

核热火箭发动机系统循环方案分析与设计

吉 宇,毛晨瑞,孙 俊,郎明刚,石 磊

(清华大学 核能与新能源技术研究院 先进反应堆工程与安全教育部重点实验室,北京 100084)

摘 要:核热火箭发动机是未来实现载人火星探测的首选动力方案,其具备高比冲、大推力和长工作寿命等优点。我国在此方面研究较少,亟需开展核热推进技术理论及方法的研究。核热火箭发动机系统循环分析与设计是关键问题之一,对推进系统总体设计有重要意义。分析了3种可用于核热火箭发动机系统循环的方案特点,基于闭式膨胀循环设计了比冲为 910 s 的氢气核热推进系统和比冲为 390 s 的氨气核热推进系统方案,对比发现氢气系统更适合于载人深空探测,而氨气系统在推进剂长期在轨储存和对涡轮泵及反应堆的设计要求等方面有一定的优势,可胜任轨道高度变化相对较小的长期多次空间探测任务,作为液氧甲烷发动机的补充和替代。此外,结合设计过程以及核火箭发动机与化学火箭发动机的差异,围绕系统循环分析与设计提出了几点研究内容,为我国核热推进系统的发展提供参考。

关键词:核热火箭发动机;氢气;氨气;系统循环;载人火星探测

中图分类号:V439.5 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2022)01-0014-08

Analysis and design of system cycle for nuclear thermal rocket engine

Ji Yu, MAO Chenrui, SUN Jun, LANG Minggang, SHI Lei

(Key Laboratory of Advanced Reactor Engineering and Safety Ministry of Education,
Institute of Nuclear and New Energy Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Nuclear Thermal Propulsion (NTP) is a leading candidate for manned Mars exploration, which offers the advantages of high specific impulse, high thrust and long sustained lifetime for propulsion technology. Due to the limited research in China, it is desiderated to promote the related studies on the theory and methods about NTP. System cycle analysis is one of the major problems, which significantly benefits the overall design of the propulsion system. In this work, the principles, pros and cons of three main cycles for NTP engine were analyzed. Based on the closed expansion cycle, a hydrogen NTP system with Isp being 910 s and another ammonia NTP system with Isp being 390 s were designed. Further, the merits and faults of these two systems were also analyzed, which indicated that the H_2 NTP system is more suitable for manned deep space exploration. For the NH_3 NTP systems, it has advantageous in long-term in-orbit storage of propellant, design difficulty of turbo-pump and nuclear reactor. And it could serve as

收稿日期:2021-07-11;修回日期:2021-08-13

基金项目:博士后面基金(2020M680586);清华大学“水木学者”计划项目(2020SM057)

作者简介:吉宇(1994—),男,博士,助理研究员,研究领域为核热推进技术。

the substitution of liquid methane oxide engine, being qualified for the long-term and multiple exploration missions with relatively small orbit altitude change. In addition, combining the design procedure and the difference between the cycles of NTP engine and that of chemical engine, several key fundamental issues related to cycle design were proposed, which could provide references for the R&D of NTP engine in our country.

Keywords: nuclear thermal rocket engine; hydrogen; ammonia; system cycle; manned Mars exploration

0 引言

深空探测是航天进步的重要方向,同时也是推动空间科技创新、提高国家政治影响力和维护国家空间利益的重要途径^[1-3]。传统的空间推进系统在进行深空探测时面临发射规模大、任务周期长以及耗费成本高等挑战,难以满足未来以载人火星探测为代表的高复杂度任务需求。核热火箭(又称核热推进)是一种先进的推进技术,其具有高比冲、大推力和工作寿命长等优点,在深空探测领域具有不可替代的优势和巨大的应用潜力^[4]。

美苏自 20 世纪 50 年代开始了对于核热推进技术的研究,期间受政治经济等因素影响,研究多有中断,但迄今也取得了众多的关键技术突破,并建造了大量的地面试验装置^[5-6]。进入 21 世纪后,美国重新评估了核火箭发动机的技术能力,并将其作为载人火星探测运载火箭上面级的首选方案^[7],以完成 2039 年载人火星探测基线任务^[8]。因此,美国财政近些年来给予了持续的大力支持。我国目前在该方面研究尚处于早期阶段,对于关键技术和核心问题识别尚不准确。因此,在面向 2035 年的中国航天工程科技发展需优先开展的基础研究方向中明确指出要开展核热推进技术理论及方法的研究^[9]。核火箭发动机系统循环方案分析与设计是核心理论问题之一,对发动机总体设计有重要意义。

本文重点围绕核热火箭发动机系统循环,对 3 种典型方案及特点进行对比分析,并基于一定的能力需求开展了循环方案设计,对设计工作的目的和意义、原则、工具及方法进行了介绍,并结合具体设计对比了推进剂分别为氢气和氨气的系统方案的技术优缺点。在此基础上,结合设计过程以及核火箭发动机与化学火箭发动机的差异,给出了系统

循环设计与分析方面需要开展的一些研究,为后续核热推进技术的发展提供参考。

1 核热火箭发动机原理

核热火箭发动机是利用核裂变能将推进剂直接加热到超高温,然后从喷管膨胀并高速喷出而产生推力的空间推进装置,其结构如图 1 所示,主要包括核反应堆、涡轮泵、喷管、辐射屏蔽和燃料贮箱等^[10]。由于不需要依赖化学反应来获得能量,因此在核火箭发动机内可采用单组元推进剂以提高比冲^[11],一般为分子量较小的工质,例如氢气、氨气和甲烷等。

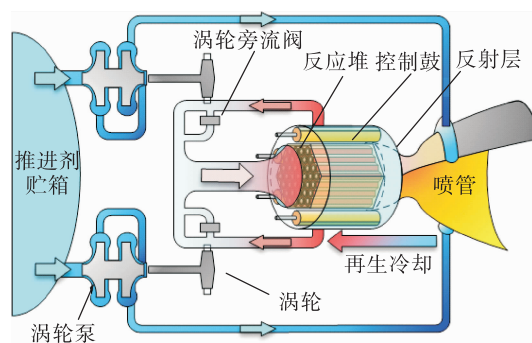


图 1 核火箭发动机结构及原理示意图

Fig. 1 Schematic view of nuclear thermal rocket engine

以氢气为例进行原理的简要说明。液氢由泵从贮箱抽出并进行增压,随后依次进入喷管再生冷却通道、堆芯反射层和辐射屏蔽层等进行预热,同时对这些部件提供冷却;然后进入氢涡轮膨胀做功,驱动泵工作;最后涡轮排气经小喷管喷出回收部分推力,或流入堆芯进行加热再经主喷管排出产生推力。为了获得尽可能高的比冲,反应堆出口的氢气温度可高至 2 500 ~ 3 000 K,因此工质在整个系统内经历从低温液态到超高温气态的迅速转变。

2 系统循环方案分析

系统循环方案是对推进剂在核热火箭发动机内的具体流动路径、驱动涡轮的工质来源以及涡轮工质的排气处理方式的描述,一般可将其主要分为3类,即抽气循环、开式膨胀循环和闭式膨胀循环。

2.1 抽气循环

抽气循环是从反应堆出口处抽取一定比例高温氢气,并与流经喷管再生冷却通道、反射层冷却通道和辐射屏蔽装置冷却通道的部分中低温氢气混合至适宜温度,进入涡轮膨胀做功,排气经小喷管喷出回收部分推力,工质流动路径和对应的 T - S 曲线变化如图2所示^[12]。由于反应堆出口气体温度高至2 500~3 000 K,因此抽气管道需要进行特殊设计,所采用的材料也需进行充分验证。历史上曾考虑采用涂覆有耐氢蚀保护层的 C-C 复合材料。

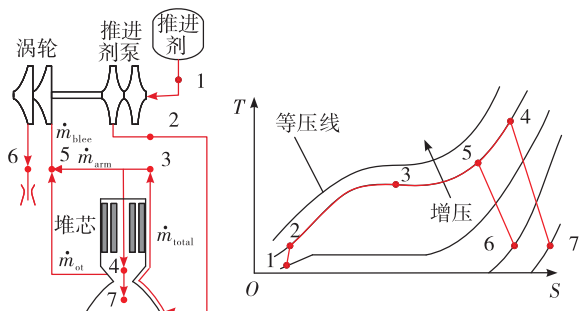


图2 抽气循环原理图及对应的 T - S 曲线

Fig.2 Schematic view of bleed cycle and corresponding T - S diagram

抽气循环的主要特点是涡轮入口工质焓较高,因此做功能力较强,容易实现较高的推力室压力,从而利于采用高膨胀比的喷管以提高比冲。同时,由于涡轮入口工质焓可随混合气体的比例变化而调整,因此室压调节范围较宽。但由于涡轮排气温度较低,且气体在小喷管内膨胀不足,因此会损失部分比冲,造成推进剂浪费。提高涡轮入口温度可有利于减小比冲损失^[13],但加大了耐氢蚀涡轮的研制难度。

2.2 开式膨胀循环

开式膨胀循环是采用部分经喷管再生冷却通道和反射层等结构预热后的中低温氢气驱动涡轮,排气经小喷管直接喷出,剩余工质经反应堆加热并从主喷管喷出产生推力的方案,工质流通过程和对

应的 T - S 曲线如图3所示^[12]。

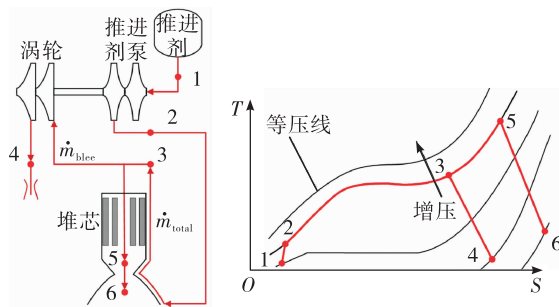


图3 开式膨胀循环原理图及对应的 T - S 曲线

Fig.3 Schematic view of open expansion cycle and corresponding T - S diagram

由于开式膨胀循环的涡轮入口工质温度相比抽气循环更低,因此需要更多的推进剂驱动涡轮,从而造成更大的比冲损失。但开式膨胀循环可以采用高压比的涡轮提高涡轮输出功率,从而尽可能提高室压,优化后的设计方案可能依然具有竞争力,例如日本 LE-5A/B 液体火箭发动机。

2.3 闭式膨胀循环

闭式膨胀循环是采用经喷管再生冷却和反射层等结构预热的中低温氢气推动涡轮,排气又经过堆芯加热至极高温度,然后全部推进剂经喷管喷出产生推力的方案,工质流通过程和对应的 T - S 曲线如图4所示^[12]。

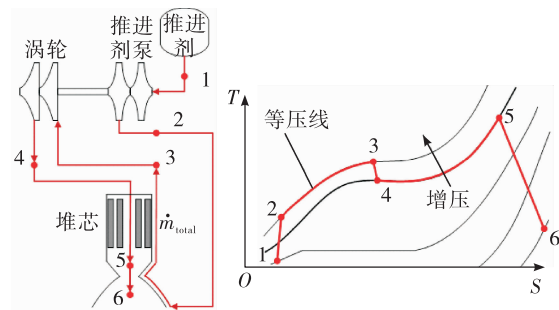


图4 闭式膨胀循环原理图及对应的 T - S 曲线

Fig.4 Schematic view of closed expansion cycle and corresponding T - S diagram

闭式膨胀循环的最大优势是没有推进剂浪费,因此比冲较高。同时,由于涡轮入口温度较低,从而保证了涡轮的高可靠性。但相比抽气循环和开式膨胀循环涡轮做功能力不足,因此推力室压力会

更低,为实现大扩张比的喷管带来困难^[13]。从发动机总体性能、与反应堆的耦合以及对关键部件的需求 3 个方面对以上 3 类系统进行进一步总结比较,如表 1 所示。

表 1 3 种循环方案特点比较
Tab. 1 Comparison of characteristics for three system cycles

比较项目	循环方案		
	抽气循环	开式膨胀循环	闭式膨胀循环
发动机总体性能	1. 较高室压 2. 室压变化范围较宽 3. 有一定的比冲损失,但仍可维持在较高水平	1. 高室压 2. 室压变化范围宽 3. 比冲损失较大,推进剂浪费严重	1. 相对较低室压 2. 室压变化范围较窄 3. 高比冲,推进剂没有浪费
与反应堆的耦合	1. 与堆芯相对独立,耦合较弱,因此系统复杂度较小 2. 容易实现系统快速启动	1. 涡轮支路的氢气流量较大,且由于调节需要,对堆芯冷却剂流量变化影响较大	1. 涡轮排气要进入堆芯,与反应堆耦合紧密 2. 可能需要专设的燃料组件加热冷却剂以提高进入涡轮的工质温度
关键部件的需求	1. 耐高温氢涡轮 2. 耐高温抽气管道	高压比氢涡轮	高扬程氢泵

从表 1 可看出,抽气循环和闭式膨胀循环方案更加适合核热火箭发动机,且美国在已开展的 NERVA 项目和 SNTF 项目中均主要考虑这两类方案^[14]。由于核热火箭发动机主要应用于上面级,因此从总体性能上要优先保证高比冲,所以本文在后续的循环方案设计中主要基于闭式膨胀循环来开展。

3 系统循环方案设计

3.1 目的及意义

开展系统循环方案设计的目的与意义首先在于依据流量平衡、压力平衡和能量平衡原理确定系统内各节点参数,用于子系统及部件设计需求分解。此外,可以根据设计结果,综合考虑系统总体性能、复杂度和可靠性等指标,对系统循环方案进行优化。

3.2 设计原则

为提高核热推进系统的性能并尽可能降低系统的复杂性,在系统循环设计中对推进剂种类与状态、关键节点参数以及堆芯的设计提出几点要求,分别为:

- 1) 推进剂高效储存,减小存储设备的体积和质量^[14];
- 2) 推进剂在堆芯内不能发生相变,以避免出现换热恶化或流动不稳定性;
- 3) 推进剂的中子吸收截面小,同时有较好的换

- 热能力和堆芯材料相容性^[15];
- 4) 尽量避免设计预热组件,减少堆芯内额外管道布置,降低系统复杂度;
- 5) 采用大面积扩张比的喷管,使高温气体完全膨胀,发挥其比冲优势;
- 6) 尽量使泵后压力较小,降低系统对高扬程氢泵的需求。

3.3 设计工具及方法

在进行系统循环方案设计时,首先建立了系统总体参数计算模型,可用于计算给定推力室结构以及室温和室压时的发动机真空比冲。同时建立了描述涡轮泵平衡、喷管冷却、堆芯反射层冷却及反应堆内流动换热等过程的数学表达,其中涡轮泵模型与液体火箭发动机一致^[16];喷管采用再生冷却和辐射冷却结合的组合冷却方式,喷管内的流动换热采用经典的巴兹公式^[16]来描述,而再生冷却通道内的换热效果通过 Hess-Kunz 公式来确定^[17];再生冷却通道内的压降为摩擦损失和局部损失之和,对普通铣槽式冷却通道而言,沿程摩擦损失比局部损失高 2~3 个数量级,因此暂时忽略局部损失的影响。此外,将反射层冷却简化为若干无差别的圆管内流动,给定反射层释热占堆芯功率的比例,可计算出工质在这一段内流动时

的温升和压降;堆芯内流动换热计算模型为根据所选定的反应堆内的流动换热特征提出的解析计算模型,可估计堆芯内的温升、压降和最高温度。

基于这些模型,开发了用于进行核热推进系统设计和分析的程序 PANES(program for analyzing nuclear engine systems),程序的具体计算流程如图 5 所示。

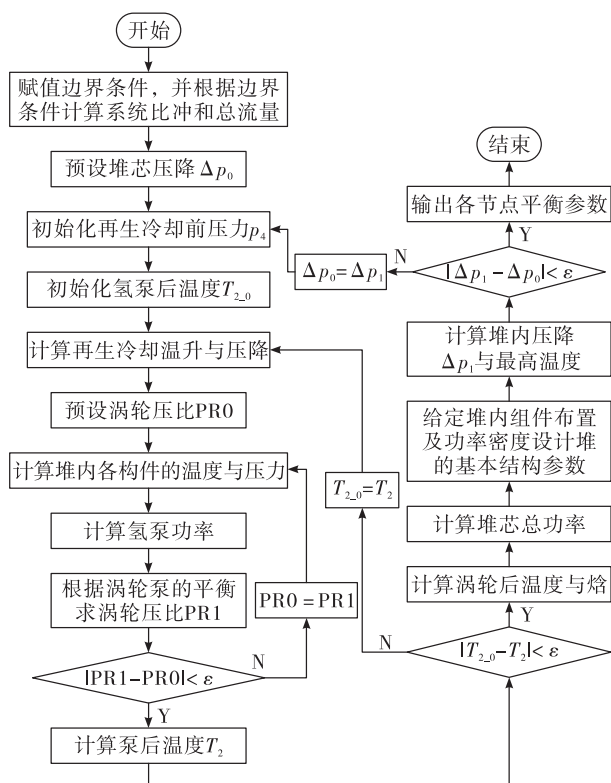


图 5 PANES 程序计算流程图

Fig. 5 Calculation flow chart of PANES program

首先根据系统总体性能要求,确定系统的边界条件,并通过参数设置模块赋值到系统分析程序内,然后通过堆芯压降迭代、泵后温度迭代和涡轮压比迭代,确定系统平衡时的各节点参数,其中堆芯压降迭代也依赖于堆芯设计方案的调整。当不需要对堆芯压降进行更新时,PANES 程序计算中实质上仅有涡轮压比和泵后温度两重迭代。为验证 PANES 程序的性能,以美国 NASA 所开发的 NPSS 程序的计算结果作为参照,与 PANES 程序计算结果进行对比,两者吻合较好。目前,该程序已具备采用氢、氨气和甲烷等多种推进剂工质的核热推进系统设计和分析能力。下文即采用 PANES 来进行具体的方案设计。

3.4 方案设计分析

3.4.1 推进剂选择

近些年来,核热火箭发动机技术被主要设想用于载人火星探测任务,同时美国在参考设计框架(DRA 5.0)中对核热推进系统的能力需求也作了明确说明,即推力为 110 kN,比冲不低于 900 s^[7],因此只有采用氢气作为推进剂才能实现这一目标。但为了提高氢气的存储效率,通常要采用制冷系统等使氢维持在 20 K 左右的液态,尽管这样,其存储密度也仅有水的 8%~9%。对于深空探测任务而言,低温推进剂的长期在轨存储与管理尚存在巨大的困难与挑战。此外,氢气的比热远高于其他工质,因此加热到相同的总温所需的反应堆功率也相应更大。

除了氢气以外,历史上曾经使用过的推进剂还有氨气^[18]。氨气的分子量是氢气的 8.5 倍(氨气以 17 计,氢气以 2 计),同样的总温下可达到的比冲约为氢气的 45%,但氨气的存储难度要远低于氢气。以 YH-1 液化气推进系统中的贮罐参数为例,293.15 K 和 0.86 MPa 时已能维持液态^[19]。此外,氨气的低比热可以降低所需的反应堆功率。近期针对 NTP 演示任务以及原位资源替代场景,氨也被作为潜在推进剂用于核热推进任务分析与规划^[20-21]。

综上所述,从系统性能的角度来看,氢气具有无可替代的优势;而从系统复杂度和可实现性来说,氨气相对更优。因此,本文分别选择了氢气和氨气来进行核热推进系统的设计分析。

3.4.2 系统方案构想

根据上文的系统循环方案比较分析,并充分考虑可靠性,本文所要设计的系统均采用双涡轮泵膨胀循环方案。为了避免推进剂在堆芯内出现两相流动,设计堆芯出口压力(室压)均高于工质的临界压力,其中由于氢气的临界压力为 1.3 MPa,相对较低,因此初步设计取室压为 6 MPa;而氨气的临界压力为 11.2 MPa,相对较高,因此初步设计取室压为 11.5 MPa。为了使氢气核热推进系统的比冲能满足 DRA5.0 的要求,且考虑材料的温度限值,设计室温均取 2 700 K。

在系统内,为尽量发挥核热推进系统的比冲优势,所选择的喷管面积扩张比均为 300。而为了避免堆芯内设计专用预热组件,将再生冷却起始点设计在面积扩张比为 140 的位置,以延长再生冷却段长度使推进剂获得足够的预热,提高涡轮的输出功率。

在计算过程中,假设两类系统中涡轮效率、泵效率和堆芯压降均为定值,分别为 0.681、0.702、1.5 MPa。锥形喷管收缩角 α 取 30° ,扩张角 β 取 15° 。氢气推进系统内涡轮旁流比为 10%,而氨气推进系统内涡轮旁流比为 0。两类系统的平衡参数分别如图 6 和表 2 所示。

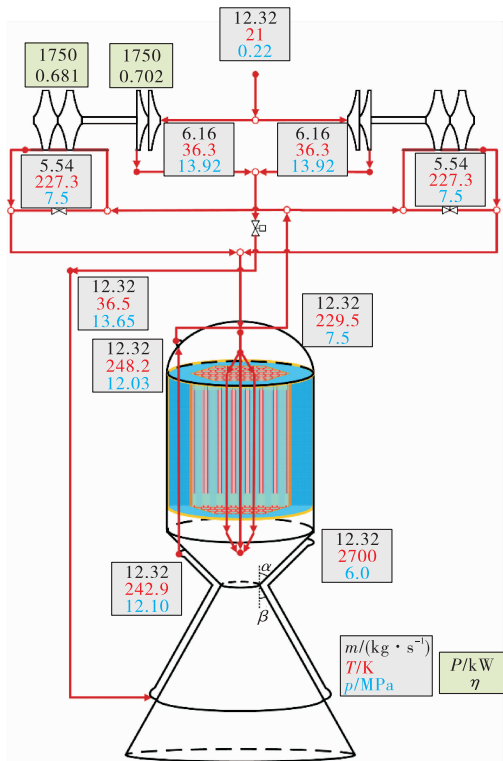


图 6 氢气核热推进系统方案计算结果

Fig. 6 Design of a dual turbo-pump NTP system of hydrogen being propellant

表 2 氨气核热推进系统内的关键节点参数

Tab. 2 Major node parameters of ammonia NTP system

节点编号	位置描述	流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	温度/K	压力/MPa
1	工质储箱	28.82	293.15	0.86
2_a	泵后	14.41	300.87	19.97
3_a	再生冷却通道入口	28.82	301.02	19.67
4_a	再生冷却通道出口	28.82	385.57	19.04
5	反射层冷却出口	28.82	390.87	18.98
9_a	涡轮后	14.41	380.91	13.00
10	堆芯入口	28.82	380.91	13.00
11	堆芯出口	28.82	2 700.00	11.50

3.4.3 两类系统方案比较分析

表 3 列出了两类推力均为 110 kN 的系统方案性能对比,其中氢气系统的比冲为 910 s,而氨气系统的比冲为 390 s;所需的氢气流量为 12.32 kg/s,而所需要的氨气流量为 28.82 kg/s;氢气系统中堆芯功率为 490 MW,而氨气系统内堆芯功率仅为 280 MW,有力地降低了反应堆的设计难度。值得一提的是,尽管氨气系统的室压和泵后压力远高于氢气系统,但由于液氨的密度大于液氢,因此氨泵的功率要显著小于氢泵,所需要的涡轮压比也略小于氢气系统。

表 3 两类核热推进系统性能对比

Tab. 3 Comparison of the two designed NTP systems

系统	推力/ kN	比冲/ s	流量/ ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	堆功率/ MW	涡轮泵 功率/kW	涡轮 压比
氢气系统	110	910	12.32	490	1 750	1.60
氨气系统	110	390	28.82	280	660	1.46

此外,由于氢气系统的运行压力较低,且气体密度较小,因此其喷管尺寸明显大于氨气系统中的喷管尺寸,如图 7 所示。其中在氢气核热推进系统内,喷管身部最大直径为 1.38 m,喷管身部长度为 2.98 m。

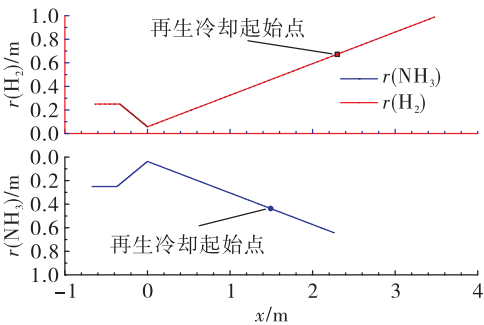


图 7 氢气核热推进系统和氨气核热推进系统的喷管尺寸对比

Fig. 7 Comparison of the nozzle size in H_2 NTP system and NH_3 NTP system

从比较来看,尽管采用氨气作为核热推进系统的推进剂时比冲存在明显劣势,但其便于长期在轨储存和对涡轮泵等组件要求不高使得其可以胜任轨道高度变化不大的长期多次空间探测任务,作为

液氧甲烷发动机的补充或替代。但是,对于载人深空探测而言,还是应该积极解决低温工质的长期储存问题,发展氢气核热推进系统。例如可研制双模式的系统,即兼具核热推进和核能发电的功能^[22],当切换为发电状态时,可用于液氢储箱制冷系统的供电。

4 结论与展望

本文介绍了核热火箭发动机的原理,从系统总体性能、与反应堆耦合程度以及对关键部件的需求3个方面对抽气循环、开式膨胀循环和闭式膨胀循环进行了对比分析,并基于闭式膨胀循环设计了氢气核热推进系统和氦气核热推进系统,结合设计结果对两类系统的技术优缺点进行了对比说明,主要的结论包括:

1)对于上面级的应用场景而言,抽气循环和闭式膨胀循环是更适合核热火箭发动机的系统循环方案。

2)氢气核热推进系统的比冲为910 s,氦气核热推进系统的比冲仅为390 s,即氢气系统的总体性能更好,更适合载人深空探测任务,未来可通过研制双模式空间核能系统,解决低温工质的长期储存问题。

3)氦气系统在推进剂长期在轨储存和对涡轮泵及反应堆的要求等方面要低于氢气系统,可胜任轨道高度变化不大的长期多次空间探测任务。

此外,基于本文所开展的核热火箭发动机系统循环设计工作以及与液体火箭发动机所存在的差异,为提高核热火箭发动机系统循环方案和总体设计的能力,未来需要在以下几方面加强研究:

1)开展氢(氦)气在高温情况下的物性研究,丰富基础数据库。

2)开展超音速氢(氦)气流在喷管内和亚音速氢(氦)气在微小通道内的流动换热规律研究,提高再生冷却段热量提取和流动损失的预测准确度。

3)验证并确认工质在反应堆内的参数变化规律,具体包括流动压降模型和换热系数预测模型。

4)建立涡轮和泵的特性描述模型。

5)针对反应堆停堆后的余热释放现象和非额定工况运行,开展系统循环在运行包线内的性能评价和设计优化。

参考文献:

- [1] MINDELL D,UEBELHART S A,SIDDIQI A A. The future of human space flight:Objectives and policy implications in a global context[EB/OL]. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0265964609001349?via%3Dihub>,2009.
- [2] 欧阳自远,李春来,邹永廖,等. 深空探测的进展与我国深空探测的发展战略[J]. 中国航天,2002(12):28-32.
- [3] 王浩明,薛翔,张银勇,等. 空间闭式布雷顿循环旁路调节特性分析[J]. 火箭推进,2021,47(2):61-67.
WANG H M,XUE X,ZHANG Y Y,et al. Analysis of bypass regulation characteristics for space closed Brayton cycle system[J]. Journal of Rocket Propulsion,2021,47(2):61-67.
- [4] 朱安文,刘磊,马世俊,等. 空间核动力在深空探测中的应用及发展综述[J]. 深空探测学报,2017,4(5):397-404.
- [5] 苏著亭,杨继材,柯国土. 空间核动力[M]. 上海:上海交通大学出版社,2016.
- [6] CLARK J S,MCDANIEL P,HOWE S,et al. Nuclear thermal propulsion technology:Results of an interagency panel in FY 1991[EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/236433262_Nuclear_thermal_propulsion_technology_Results_of_an_interagency_panel_in_FY_1991,1993.
- [7] DRAKE B G,HOFFMAN S J,BEATY D W. Human exploration of Mars, design reference architecture 5.0[C]//2010 IEEE Aerospace Conference. New York:IEEE,2010.
- [8] National Academies of Sciences,Engineering,and Medicine. Space nuclear propulsion for human mars exploration[R]. Washington D C:The National Academies Press,2021.
- [9] “中国工程科技2035发展战略研究”项目组. 中国工程科技2035发展战略:公共安全领域报告[M]. 北京:科学出版社,2020.
- [10] 解家春,霍红磊,苏著亭,等. 核热推进技术发展综述[J]. 深空探测学报,2017,4(5):417-429.
- [11] 吉宇,孙俊,石磊. 核热推进系统热工过程及堆芯关键技术分析[J]. 原子能科学技术,2017,51(12):2171-2176.
- [12] EMRICH W. Principles of nuclear rocket propulsion[EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/316133318_Principles_of_Nuclear_Rocket_Propulsion,2016.
- [13] 王浩泽,左安军,霍红磊,等. 110 kN 核热火箭发动机系

- 统方案选取与参数优化研究[J]. 原子能科学技术, 2019, 53(1): 30-37.
- [14] HASLETT R A. Space nuclear thermal propulsion program [R]. New York: Grumman Aerospace Corporation, 1995.
- [15] SELCOW E C, DAVIS R E, PERKINS K R, et al. Assessment of the use of H_2 , CH_4 , NH_3 , and CO_2 as NTR propellants[C]//AIP Conference. Albuquerque: AIP, 1992.
- [16] 蔡国飙, 李家文, 田爱梅, 等. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
- [17] HESS H L, KUNZ H R. A study of forced convection heat transfer to supercritical hydrogen [J]. Journal of Heat Transfer, 1965, 87(1): 41-46.
- [18] 廖宏图. 核热推进技术综述[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 1-11.
- LIAO H T. Overview of nuclear thermal propulsion technologies[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(4): 1-11.
- [19] 郭尚群, 侯辉, 张勇. 萤火一号火星探测器推进分系统技术[J]. 上海航天, 2013, 30(4): 96-99.
- [20] NIKITAEV D, THOMAS L. In-situ alternative propellants for nuclear thermal propulsion[C]//AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2021.
- [21] JOYNER II C R, DEASON W, EADES M, et al. LEU NTP engine system for flight demonstrator for a mars crew mission NTP[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2020, Knoxville, Tennessee: [s. n.], 2020.
- [22] 李强, 李家文, 王戈, 等. 新型空间双模式核热推进系统热力学性能研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(6): 21-28.
- LI Q, LI J W, WANG G, et al. Research on the rmodynamic performance of a new aerospace nuclear thermal propulsion system [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(6): 21-28.