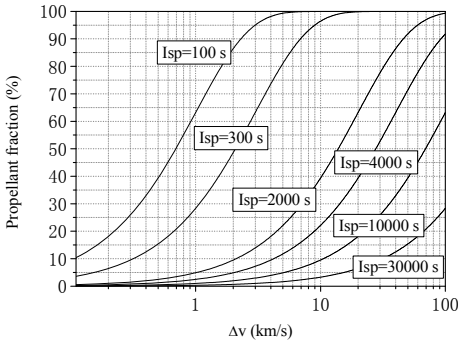

图 3 燃料占总发射重量百分比与速度增量和比冲的关系

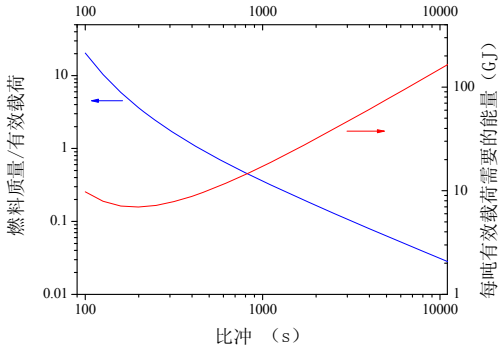

图 4 Δv 为 3km/s 时，燃料/有效载荷质量比以及每吨有效载荷需要的总能量与推进系统比冲的关系

另一方面，完成任务所需的总能量至少为：

$$E=\frac{1}{2}mv_e^2=\frac{1}{2}m_p(e^{\Delta v/v_e}-1)v_e^2 \tag{2}$$

该能量在有效排气速度为所需速度增量的约 2/3 时有最小值。

若 Δv 为 3 km/s，图 4 给出了燃料/有效载荷质量比以及每吨有效载荷需要的总能量与推进系统比冲的关系。

虽然对采用太阳能或核能的推进系统而言，其能提供的总能量几乎是无限的。然而较大的总能量需求通常需要更大的电源系统。另一方面，如果输入功率恒定的话，所需的总能量越大意味着飞行器加速越慢，完成任务所需要的总时间也越长。因此，对于特定的星际航行任务，并非排气速度越高越好。

5.1 加热式推进

将推进剂工质加速最常用的方法是通过加热使推进剂获得足够的热能，利用喷管将热能再转换为动能产生推力。热量的来源可以是化学反应，也可以是电能、核能、波束能、太阳能等。其中，化学反应加热式推进是发展最早、目前应用最为广泛的有工质推进系统，包括冷气推进、各种固体化学火箭、液体火箭、固液混合火箭等。冷气推进利用高压储罐储存推进剂，通过减压器把冷气压力降到所要求的压力后，由电磁阀控制将气体送到喷管喷出产生推力。冷气推进的优点是安全、成本低、响应快、重复性好，并因系统简单而可靠性高[23]。国际上早期的很多卫星采用冷气推进系统。目前冷气推进也主要应用于人造地球卫星，特别是微小卫星的姿态控制。对于星际航行任务而言，冷气推进由于比冲低（数 10 s），不能完成高速度增量的任务，仅当探测器入轨后可作为姿态调整使用。冷气推进常用的推进剂是氮气，也用氢、氦、氩、氪等作为推进剂。在化学火箭发动机中，固体火箭发动机结构最简单，但主要缺点是燃烧过程难以调节，难以实现多次点火。近年来，固体火箭发动机在大推力应用方面焕发了青春。大推力固体火箭常被用于运载火箭的第一级动力，具有成本低、制造时间短等优点。

液体火箭发动机是目前行星际航行最广泛采用的推进系统。其中单组元肼催化分解推进方式早期被广泛应用于各种航天器。肼推进系统具有技术简单、灵活性高、工作可靠、成本低、寿命长等优点. 已成功地完成了大量航天器飞行任务. 包括近地轨道卫星、地球同步轨道卫星和深空探测器等. 积累了丰富的飞行经验。已有不少飞行任务证明肼推进系统具有很长的使用寿命(10～15 年)，在广泛范围的环境与工作条件下工作高度可靠。肼推进系统这些特点使世界范围内广泛接受肼推进系统为航天推进标准的基本依据。到 80 年代末已发射 350 多颗利用肼推进系统执行全部推进功能的航天器，近 10000 台肼催化分解推力器在各类航天器上飞行。

双组元液体发动机可获得更高的比冲，是目前大力发展的星际航行主推进系统之一。近年来世界各国在轻量储箱、主动混合控制、流量控制、高压高温喷管、先进材料（铱铼合金、超高温陶瓷等）

研发、低温胶态推进剂研制等领域取得了明显进步。例如，美国 NASA 的 AMBR 发动机（先进材料双组元火箭）可获得 335s 比冲，用于火星探测任务时，可提高 23%的有效载荷。

采用电能可以将推进剂加热到比化学燃烧更高的温度，从而获得更高的喷气速度。成熟的电加热发动机包括电阻加热发动机、直流电弧加热发动机。其他的电加热发动机还有交流电弧加热发动机、射频电加热发动机、微波电加热发动机、脉冲电加热发动机等。

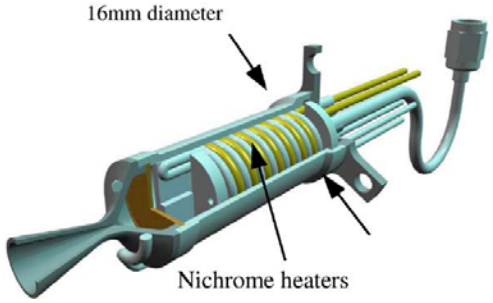

图 5 低功率电阻加热式发动机示意图[24]

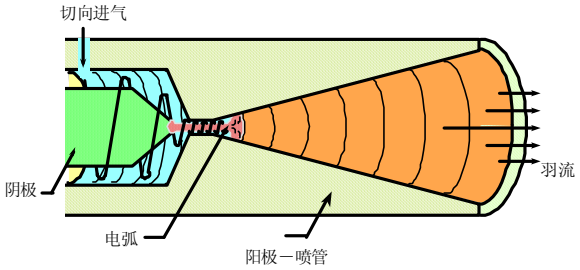

图 6 电弧加热发动机(Arcjet)工作原理简图

电阻加热式发动机（Resistojet）结构简单，可能是现有电推进系统中结构最简单的推进方式。电阻加热式发动机利用电阻丝加热推进剂，加热后的推进剂通过拉瓦尔喷管膨胀加速喷出，产生推力。由于原理和结构简单，电阻加热式发动机规模易于拓展，对所用的推进剂种类也没有严格限制。输入功率从几瓦到几十千瓦均有应用。电阻加热式发动机最早于 1965 年被用于 Vela 卫星上作为位置调整，当时所用的发动机长 6 英寸、直径 1.5 英寸，消耗 90 瓦电力产生 0.042 磅力，比冲为 123 s。采用高功率氢推进剂时，电阻加热式发动机可获得 800 s 以上的比冲[25]。近年来采用 MEMS 技术制造的微型电阻加热式发动机被用于微小卫星姿态控制[26]。图 5 为英国萨里大学的低功率（<100W）电阻加热式发动机示意图。近年来采用 MEMS 技术制造的微型电阻加热式发动机被用于微小卫星姿态控制[26]。

电弧加热发动机（Arcjet）利用电弧加热推进剂，可获得远高于电阻加热发动机的加热温度[27]，在同样推进剂流量下，可获得更高的比冲和推力。电弧加热发动机具有结构简单、系统重量轻，推力/功率比值高，与现有化学推进系统兼容性好，羽流污染小，在技术难度、系统复杂性、可靠性等方面也具有优势。直流电弧加热发动机的工作原理见图 6，供给发动机的气态推进剂（如肼的分解产物）经过阴极和阳极间放电产生的直流电弧加热，形成最高温度达万度以上的高温部分电离气体（等离子体），经拉瓦尔喷管膨胀加速（气体压力与温度也相应下降）后以超声速射流形式喷出，产生推力。

电弧加热发动机具有适中的推力和比冲，由于结构和电源简单，具有好的推力/重量比，适宜于轨道控制、位置保持等速度增量不大的星际航行飞行任务。

直流电弧加热器电压一般低于 1 kV，产生的推力和比冲受限于电源能力以及电极和喷管材料。直流电弧加热发动机的研制适于上世纪 50 年代，于 1993 年首次安装在商业通讯卫星 Telstar IV 上[28]，成功地担负起该卫星的南北位置保持控制任务。到目前为止，已有数十颗卫星应用了直流电弧加热发动机，其功率大多在 1 kW 量级。近年来，由于飞行任务的需求，高功率和低功率的直流电弧加热发动机也得到了大量发展。美国于 1999 年在 ARGOS 卫星上试验了 26 kW 以氨为推进剂的电弧加热发动机（ESEX），在 60 天的任务中成功进行了 8 次点火，共运行了 2023 s[29, 30]。100 W 以下，甚至几瓦条件下稳定工作的直流电弧加热发动机作为微小飞行器的推进系统也得到了广泛关注[31, 32]。

核热式发动机主要利用核反应（裂变、聚变）产生的热量加热推进剂，加热后的推进剂喷出喷管产生推力。一般选氢作为用于核反应加热火箭的推进剂。由于核反应放出的能量远远高于化学推进剂燃烧过程放出的能量，采用核反应加热推进剂能使火箭性能有飞跃性提高。然而，到目前为止，人们还未能研制出达到应用程度的核反应加热发动机。根据反应堆的形式，可将核反应加热发动机分为固芯、液芯和气芯。固芯反应堆是目前唯一曾被尝试建造的反应堆。固芯反应堆结构简单，但由于固体熔点限制，反应堆温度不能太高，因此限制了核反应加热发动机的加热温度，使得火箭性能并未得到显著提升。同时，到目前为止，核反应堆的质量仍然太大，推重比达不到 1：1，使其几乎不能地面发射。液芯和气芯核反应堆可获得更高的温度，但也更难以建造，目前还只处于概念阶段。

与核反应堆加热不同，利用放射性同位素自然衰变放出的热能加热推进剂更为简单，然而目前使用的长半衰期元素（钚）放出的热能很有限，并没有被实际应用于推进系统。同位素衰变加热系统仅被应用于保持飞行器内温度，以便当飞行器远离太阳时仍能保护电子元器件不被低温损伤。最早采用

同位素衰变加热器的是“阿波罗 11 号”，此外，“先驱者”系列以及“旅行者”1 号、2 号空间探测器都装备了该种加热器。“伽利略”任务装备了 120 个轻型同位素衰变加热器，“卡西尼”任务则装备了 117 个[33]。

此外，同位素衰变热电转换则已被广泛应用于空间探测器的能源单元。特别对于远空间探测器而言，当其不能利用太阳能帆板时，同位素衰变热电转换单元成为唯一的能量供给方式。

波束推进是另一种加热式有工质发动机。其原理是通过远程发射的能量束加热飞行器所携带的工质，加热后的工质喷出喷管产生推力。目前研究过的能量束包括微波束和激光束。

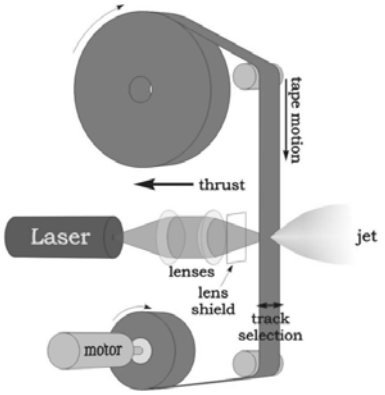

图 7 实验研究激光烧蚀微推进示意图[34]

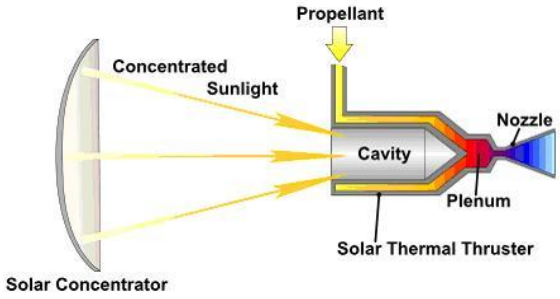

图 8 太阳能直接加热式推进

与前面所述的几种推进方式不同，波束推进具有工质和能量分离、飞行器和能源系统分离的特点。目前，波束推进还只限于理论和实验室研究阶段，其中激光烧蚀推进是波束加热推进研究的热点之一。激光可采用脉冲激光束和连续激光。为了更好的利用激光能量，通常采用脉冲激光推进方式。就目前的激光器技术来说，脉冲激光器更容易达到推进所需要的高功率密度。脉冲激光推进的工作原理是利用高功率密度激光与靶物质(固体、液体、气体)相互作用产生的高温、高压靶蒸气等离子体反喷，传递给靶一个推进冲量。推进冲量的大小与激光参数(功率密度、脉冲宽度、波长等)以及靶材料等有关。

太阳能直接加热式推进也是工质、能量分离型推进。通过凹面镜集热器等利用太阳能直接加热工质，受热工质喷出喷管产生推力，而无需光电转换步骤。该方式目前仍处于概念探索阶段。

5.2 静电/电磁加速式推进

与通过加热、利用热能-动能转换获得高速排气速度不同，静电/电磁加速式推进系统利用电场/磁场加速带电工质，可以获得更高的比冲。常见的静电/电磁加速式推进系统主要包括除电热式发动机外的电推进方式，例如，离子发动机、霍尔效应发动机、磁等离子体动力学发动机、可变比冲发动机、脉冲等离子体发动机以及场发射电推进发动机等。这些推进系统中有部分需要由核反应提供足够电能。

离子发动机是通过一定方式将推进剂电离，然后采用高压电场加速带电离子，通过中和器中和后，使之高速喷出产生推力。一般而言，离子发动机由空心阴极、电离室、加速栅极、中和器构成。由空心阴极发射的初级电子被电离室磁场约束，螺旋前进，使电离室内的中性推进剂电离，产生二次电子和带电离子。带电离子被加速栅极加速后喷出，产生推力。

离子发动机的概念诞生于上世纪初，在前苏联和美国得到了极大重视和发展。离子发动机由于具有很高的比冲，适合于完成速度增量要求较大的星际航行任务。到目前为止，离子发动机作为主推进系统，已成功应用于美国“深空 1 号”、“黎明号”以及日本“隼鸟号”空间探测器。

霍尔效应发动机利用霍尔效应加速离子，产生推力。利用霍尔效应，可在较低的电压下获得与静电加速离子发动机相近的比冲。霍尔效应发动机主要有稳态等离子体发动机（SPT）带阳极层发动机（TAL）两种。其中带阳极层发动机阳极位于更下游，电极烧蚀问题比稳态等离子体发动机要轻。

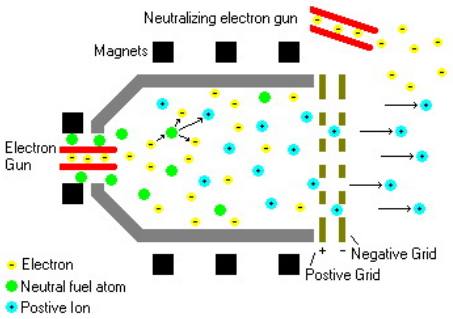

图 8 离子发动机原理示意图

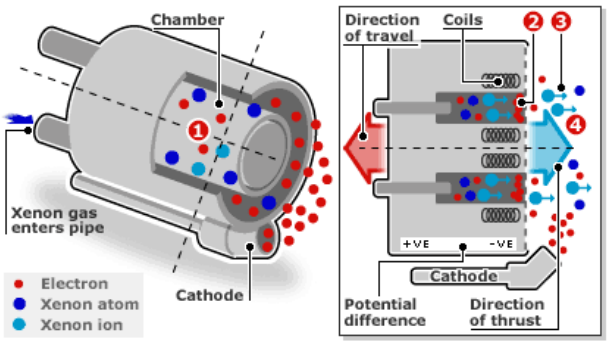

图 9 霍尔效应发动机

前苏联/俄罗斯是霍尔效应发动机研制的主要力量。多年来俄罗斯已成功研制了一系列霍尔效应发动机，广泛应用于各种卫星上。美国、欧洲、日本也积极研制霍尔效应发动机。作为主推进系统，88 mN 级霍尔推力器（PPS-1350）在欧空局的“SMART-1”空间探测器上成功使用。

可变比冲发动机采用螺旋波等离子体源使中性气体电离，用离子回旋共振加热级使等离子体进一步加热，最后通过磁喷嘴将高速离子喷出产生推力。通过调节离子产生与离子加热两级间的输入能量实现可变比冲的目的。

脉冲等离子体发动机（PPT）利用电容放电产生等离子体，离解产生的离子被洛伦兹力加速喷出。在所有电推进类型中，俄罗斯首先在太空中进行试验的是脉冲等离子体推进（PPT）。1964 年，PPT 就应用在前苏联的“Zond-2”星际自动站上，6 个发动机使太阳能电池与太阳保持固定的方向。目前常用特氟龙作为烧蚀型推进剂，通过弹簧供给。利用氙或水做推进剂的 PPT 也在研发中。

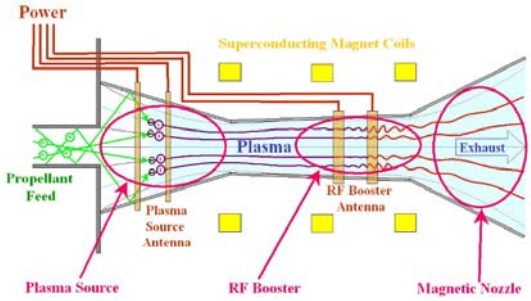

图 10 可变比冲发动机原理示意图

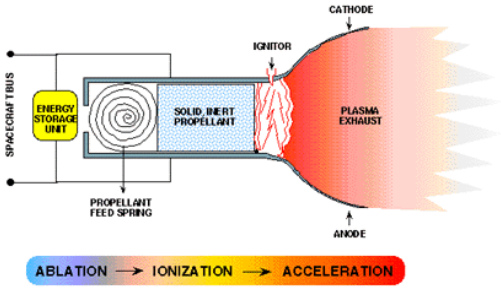

图 11 脉冲等离子体推进原理图

场发射电推进（FEEP）采用高压电场加速离子，具有比冲高、推进剂质量消耗小等特点。场发射推进概念由欧洲航天技术中心(ESTEC)首先提出，随后欧洲的很多研究机构以发展南北位置保持任务(North—South Station Keeping，简称 NSSK)为目标进行了 FEEP 的研究。通过研究他们认为虽然 FEEP 质量消耗较小，但是由于其比功耗较大(约 60 mW / ~tN)而与离子和电弧推进相比没有竞争优势，80 年代末几乎被放弃。90 年代初由于人们对高性能推进系统的迫切需求，FEEP 重新引起人们的注意。FEEP 的应用领域大致有两类：一是阻力补偿和扰动补偿系统，二是星座的编队飞行和卫星簇的相对位置保持系统。过去的几年中已有多个空间任务计划使用 FEEP，如欧洲航天局(ESA)的 LISA 和美国喷气推进实验室(JPL)的 OMEGA 等[35-40]。

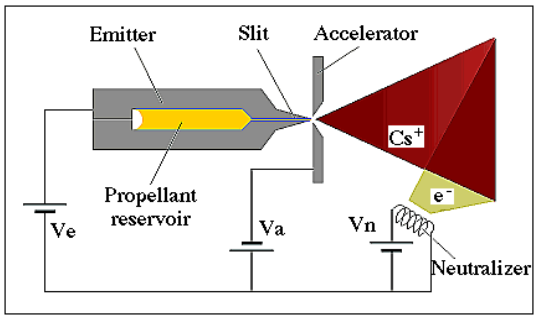

图 12 场发射电推进原理示意

6 无工质推进系统

无工质星际航行推进系统包括光帆（如太阳帆）、磁帆、电磁投射等方案。由于篇幅所限，本文暂略去相关介绍。

参考文献

[1] 钱学森，星际航行概论.北京：中国宇航出版社. 2008

[2] L.A. Fisk, The impact of space on society: Past, present and future. Space Policy, 2008. 24(4): p. 175-180.

[3] 吴汉基，蒋远大，张宝明，张志远，电火箭推进的空间探测器. 中国航天, 2006. 4: p. 24-28.

[4] N. Pillet, R. Bertrand. Automatic interplanetary missions. Optimisation of the propulsion system with the mission strategy. in 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2003. Huntsville, Alabama, USA. AIAA 2003-4446.

[5] S.S. Bushman. In-space performance of the new horizons propulsion system. 2007. Cincinnati, OH, United states: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.

[6] Y. Guo, R.W. Farquhar, Baseline design of new horizons mission to Pluto and the Kuiper belt. Acta Astronautica, 2006. **58**(10): p. 550-559.

[7] http://www.nasa.gov/mission_pages/newhorizons/main/index.html.

[8] L.A. Fisk, Over the edge? Nature, 2003. **426**: p. 21-22.

[9] M.V. Paul, E.J. Finnegan. A highly constrained mission to the innermost Planet. 2008. Big Sky, MT, United states: Inst. of Elec. and Elec. Eng. Computer Society.

[10] R.L. McNutt Jr, S.C. Solomon, D.G. Grant, E.J. Finnegan, P.D. Bedini. The MESSENGER mission to Mercury: Status after the Venus flybys. 2007. Hyderabad, India: International Astronautical Federation, IAF.

[11] M.D. Rayman, T.C. Fraschetti, C.A. Raymond, C.T. Russell, Dawn: A mission in development for exploration of main belt asteroids Vesta and Ceres. Acta Astronautica, 2006. **58**(11): p. 605-616.

[12] C.T. Russell, F. Capaccioni, A. Coradini, U. Christensen, M.C. De Sanctis, W.C. Feldman, R. Jaumann, H.U. Keller, A. Konopliv, T.B. McCord, L.A. McFadden, H.Y. McSween, S. Mottola, G. Neukum, C.M. Pieters, T.H. Prettyman, C.A. Raymond, D.E. Smith, M.V. Sykes, B. Williams, M.T. Zuber, Dawn Discovery mission to Vesta and Ceres: Present status. Advances in Space Research, 2006. **38**(9): p. 2043-2048.

[13] J.L. Bada, P. Ehrenfreund, F. Grunthaner, D. Blaney, M. Coleman, A. Farrington, A. Yen, R. Mathies, R. Amudson, R. Quinn, A. Zent, S. Ride, L. Barron, O. Botta, B. Clark, D. Glavin, B. Hofmann, J.L. Josset, P. Rettberg, F. Robert, M. Sephton, Urey: Mars organic and oxidant detector. Space Science Reviews, 2008. **135**(1-4): p. 269-279.

[14] A.J. Ball, M.E. Price, R.J. Walker, G.C. Dando, N.S. Wells, J.C. Zarnecki, Mars Phobos and Deimos Survey (M-PADS) - A martian Moons orbiter and Phobos lander. Advances in Space Research, 2009. **43**(1): p. 120-127.

[15] K.R. Reh. Titan Saturn system mission. 2009. Big Sky, MT, United states: IEEE Computer Society.

[16] R.D. Lange. Cassini-Huygens mission overview and recent science results. 2008. Big Sky, MT, United states: Inst. of Elec. and Elec. Eng. Computer Society.

[17] H. Yano, Hayabusa and its follow-up plans by JAXA. International Seminar on Nuclear War and Planetary Emergencies - 32nd Session, 2005: p. 186-212.

[18] http://hayabusa.jaxa.jp.

[19] http://en.wikipedia.org/wiki/List_of_interplanetary_voyages.

[20] B.J. Duffy, A.P. Mazzoleni. Comparison of advanced propulsion concepts for interplanetary exploration: Solar sails, rockets, and electric propulsion. 2006. Newport, RI, United states: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.

[21] S.D. Ross, The interplanetary transport network. American Scientist, 2006. **94**(3): p. 230-237.

[22] B.J. Kellett, D.K. Griffin, R. Bingham, R.N. Campbell, A. Forbes, M.M. Michaelis, Space polypropulsion - art. no. 70052W. High-Power Laser Ablation Vii, Pts 1-2, 2008. **7005**: p. W52-W52 805.

[23] 任海, 微小冷气推进技术的应用现状和发展. 控制工程, 2003(5): p. 10-19.

[24] A.M. Baker, A.D.S. Curiel, J. Schaffner, M. Sweeting, "You can get there from here": Advanced low cost propulsion concepts for small satellites beyond LEO. Acta Astronautica, 2005. **57**(2-8): p. 288-301.

[25] R.G. Jahn, Physics of Electric Propulsion. 1968: McGraw-Hill Book Company.

[26] A.D. Ketsdever, R.H. Lee, T.C. Lilly, Performance testing of a microfabricated propulsion system for nanosatellite applications. Journal of Micromechanics and Microengineering, 2005. **15**(12): p. 2254-2263.

[27] M. AuweterKurtz, B. Glocker, T. Golz, H.L. Kurtz, E.W. Messerschmid, M. Riehle, D.M. Zube, Arcjet thruster development. Journal of Propulsion and Power, 1996. **12**(6): p. 1077-1083.

[28] R. Myers. Overview of Major U.S. Industrial Electric Propulsion Programs. in 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2004. Fort Lauderdale, Florida, USA. AIAA-2004-3331.

[29] R.J. Cassady, W.A. Hoskins, C.E. Vaughan, Development and flight qualification of a 26-kilowatt Arcjet propulsion subsystem. Journal of Propulsion and Power, 2002. **18**(4): p. 740-748.

[30] D.R. Bromaghim, J.R. LeDuc, R.M. Salasovich, G.G. Spanjers, J.M. Fife, M.J. Dulligan, J.H. Schilling, D.C. White, L.K. Johnson, Electric Propulsion Space Experiment (ESEX) on-orbit results. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002. **39**(2): p. 177-186.

[31] H. Horisawa, K. Onodera, T. Noda, I. Kimura, Optimum operational conditions and microfabrications with UV lasers of very low-power DC micro-arcjets. Vacuum, 2006. **80**(11-12): p. 1244-1251.

[32] K. Komurasaki, Y. Arakawa, H. Takegahara. An overview of electric and advanced propulsion activities in Japan. 2000. Cannes, France: European Space Agency.

[33] G.L. Bennett, Mission interplanetary: Using radioisotope power to explore the solar system. Energy Conversion and Management, 2008. **49**(3): p. 382-392.

[34] C. Phipps, J. Luke, T. Lippert, Laser ablation of organic coatings as a basis for micropropulsion. Thin Solid Films, 2004. **453-54**: p. 573-583.

[35] F.G. Rudenauer, Field emission devices for space applications. Surface and Interface Analysis, 2007. **39**(2-3): p. 116-122.

[36] P.W. McNamara, L.P. Team, LISA pathfinder. Laser Interferometer Space Antenna, 2006. **873**: p. 49-58.

[37] S.M. Merkowitz, A. Ahmad, T.T. Hyde, T. Sweetser, J. Ziemer, S. Conkey, W. Kelly, B. Shirgur, LISA propulsion module separation study. Classical and Quantum Gravity, 2005. **22**(10): p. S413-S419.

[38] M. Tajmar, A. Genovese, W. Steiger, Indium field emission electric propulsion microthruster experimental characterization. Journal of Propulsion and Power, 2004. **20**(2): p. 211-218.

[39] A. Genovese, M. Tajmar, N. Buldrini, W. Steiger, 2000-hour endurance test of indium field emission electric propulsion microthruster cluster. Journal of Propulsion and Power, 2004. **20**(2): p. 219-227.

[40] A.J. Zillmer, J.F. Santarius, J.P. Blanchard, Coupled MEMS nuclear battery and FEEP thruster system. Space Technology and Applications International Forum-Staif 2004, 2004. **699**: p. 256-263.

附注：

[作者简介] 黄河激（1976-），男，四川省成都市人，副研究员，研究方向为应用等离子体力学。
[基金项目] 国家自然科学基金项目（50836007, 10921062），中国科学院“空间科学预先研究项目”。