

# 气动磁镜聚变推进器的火星探测任务分析

宋俊<sup>1,2</sup>, 张晨<sup>3</sup>, 杨文杰<sup>1,2</sup>, 曾秋孙<sup>1</sup>, 陈志斌<sup>1</sup>

(1. 中国科学院合肥物质科学研究院核能安全技术研究所, 合肥 230031;

2. 中国科学技术大学研究生院科学岛分院, 合肥 230026;

3. 中国科学院空间应用工程与技术中心, 北京 100094)

**摘 要:** 将气动磁镜聚变概念拓展到空间推进器应用, 分析了不同等离子体密度和氢推进剂质量流率下聚变推进器的比冲和推力变化范围, 理论计算表明其比冲可达 10 000 s 以上, 推力最高可达几十牛。在此基础上, 进一步采用气动磁镜聚变推进器对地火转移任务进行了数值仿真。假设推进器初始质量为 100 t, 仿真结果表明: 当飞行时间在 282.42~639.76 d 变化时, 剩余质量从 88.59 t 提升至 98.24 t。相关分析表明基于气动磁镜的聚变空间推进器通过调节比冲和推力组合方式, 可以很好地满足未来火星载人和货运任务对飞行时间和有效载荷份额的不同需求, 是未来高性能空间推进器发展的一种候选方案。

**关 键 词:** 气动磁镜; 空间应用; 聚变推进器; 火星探测; 轨道优化

**中图分类号:** V439

**文献标志码:** A

## Analysis of Mars exploration mission based on gas-dynamic-mirror fusion thruster

SONG Jun<sup>1,2</sup>, ZHANG Chen<sup>3</sup>, YANG Wenjie<sup>1,2</sup>,  
ZENG Qiusun<sup>1</sup>, CHEN Zhibin<sup>1</sup>

(1. Institute of Nuclear Energy Safety Technology,  
Hefei Institute of Physical Science,

Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China;

2. Science Island Branch, Graduate School,  
University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;

3. Technology and Engineering Center for Space Utilization,  
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The gas-dynamic-mirror based fusion concept was expanded into space propulsion applications to analyze the range of specific impulse and thrust under different plasma density and hydrogen propellant mass flow rates. The theoretical calculation showed that the highest specific impulse can be above 10 000 s, and thrust up to dozens of Newton. On this basis, the fu-

**收稿日期:** 2020-11-26

**基金项目:** 安徽省自然科学基金(1908085MA17); 安徽省重点研究与开发计划国际科技合作专项(202004b11020032);  
国家重点研发计划(2018YFB1900605)

**作者简介:** 宋俊(1993—), 男, 博士生, 主要从事聚变新概念相关技术研究。E-mail: jun.song@inest.cas.cn

**通信作者:** 陈志斌(1982—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事聚变热工流体与工程技术研究。E-mail: zhibin.chen@inest.cas.cn

**引用格式:** 宋俊, 张晨, 杨文杰, 等. 气动磁镜聚变推进器的火星探测任务分析[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 1962-1973. SONG Jun, ZHANG Chen, YANG Wenjie, et al. Analysis of Mars exploration mission based on gas-dynamic-mirror fusion thruster [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(9): 1962-1973.

sion thruster based on the gas dynamic mirror was further used to simulate the Mars exploration mission. Assuming the initial mass of the thruster was 100 t, the simulation results showed that the residual mass increased from 88.59 to 98.24 t when the mission flight time varied from 282.42 to 639.76 d. The analysis showed that the fusion space thruster based on the gas dynamic mirror can well meet the requirements of future manned and cargo Mars missions by adjusting the specific impulse and thrust, making it an option for the development of high-performance space thrusters in the future.

**Key words:** gas dynamic mirror; space applications; fusion thruster; Mars exploration; orbital optimization

符号表

|                     |                   |                                    |                                     |
|---------------------|-------------------|------------------------------------|-------------------------------------|
| $v_{\text{ex}}$     | 排气速度              | $m$                                | 飞行器质量                               |
| $\epsilon$          | 能量释放百分比           | $X$                                | 飞行器改进春分点根数和质量构成的列向量                 |
| $R_0$               | 磁镜处真空磁场与中心区真空磁场比值 | $\lambda$                          | 飞行器改进春分点根数的协态向量                     |
| $R$                 | 等离子体磁镜比           | $\lambda_{\text{m}}$               | 飞行器质量的协态                            |
| $A_{\text{c}}$      | 中心区等离子体横截面积       | $\mathbf{A}$                       | 飞行器改进春分点根数和质量协态构成的列向量               |
| $\tau$              | 等离子体能量约束时间        | $Y$                                | 飞行器改进春分点根数、质量、改进春分点根数的协态和质量协态构成的列向量 |
| $L$                 | 推进器长度             | $\nu_{\text{i}}$                   | 初始边界条件的拉格朗日乘子向量                     |
| $n$                 | 等离子体密度            | $\nu_{\text{f}}$                   | 终端边界条件的拉格朗日乘子向量                     |
| $T$                 | 等离子体温度            | $P^*$                              | 发动机最优功率                             |
| $v_{\text{ex,eff}}$ | 有效排气速度            | $\alpha^*$                         | 发动机最优推力矢量                           |
| $v_{\text{e}}$      | 电子速度              | $T_1^*$                            | 发动机最优推力                             |
| $v_{\text{i}}$      | 离子速度              | $S$                                | 发动机开关函数                             |
| $I_{\text{sp,eff}}$ | 有效比冲              | $t_{\text{i}}$                     | 任务起始时刻                              |
| $n_{\text{sp}}$     | 逃逸区等离子体密度         | $t_{\text{f}}$                     | 任务结束时刻                              |
| $P$                 | 发动机功率             | $\mathbf{x}^{\text{Earth}}$        | 地球在黄道惯性系状态向量                        |
| $P_{\text{max}}$    | 发动机最大功率           | $\mathbf{x}^{\text{Mars}}$         | 火星在黄道惯性系状态向量                        |
| $T_1$               | 发动机推力             | $C_3$                              | 飞行器离开地球影响球的发射能量                     |
| $\alpha$            | 发动机推力矢量           | $\boldsymbol{\psi}_{\text{i}}$     | 飞行器在地球发射时的边界条件向量                    |
| $I_{\text{sp}}$     | 发动机比冲             | $\boldsymbol{\psi}_{\text{f}}$     | 飞行器在火星到达时的边界条件向量                    |
| $g_0$               | 海平面重力加速度          | $\overline{\mathbf{X}}$            | NLP(非线性规划)优化变量向量                    |
| $c$                 | 发动机燃气速度           | $\overline{\mathbf{x}}_{\text{l}}$ | NLP优化变量下界向量                         |
| $\eta$              | 发动机效率             | $\overline{\mathbf{x}}_{\text{u}}$ | NLP优化变量上界向量                         |
| $J$                 | 最优控制问题的性能指标       | $\beta$                            | 推进段和滑行段时长以及其他优化参数向量                 |
| $J'$                | 最优控制问题扩充的性能指标     |                                    |                                     |
| $H$                 | 最优控制问题的哈密顿函数      |                                    |                                     |
| $x$                 | 飞行器改进春分点根数        |                                    |                                     |

随着航天技术的发展,对于太空疆域的扩张逐渐成为航天强国新的科技战略目标,深空探测能力更是国家综合实力和科学技术发展水平的重要标志。火星与地球有很多相似的特点,火星环境被认为目前除地球外最适合人类生存。未来火星殖民时期必将开展频繁的空间任务,对推进系统性能提出了更高的要求<sup>[1]</sup>。人类探索太空的能力主要受空间推进技术的限制。传统的化学能推进方式具有低比冲的固有缺点,而太阳能也存在能量密度低和帆板功率随日心距平方衰减的问题,传统的推进方式受限于比冲和功率密度,难以高效执行远距离深空探测任务,亟需发展更先进的高性能空间动力系统。核能是一种高能量密度、输出功率稳定的能源形式,在军事和能源领域

已经证明过其巨大的潜力,如果成功应用于航天领域,将极大拓展人类的深空探测能力。核能主要包括核裂变能与核聚变能<sup>[2]</sup>。

对于核裂变推进方式,主要可以分为核热推进(nuclear thermal propulsion, NTP)、核电推进(nuclear electric propulsion, NEP)和双模核推进(bimodal nuclear thermal electric propulsion, BN-TEP)3类。核热推进主要利用核反应堆释放的功率加热推进剂,将高温高压推进剂喷出获得巨大的反冲推力,但核热推进方式受喷嘴材料温度的限制,喷气速度仅能达到约 $10^4$  m/s,即比冲约为千秒量级<sup>[3-5]</sup>。美俄在冷战期间就已对核热推进进行了研究,如1955~1973年期间美国著名的ROVER(“流浪者”)和NERVA(nuclear engine for rocket vehicle application)计划,但后期由于预算、太空政策等因素中断了核热推进的研究<sup>[6]</sup>。苏联/俄罗斯也于1958年开始了核热推进技术研究,先后研究了不同的核火箭发动机方案,建立核发动机实验基地,并进行了大量实验,近年来俄罗斯仍在开展兆瓦级核热推进系统的研究,旨在实施大规模空间探索计划<sup>[7]</sup>。核电推进则将空间核反应堆释放的核能转化为电能,然后通过大功率电推进系统将推进剂电离加速产生推力,能够实现几千秒的比冲<sup>[8]</sup>,但推力非常有限,所产生的加速度仍然较低无法满足快速深空探测任务的需求<sup>[9]</sup>。关于核电推进的研究历史,最早可以追溯到1955年,美国原子能委员会SNAP(Space Nuclear Auxiliary Power)空间核电源计划,旨在研制出几百瓦到千瓦功率量级的核反应堆系统。苏联/俄罗斯在20世纪60年代开始了空间核电源计划,经过几十年的发展,俄罗斯已经将反应堆和电推进一起使用,据统计俄罗斯已经发射了约35个基于反应堆的航天器<sup>[10]</sup>。近年来,NASA(National Aeronautics and Space Administration)于2003年制定了普罗米修斯计划,该计划旨在将空间核电推进技术应用在深空探测任务中。中国、俄罗斯和欧盟等也都提出了相应的大功率核动力航天计划<sup>[11]</sup>。双模式核推进则结合了核热推进与核电推进的特点,是更先进的推进方式,但同时难度也更高<sup>[12]</sup>。尽管国际上已经开展了大量核裂变动力航天的研究,但空间核裂变动力系统的辐射对航天员和地球环境造成的潜在风险仍然需要新的评估及应对方案。

与核裂变相比,核聚变能量密度更高且无辐

射污染,不仅适用于地面发电应用,同时其具有的超高比冲,高能量密度和功率系统的稳定性等特点也非常适合空间推进应用。目前对核聚变的研究主要集中在地面聚变能应用且尚在研究阶段,然而一旦获得突破,将能够迅速应用于空间动力系统,为空间推进技术带来巨大进步<sup>[13]</sup>。面向空间推进系统的聚变反应堆主要有两种工作形式。一种是将聚变能通过传统热力循环转变为电能,并通过电能加速推进剂离子产生推力,整个过程经过聚变能-热能-电能的转换,整体效率较低。另一种方式是将聚变系统中的高能带电粒子直接与推进剂射流进行混合换热,并经过磁喷嘴的导流作用喷出,通过控制射流的质量流量可以实现万秒到百万秒量级的比冲,从而极大提高飞行器的推进性能<sup>[14]</sup>。聚变约束概念主要有3种<sup>[15-19]</sup>:①封闭式磁场位形,如托卡马克、紧凑型托卡马克如球托ST(spherical tokamak)、场反位形FRC(field reverse configuration)等;②开放式磁场位形,如气动磁镜GDM(gas dynamic mirror);③惯性约束聚变概念;考虑到目前的聚变概念中,惯性约束概念对激光点火装置要求极高且能实现的能量增益较小。封闭式磁场位形聚变概念等离子体不易排出。气动磁镜作为一种先进磁镜类聚变约束概念,当前国际上对于气动磁镜概念主要集中在聚变中子源应用研究和空间推进器理论研究,1995年由美国科学家提出利用气动磁镜概念作为聚变推进器应用,在改善气动磁镜推进系统物理理论模型,提升推进器推力性能等方面做了有益的理论探索,然而后续研究主要集中在气动磁镜非聚变等离子体推进装置性能的研究,近15年来并未继续开展气动磁镜聚变空间推进器的相关工作,导致该概念在国际研究中处于停滞阶段<sup>[20-25]</sup>,而国内也已经开展了基于气动磁镜的聚变中子源研究,且已经积累了足够的理论基础<sup>[26-27]</sup>。考虑到气动磁镜聚变系统具有天然的开放等离子体损失通道,易于高温高密度等离子体排出,同时其线型简单紧凑的结构便于工程建造,使气动磁镜聚变概念也非常适合于空间推进,因此有必要在国内开展基于气动磁镜的聚变空间推进器研究。

本文探索了基于气动磁镜的聚变空间推进器方案,根据现有气动磁镜聚变中子源实验参数进展,基于实验电子温度达到 $10^7$  K( $10^7$  K $\approx$ 1 keV),假设离子温度为 $2\times 10^8$  K的条件,在不同的气动

磁镜逃逸区等离子体密度和氢推进剂质量流率下,通过理论推导了聚变空间推进器比冲和推力范围。在此基础上,面向未来火星开发的任务需求,利用气动磁镜聚变推进器性能参数对地火转移任务进行数值优化,初步仿真结果表明气动磁镜聚变空间推进器通过自主调节比冲和推力组合方式,能够满足未来火星载人和货运任务对飞行时间和有效载荷份额的双重需求,是未来深空探测高性能空间探测器发展的一种候选方案。

1 气动磁镜聚变推进器概念与理论

1.1 核聚变推进器基本原理

聚变空间推进器是利用聚变反应产生的高能带电粒子在磁喷嘴磁场的约束导流下与推进剂交换焐值,最终将混合射流喷出产生推力,由于氢的分子量较小且具有良好的热物理性质,一般采用液氢作为推进剂,通过控制氢推进剂的质量流率可以调节推进器的比冲和推力<sup>[28]</sup>。

以 D(氘)-<sup>3</sup>He(氦-3)聚变反应为例,其反应产物是 p(质子)和 <sup>4</sup>He(氦 4),反应物和产物的摩尔质量(单位为 g/mol)关系为

2.013 553+3.014 932 → 4.001 506+1.007 276

(1)

由质能式可知质量亏损最终会转化为能量,式(1)质量亏损为 0.019 703 g/mol,设 ε 为能量释放百分比(释放的能量占反应物所具有能量的百分比),即  $\epsilon=0.019\ 703/(2.013\ 553+3.014\ 932)=0.003\ 92$ 。同理可以得到 D-T(氘-氚)反应和 D-D(氘-氘)反应的 ε 值。排气速度(exhaust velocity) $v_{\text{ex}}$ 是由式(2)计算

$$v_{\text{ex}}=\left(\frac{2E_{\text{kin}}}{m}\right)^{1/2}$$

(2)

根据质能式  $E=\epsilon mc_0^2$

$$v_{\text{ex}}=(2\epsilon)^{1/2}c\approx 0.088c_0$$

(3)

排气速度  $v_{\text{ex}}$  大约能达到光速  $c_0$  的 8.8%,也即 26 500 km/s,比冲可以达到  $2.64\times 10^6\text{ s}$ ,同理可以得到其他聚变反应所能实现的比冲,如表 1 所示,表中 n 表示反应产物为中子。

相比之下 ε 的值,对于化学燃料火箭,仅  $10^{-10}$  量级,核裂变火箭为 0.000 8,因此核聚变火箭的 ε 值比化学燃料火箭高 7 个量级,比核裂变火箭高出约 1 个量级。最终决定了化学火箭的比冲仅 450 s 左右,核热火箭为几千秒,而聚变比冲可以达到  $10^4\sim 10^6\text{ s}$ 。

上述理论表明聚变具有超高比冲是由其物理反应原理本身所决定,不可替代。通过聚变推进系统的高温高密度等离子体与氢推进剂混合排出,可在牺牲部分比冲的条件下提高推力值,从而获得具有高比冲、大推力的先进聚变空间推进系统。

表 1 聚变反应性能参数

Table 1 Performance parameters of fusion reaction

| 燃料方案               | 反应产物              | 排气速度 $v_{\text{ex}}/$<br>(km/s) | 比冲/ $10^6\text{ s}$ |
|--------------------|-------------------|---------------------------------|---------------------|
| D-T                | <sup>4</sup> He+n | 26 400(8.67% $c_0$ )            | 2.64                |
| D- <sup>3</sup> He | <sup>4</sup> He+p | 26 500(8.88% $c_0$ )            | 2.65                |
| D-D                | T+p               | 13 920 (4.64% $c_0$ )           | 1.39                |
| D-D                | <sup>3</sup> He+n | 12 510(4.17% $c_0$ )            | 1.25                |

1.2 气动磁镜聚变推进器

本文研究的气动磁镜推进系统由简单的中央螺旋管和磁镜线圈组成,通过控制磁场分布产生磁镜位形,在该磁场位形中,高温等离子体能够被约束至发生聚变反应。如图 1 所示,通过向均匀磁场区域注入粒子,有效平衡磁镜中的等离子体损失从而维持稳态。磁镜区的磁场强度高于中心区域的磁场(扩展器端将损失逸出的高温等离子体转化为电能供推进器机载系统使用,不用于推进,喷嘴端主要用于推力产生)。  $R_0$  表示磁镜处真空磁场与中心区真空磁场的比值。作为推进系统使用时,磁镜两端必须具有不对称的磁镜比,从而控制磁镜两端的等离子体损失粒子,两端可分别用作供电和推进。气动磁镜中轴向磁场剖面分布可以抑制等离子体的横向输运,同时减少带电粒子和热能向周围壁面输运损失,其特点更像是一个子午线磁喷嘴<sup>[29]</sup>。传统磁镜中的等离子体会在装置中散射碰撞前来回穿越多次,和传统的磁镜聚变反应堆不同,气动磁镜推进系统中的等离子体非常密集,以至于平均自由程远小于系统的特征尺寸,等离子体的行为更像连续介质-流体。在这种情况下,等离子体从系统中的逃逸行为更像是气体通过容器的小孔进入真空中的行为,符合气体动力学规律,因此称之为气动磁镜。

等离子体在磁镜处的通量可以估计为  $A_0nv_{\text{th}}$ 。通过系统总粒子数  $A_c nL$  ( $A_c$  为中心区域等离子体的横截面积)除以通量,可以得到装置中的等离子体约束时间<sup>[20]</sup>

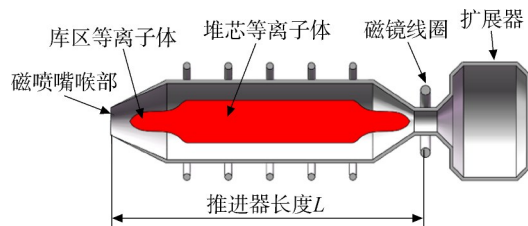


图1 气动磁镜聚变推进器原理图

Fig.1 Schematic diagram of gas-dynamic-mirror fusion thruster

$$\tau \sim (A_c L / A_0 v_{th}) = RL / v_{th} \quad (4)$$

式中 $R$ 是等离子体磁镜比。和传统磁镜中平均自由程远大于系统特征尺寸不同,气动磁镜中的等离子体约束时间与 $R$ 是线性关系,而不是传统磁镜中的对数关系,因此通过改变技术上所允许的磁镜比来提高约束时间的效果比传统磁镜更好。

对于气动磁镜聚变推进器,其装置长度 $L$ 是聚变推进器整体性能的关键影响因子,长度 $L$ 与聚变堆芯系统等离子体温度 $T$ 、密度 $n$ 和磁镜比 $R$ 等参数有关,Kammash通过理论严格推导得到了气动磁镜聚变推进器长度的依赖关系<sup>[20]</sup>,如式(5)所示

$$L = \frac{(E_{in} - 2T)}{nc_0 R \left[ p_0 + s_0 T^{3/2} - \frac{1}{4} \langle \sigma v \rangle (2E_{in} + E_0) T^{-1/2} \right]} \quad (5)$$

这里简要说明其主要推导过程。在评估气动磁镜聚变推进系统的性能前,必须首先建立初步的等离子体动力学。Kammash在推导过程中假设聚变燃料方案为最常见的D-T,并采用简化的物理计算模型。氘-氚的燃料比例为1:1,忽略等离子体电子组分的动力学以及D-T聚变反应产生的 $\alpha$ 粒子。稳态聚变粒子平衡方程(式(6))和能量平衡方程(式(7))分别如下:

$$S - \frac{n}{\tau} - \frac{n^2}{2} \langle \sigma v \rangle = 0 \quad (6)$$

$$SE_{in} + \frac{n^2}{4} \langle \sigma v \rangle E_0 - \frac{nE_e}{\tau} - P_b - P_s = 0 \quad (7)$$

其中 $S$ 是单位体积内的燃料粒子注入率, $\langle \sigma v \rangle$ 是速度平均聚变反应截面(表征聚变反应几率), $E_{in}$ 是注入粒子能量, $E_0$ 是聚变反应产生的能量,对D-T反应为 $2.816 \times 10^{-12}$  J(1 MeV=1.6×10<sup>-13</sup> J), $P_b$ 和 $P_s$ 分别为轫致辐射功率密度和同步回旋辐射功率密度,分别由式(8)和式(9)计算, $E_e$ 为磁镜终端逃逸离子的逃逸能(为简化计算,假设等离子体逃逸能与中心等离子体能量相等)。

$$P_b = p_0 n^2 T^{1/2} \quad (8)$$

$$P_s = s_0 n^2 T^2 \quad (9)$$

其中 $p_0 = 3.34 \times 10^{-15} (10^7 \text{ K})^{1/2} \text{ cm}^3/\text{s}$ , $s_0$ 的值与同步辐射壁面反射率 $R_e$ 有关,由式(10)确定

$$P_s = \frac{5.002 \times 10^{-38}}{\beta} n^2 T^2 \left( 1 + \frac{T}{204 \times 10^7} \right) \times (1 - R_e) \quad (10)$$

其中 $n$ 单位为 $\text{m}^{-3}$ , $T$ 单位为K。

通过式(6)~式(10)的求解可以得到式(5)中气动磁镜推进器长度的函数关系。

聚变反应率与温度有关,由式(5)可以看出,存在某个特定的温度使气动磁镜推进器的长度最小。而且气动磁镜推进器的长度随等离子体密度和磁镜比的增加而减小。

Kammash通过假设聚变等离子体系统能量增益为1,磁镜比为50,并忽略系统的辐射功率,聚变反应截面采用Hively<sup>[30]</sup>归纳的公式,可以得到不同等离子体密度下,气动磁镜推进器长度随等离子体温度的近似函数关系。本文根据Kammash的公式和假设,得到了在不同等离子体密度条件下气动磁镜长度和等离子体温度的关系,如图2所示。

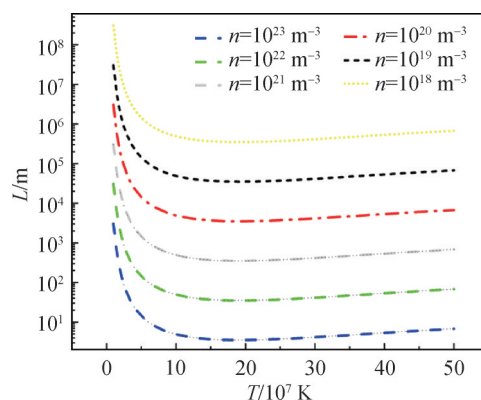


图2 不同等离子体密度下气动磁镜推进器长度与温度的关系

Fig.2 Relationship between the gas-dynamic-mirror thruster length and the temperature under different plasma densities

通过函数关系可以发现,在 $2 \times 10^8$  K左右时,气动磁镜聚变推进器对长度的要求最低,在实际建造中最具可行性。

## 2 聚变推进器性能参数分析

在聚变空间推进系统中,逸出的等离子体具有非常高的动能,如果直接喷出,比冲极高,但同

时受限于质量流率,产生的推力并不高。因此经常采用冷的推进剂与逸出等离子体射流混合换热,牺牲一部分比冲的同时提高推力,由于氢的分子质量小且具有良好的热物性质,一般采用氢推进剂作为推进工质。

本文中第3节主要分析等离子体离子温度为  $2 \times 10^8$  K 时,通过调节逃逸区等离子体密度以及氢推进剂质量流率,实现不同的比冲和推力,并为后续的火星任务性能评估提供初始输入端参数。

因为温度为能量的单位,根据速度和能量的关系

$$E_k = \frac{1}{2} m v^2 \quad (11)$$

由于电子质量和离子质量差别较大,对比冲的贡献不同,有效排气速度  $v_{\text{ex,eff}}$  可根据两组分质量分配计算

$$v_{\text{ex,eff}} = \frac{m_e}{m_e + m_i} v_e + \frac{m_i}{m_e + m_i} v_i \quad (12)$$

同时根据比冲与排气速度的关系(当比冲以秒为单位时,两者相差一个重力加速度  $g$ ),可得到有效比冲  $I_{\text{sp,eff}}$

$$I_{\text{sp,eff}} = \frac{v_{\text{ex,eff}}}{g} \quad (13)$$

如果将高速的等离子体组分直接喷出,所得到的推力是有限的,为了获得中等大小的推力,拟采用较冷的推进剂与高温等离子体组分混合换热,因为氢具有较小的分子量,因此被选为候选推进剂。通过氢推进剂的引入,提高了推进器的推力,同时补偿效应是混合等离子体射流的比冲有所降低。这里为了简化计算,假设氢推进剂以极小的初始能量与高温等离子体混合换热,并在充分换热后以相同的速度排出,获得中等大小的推力。同时,通过调节氢推进剂流量,可以动态调节推进器的比冲和推力,满足不同轨道阶段的设计需求。

假设逃逸区的等离子体密度(电子密度和离子密度相等)  $n_{\text{sp}}$  分别为  $10^{18}$ 、 $10^{19}$ 、 $10^{20} \text{ m}^{-3}$ ,通过调节氢推进剂的质量流率  $m_{\text{h,dot}}$ ,并假设推进剂质量流率在  $10^{-5} \sim 10^{-3} \text{ kg/s}$  内变化。其中质量流率可以表示为磁喷嘴喉部横截面积、速度、数密度和组分质量的乘积,各组分产生的推力可由该组分质量流率和速度的乘积得到,同时根据功率守恒关系,最终可建立简化性能参数计算模型,如式

(14)~式(21):

$$m_{\text{e,dot}} = A_0 v_{\text{the}} n_{\text{sp}} m_e \quad (14)$$

$$m_{\text{i,dot}} = A_0 v_{\text{thi}} n_{\text{sp}} m_i \quad (15)$$

$$F_e = m_{\text{e,dot}} v_{\text{the}} \quad (16)$$

$$F_i = m_{\text{i,dot}} v_{\text{thi}} \quad (17)$$

$$P_{\text{total}} = \frac{1}{2} F_e v_{\text{the}} + \frac{1}{2} F_i v_{\text{thi}} \quad (18)$$

$$m_{\text{total}} = m_{\text{e,dot}} + m_{\text{i,dot}} + m_{\text{h,dot}} \quad (19)$$

$$v_{\text{hybrid}} = \sqrt{\frac{2P_{\text{total}}}{m_{\text{total}}}} \quad (20)$$

$$F_{\text{hybrid}} = \frac{2P_{\text{total}}}{v_{\text{hybrid}}} \quad (21)$$

其中  $m_{\text{e,dot}}$  和  $m_{\text{i,dot}}$  分别为电子和离子组分的质量流率,  $F_e$  和  $F_i$  分别为电子和离子组分产生的推力,  $m_e$  和  $m_i$  分别为电子和离子质量,  $v_{\text{the}}$  和  $v_{\text{thi}}$  分别为电子和离子组分的热运动速率,  $P_{\text{total}}$  为等离子体射流总功率,  $P_{\text{in}}$  为气动磁镜聚变系统损失功率,假设聚变系统损失功率转化为推进功率的效率  $\eta$ ,即  $P_{\text{total}} = \eta P_{\text{in}}$ ,  $m_{\text{h,dot}}$  和  $m_{\text{total}}$  分别为氢推进剂质量流率和总的混合射流质量流率,  $v_{\text{hybrid}}$  和  $F_{\text{hybrid}}$  分别为混合射流的排出速度及其产生的推力。

根据上述简化性能参数计算模型,并假设等离子体离子温度为  $2 \times 10^8$  K,电子温度为当前气动磁镜聚变中子源实验装置获得的最高参数  $10^7$  K<sup>[31]</sup>,图3给出了不同等离子体密度  $n_{\text{sp}}$  下,气动磁镜聚变推进器的推力  $F$  及比冲  $I_{\text{sp}}$  与氢推进剂质量流率的依赖关系,表2提供了部分计算数据。

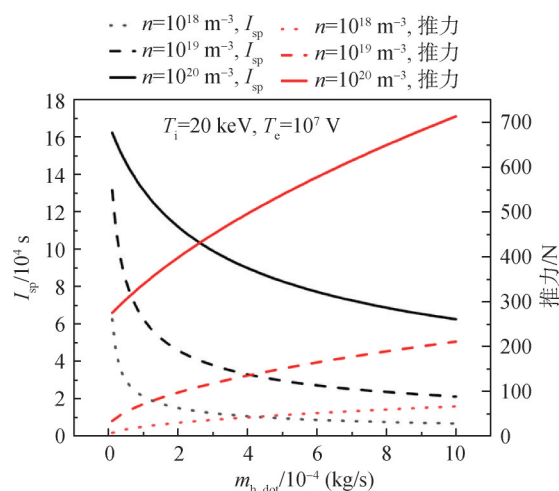


图3 比冲及推力与氢推进剂质量流率的关系

Fig.3 Relationship between specific impulse and thrust with mass flow rate of hydrogen propellant

表 2 不同等离子体密度下推力及比冲与氢推进剂质量流率的关系

Table 2 Relationship between thrust and specific impulse with mass flow rate of hydrogen propellant under different plasma densities

| $m_{h, \text{dot}}/10^{-4} \text{ (kg/s)}$ | $n_{sp}=10^{18} \text{ m}^{-3}$ |              | $n_{sp}=10^{19} \text{ m}^{-3}$ |              | $n_{sp}=10^{20} \text{ m}^{-3}$ |              |
|--------------------------------------------|---------------------------------|--------------|---------------------------------|--------------|---------------------------------|--------------|
|                                            | $I_{sp}/\text{s}$               | $F/\text{N}$ | $I_{sp}/\text{s}$               | $F/\text{N}$ | $I_{sp}/\text{s}$               | $F/\text{N}$ |
| 0.1                                        | 62 594                          | 7.14         | 131 724                         | 33.9         | 162 494                         | 274.9        |
| 2.5                                        | 13 454                          | 33.2         | 41 360                          | 107.99       | 105 080                         | 419.9        |
| 5                                          | 9 529                           | 46.9         | 29 703                          | 150.4        | 82 916                          | 538.7        |
| 7.5                                        | 7 784                           | 57.4         | 24 381                          | 183.2        | 70 650                          | 632.2        |
| 10                                         | 6 743                           | 66.2         | 21 170                          | 211.0        | 62 594                          | 713.6        |

### 3 火星任务性能评估

根据前述理论计算的性能参数,选择等离子体离子温度为  $2 \times 10^7 \text{ K}$ ,逃逸区等离子体密度为  $10^{18} \text{ m}^{-3}$ ,氢推进剂质量流率在  $10^{-5} \sim 10^{-3} \text{ kg/s}$  范围内变化的一组性能参数进行火星轨道转移任务优化设计,初步评估气动磁镜聚变空间推进器在未来火星探测任务中的性能潜力。

#### 3.1 动力学模型

本文使用改进春分点根数描述卫星运动  $x = [p, e_x, e_y, h_x, h_y, L]^T$ , 设航天器质量为  $m$ , 发动机功率为  $P$ , 满足  $0 \leq P \leq P_{\max}$ , 发动机效率为  $\eta$ , 推力

$$B = \frac{\sqrt{p/\mu}}{W} \begin{bmatrix} 0 & 2p & 0 \\ W \sin L & (W+1)\cos L + e_x & -Ze_y \\ -W \cos L & (W+1)\sin L + e_y & Ze_x \\ 0 & 0 & C \cos(L/2) \\ 0 & 0 & C \sin(L/2) \\ 0 & 0 & Z \end{bmatrix} \quad (24)$$

发动机功率和推力、比冲的关系表示为

$$2\eta P = T_1 c \quad (25)$$

#### 3.2 最优控制问题和混合法

连续推力轨道转移问题可描述为最优控制问题,性能指标表示为

$$\min J = \phi_f(X_f, t_f) = -m_f \quad (26)$$

假设飞行器在  $t_i$  时刻以  $C_3 = 0$  从地球出发, 则需满足边界条件

$$\psi_i = \begin{bmatrix} x_i - x^{\text{Earth}}(t_i) \\ m_i - 1 \end{bmatrix} = 0 \quad (27)$$

其中  $x^{\text{Earth}}(t_i)$  为地球在  $t_i$  时刻的状态, 归一化后初始质量为 1。假设飞行器在  $t_f$  时刻以  $C_3 = 0$  与火星交会, 则需满足边界条件

$$\psi_f = x_f - x^{\text{Mars}}(t_f) = 0 \quad (28)$$

为  $T_1$  (为与等离子体温度  $T$  区分), 比冲为  $I_{sp}$ ,  $g_0$  为海平面重力加速度, 燃气速度  $c = I_{sp} g_0$ ,  $\alpha$  为轨道坐标系下的发动机推力矢量。则动力学方程可表示为<sup>[32]</sup>

$$\dot{X} = F(X) \Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A + B \frac{T_1}{m} \alpha \\ -\frac{T_1^2}{2\eta P} \end{bmatrix}_{7 \times 1} \quad (22)$$

其中

$$A = \frac{\sqrt{p/\mu}}{W} \begin{bmatrix} 0, 0, 0, 0, 0, \frac{W^3 \mu}{p^2} \end{bmatrix}^T \quad (23)$$

其中  $x^{\text{Mars}}(t_f)$  为火星在  $t_f$  时刻的状态。引入改进春分点根数对应的协态变量  $\lambda = [\lambda_p, \lambda_{e_x}, \lambda_{e_y}, \lambda_{h_x}, \lambda_{h_y}, \lambda_L]^T$  和质量对应的协态变量  $\lambda_m$ , 定义  $\dot{\lambda} = [\dot{\lambda}, \dot{\lambda}_m]^T$ , 则哈密顿函数表示为

$$H = \lambda^T F(X) = \lambda^T A + \lambda^T B \frac{T}{m} \alpha - \lambda_m \frac{T_1^2}{2\eta P} \quad (29)$$

扩充的性能指标表示为

$$J' = \phi_f + \nu_i^T \psi_i + \nu_f^T \psi_f + \int_{t_i}^{t_f} (H - \lambda^T \dot{X}) dt \quad (30)$$

其中  $\nu_i$  和  $\nu_f$  为边界条件对应的拉格朗日乘子。性能指标取极值的 1 阶必要条件为  $\delta J' = 0$ 。将  $T = 2\eta P/c$  带入哈密顿函数  $H$ , 整理后可得

$$H = \lambda^T A + 2\eta PS/c \quad (31)$$

其中 $S$ 为发动机的开关函数,表示为

$$S = -\frac{|\lambda^T B|}{m} - \frac{\lambda_m}{c} \quad (32)$$

使用庞特里亚金极大值原理(PMP),最优控制率应使得哈密顿函数 $H$ 在整个时间历程上取极小值,则最优功率 $P^*$ 表示为

$$\begin{cases} P^* = 0 & S > 0 \\ P^* = P_{\max} & S < 0 \\ 0 < P^* < P_{\max} & S = 0 \end{cases} \quad (33)$$

再次使用PMP,最优的推力矢量 $\alpha^*$ 和推力幅值 $T_1^*$ 表示为<sup>[33]</sup>

$$\begin{aligned} \alpha^* &= -\frac{\lambda^T B}{|\lambda^T B|} \\ T_1^* &= -\frac{|\lambda^T B| \eta P}{\lambda_m m} \end{aligned} \quad (34)$$

协态动力学方程表示为

$$\begin{aligned} \dot{\Lambda}^T &= -\frac{\partial H}{\partial X} = \\ &\begin{bmatrix} -\lambda^T \frac{\partial A}{\partial x} - \alpha^T \otimes \lambda^T \frac{\partial(\text{vec}(B))}{\partial x} \frac{T_1}{m} \\ \lambda^T B \frac{T_1}{m^2} \alpha \end{bmatrix}_{7 \times 1} \end{aligned} \quad (35)$$

其中 $\otimes$ 为克罗内克积, $\text{vec}(\cdot)$ 为将矩阵变为列向量的算子。对于初始状态 $X_i$ 和终端状态 $X_f$ 可变的问题,引入横截条件

$$\nu_i^T \frac{\partial \psi_i}{\partial X_i} + \Lambda_i^T = 0 \quad (36)$$

$$\frac{\partial \phi_f}{\partial X_f} + \nu_f^T \frac{\partial \psi_f}{\partial X_f} - \Lambda_f^T = 0 \quad (37)$$

化简可得

$$\Lambda_i^T = -\nu_i^T \quad (38)$$

$$\lambda_{x_f}^T = \nu_{x_f}^T \quad (39)$$

$$\lambda_{m_f} = -1 \quad (40)$$

对于初始时刻 $t_i$ 和终端时刻 $t_f$ 可变的问题,引入横截条件

$$\nu_i^T \frac{\partial \psi_i}{\partial t_i} - H_i = 0 \quad (41)$$

$$\frac{\partial \phi_f}{\partial t_f} + \nu_f^T \frac{\partial \psi_f}{\partial t_f} + H_f = 0 \quad (42)$$

为简化讨论,将状态方程和协态方程合并在一起称为正则方程,表示为

$$\dot{Y} = G(Y) \Rightarrow \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{\Lambda} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} A + B \frac{T_1^*}{m} \alpha^* \\ -\frac{T_1^{*2}}{2\eta P^*} \\ -\lambda^T \frac{\partial A}{\partial x} - \alpha^{*T} \otimes \lambda^T \frac{\partial(\text{vec}(B))}{\partial x} \frac{T_1^*}{m} \\ \lambda^T B \frac{T_1^*}{m^2} \alpha^* \end{bmatrix}_{14 \times 1} \quad (43)$$

至此,连续推力轨道优化问题被描述为两点边值问题(TPBVP),定义 $[X(t), \Lambda(t)]^T = \varphi([X_i, \Lambda_i]^T, t_i, t)$ 表示以 $[X_i, \Lambda_i]^T$ 为初始状态,从 $t_i$ 到 $t$ 积分隐含 $P^*$ 、 $\alpha^*$ 和 $T_1^*$ 的正则方程所得到的解,那么连续推力轨道优化问题可描述为:寻找9维打靶变量 $[\Lambda_i, t_i, t_f]^T$ ,使得 $[X(t_f), \Lambda(t_f)]^T = \varphi([X_i, \Lambda_i]^T, t_i, t_f)$ 满足9个等式约束(即式(27)、式(40)、式(41)和式(42))。由于初始协态变量对横截条件和开关函数都很敏感,因而上述TPBVP问题通常很难求解,针对这一问题,混合法对1阶必要条件进行了适当的取舍,将最优控制问题构造为非线性规划(NLP)问题并降低了问题的敏感性<sup>[34]</sup>。具体而言,混合法保留了协态方程和最优控制率,舍弃了敏感的横截条件和开关函数,取而代之的是等式/不等式约束以及给定的发动机开关序列,NLP数值方法则直接优化满足动力学约束、等式和不等式约束的性能指标。假设标称轨道有 $M$ 个推进段,则NLP问题可描述为

$$\begin{cases} \text{find } \bar{X} \in \mathbb{R}^n \\ \text{min } \bar{J}(\bar{X}) \\ \text{subject to } \begin{cases} \bar{x}_1 \leq \bar{X} \leq \bar{x}_u \\ \dot{Y} = G(Y) \\ \Psi(\bar{X}) = 0 \\ \Phi(\bar{X}) < 0 \end{cases} \end{cases} \quad (44)$$

其中 $\bar{X} = [\Lambda^1, \Lambda^2, \dots, \Lambda^M, \beta]^T$ 为NLP问题的 $n$ 个优化变量, $\Lambda$ 给定了每个推进段的控制方向和推力大小, $\beta$ 给定所有推进段和滑行段的时长以及其他需要优化的参数。那么每个推进段都需要7个协态变量和1个时间变量,而每个滑行段则需要1个时间变量。 $\bar{J}: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ 是目标函数, $\bar{x}_1$ 和 $\bar{x}_u$ 分别为优化变量的上下界, $\Psi$ 和 $\Phi$ 分别为等式和不等式约束。本文使用Matlab自带的Fmincon函数对NLP问题进行求解,算法在迭代的过程中将不断调整优化变量以及梯度信息,直到满足指定精度为止。

### 3.3 数值仿真结果

飞行器使用核聚变推进器作为主推进系统,假定的任务出发时间范围为2024年1月1日零时至2026年1月1日零时,初始质量为 $1 \times 10^5$  kg,初始功率为2 189.87 kW,发动机效率为1.0,表3展示了核聚变推进器质量速率 $\dot{m}$ 、推力 $F$ 和比冲 $I_{sp}$ 的参数,档位之间的推力和比冲使用线性插值。

表3 聚变推进器参数

Table 3 Fusion thruster parameters

| $\dot{m}/10^{-4}$ (kg/s) | 推力/N   | $I_{sp}/s$ |
|--------------------------|--------|------------|
| 0.1                      | 7.135  | 62 594.173 |
| 1                        | 21.098 | 21 170.433 |
| 2                        | 29.718 | 15 029.959 |
| 3                        | 36.348 | 12 288.427 |
| 4                        | 41.943 | 10 649.264 |
| 5                        | 46.874 | 9 528.848  |
| 6                        | 51.335 | 8 700.957  |
| 7                        | 55.437 | 8 057.075  |
| 8                        | 59.256 | 7 537.795  |
| 9                        | 62.843 | 7 107.502  |
| 10                       | 66.237 | 6 743.376  |

使用混合法求解地火转移最省燃料问题,随机给定初值并仿真500次。图4展示了地火转移的所有收敛解,其中横坐标为飞行时间,纵坐标为剩余质量。图中每个蓝色小圆点都代表一条仿真轨道,红色大圆点为同时满足飞行时间最短和剩余燃料最多的帕累托前沿。可以发现通过延长飞行时间可以有效增加飞行器剩余质量,但是当飞

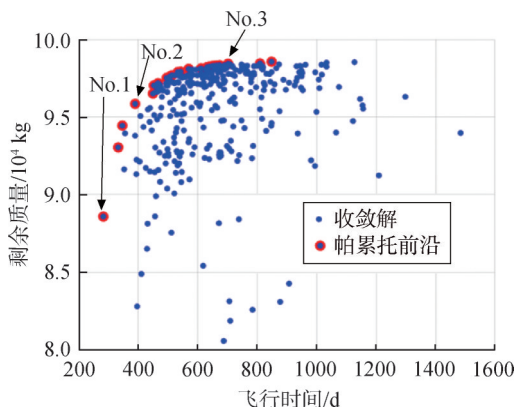


图4 地火转移收敛解的解空间

Fig.4 Solution space of the convergence solution of Earth-to-Mars transfer

行时间超过600 d后剩余质量曲线的增加逐渐平缓,因而再延长飞行时间对剩余质量的收益已经非常有限。

## 4 结果分析

在图4的帕累托前沿中提取不同地火转移时间的3条典型转移轨道进行分析。图5展示了编号为No.1的转移轨道和控制曲线,飞行时间为282.42 d,剩余质量为88.59 t。可以发现转移轨道与霍曼转移轨道非常类似。观察控制曲线,飞行器在任务两端采用高推力低比冲的方式(在地球出发段采用了66.23 N的最大推力档位),在任务中间则采用低推力高比冲的方式节省燃料消耗。

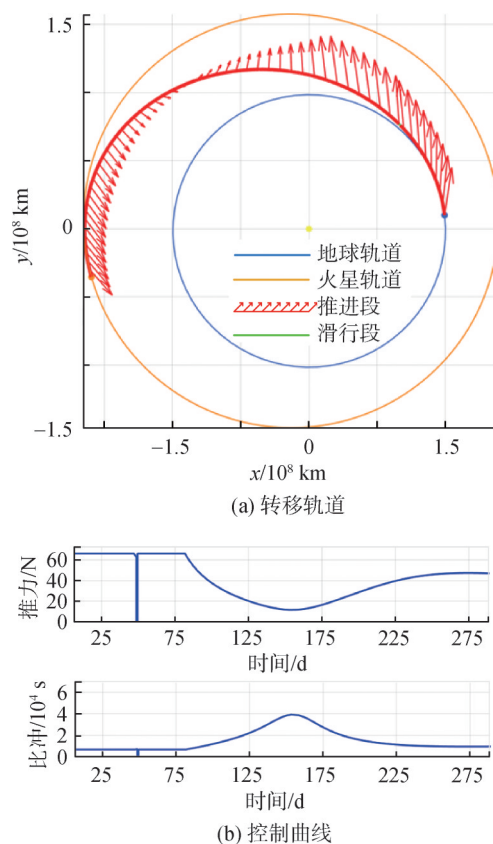


图5 No.1转移轨道和控制曲线

Fig.5 No.1 transfer orbit and control curve

图6展示了编号为No.2的转移轨道和控制曲线,飞行时间为389.81 d,剩余质量为95.84 t。可以发现通过延长飞行时间、以及在任务中增加滑行段,能够有效提高剩余质量。与No.1轨道相比,飞行器更多的采用了高比冲低推力档位(最大推力为36.34 N),最终多耗费了107.39 d的飞行

时间,但是增加了7.25 t的剩余质量(从88.59 t增加至95.84 t)。

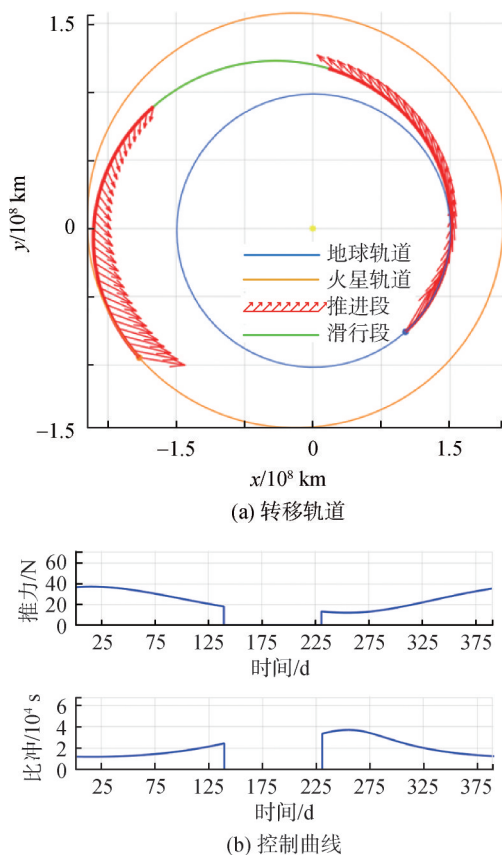


图6 No.2转移轨道和控制曲线

Fig.6 No.2 transfer orbit and control curve

图7展示了编号为No.3的转移轨道和控制曲线,飞行时间为639.76 d,剩余质量为98.24 t。与No.1轨道相比,尽管多耗费了357.34 d的飞行时间,但是剩余质量增加了9.65 t。观察控制曲线可以发现,飞行器在全程都采用低推力高比冲档位以节省燃料消耗(最高推力仅为21.09 N,但是最高比冲为62 594.173 s)。综上,对于载人任务可以采用No.1轨道以节省飞行时间。对于载货任务则可以采用No.2或No.3轨道以提高有效载荷质量。

通过上述结果分析可以发现,飞行器剩余质量随着飞行时间增加而增加,当飞行时间在282.42~639.76 d变化时,剩余质量从88.59 t提升至98.24 t,能够大幅减少火星探测任务中的燃料消耗,提高可携带的有效载荷。在未来的火星及更远的深空探测任务中,利用基于气动磁镜概念的聚变空间推进器的高性能参数特性,在实际任务执行过程中能够根据任务目标(如货运或载人)

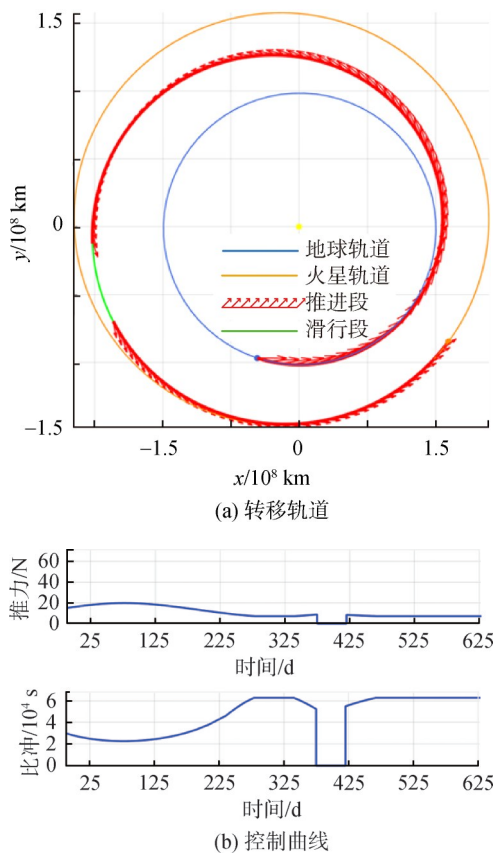


图7 No.3转移轨道和控制曲线

Fig.7 No.3 transfer orbit and control curve

和性能参数需求(如飞行时间和有效载荷份额)的不同灵活选择比冲、推力的组合方式,以满足深空探测任务的多模式运行,因此能够极大的提高我国对火星及更远的外太阳系探索和开发能力。

## 5 结 论

本文提出利用基于气动磁镜概念的聚变空间推进器开展火星和更远深空探测任务,并结合当前国际上关于气动磁镜聚变概念应用于聚变中子源的实验参数进展,利用聚变推进器简化性能参数计算模型对气动磁镜聚变推进器概念进行初步评估。

在此基础上,使用混合法求解了变比冲发动机的地火转移任务,并通过大量数值仿真获得了解空间的帕累托前沿。理论计算和仿真结果表明基于气动磁镜的聚变空间推进器能够实现10 000 s的比冲,推力最高可达几十牛量级。同时,通过控制氢推进剂的质量流率实现推进系统比冲及推力的自主调节,能够满足未来深空探测载人和货运任务对飞行时间和有效载荷份额的不同需求,是高性能空间推进器的潜在发展方向。

本文的工作,能够为后续我国进一步开展基于气动磁镜的聚变空间推进器研究奠定一定的理论基础。

## 参考文献:

- [1] 刘川,刘俊,邱鑫,等.火星探测器推进系统初步设想[J].火箭推进,2014,40(2):44-48.  
LIU Chuang, LIU Jun, QIU Xin, et al. Preliminary design of propulsion system for Mars exploration[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(2):44-48. (in Chinese)
- [2] 何伟锋,向红军,蔡国飙.核火箭原理、发展及应用[J].火箭推进,2005,31(2):37-43.  
HE Weifeng, XIANG Hongjun, CAI Guobiao. The fundamental, developments and applications of nuclear rocket Propulsion[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(2):37-43. (in Chinese)
- [3] 廖宏图.核推进的空间应用浅析[J].火箭推进,2016,42(3):6-14.  
LIAO Hongtu. Preliminary application analysis of nuclear propulsion in space[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3):6-14. (in Chinese)
- [4] 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.  
JI Yu, SUN Jun, SHI Lei. Thermal hydraulics process and key technology challenge in reactor core of nuclear thermal propulsion system[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2017, 51(12):2171-2176. (in Chinese)
- [5] 王浩泽,左安军,霍红磊,等.110kN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.  
WANG Haoze, ZUO Anjun, HUO Honglei, et al. System design selection and parametric optimization analysis of 110 kN nuclear thermal rocket engine[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2019, 53(1):30-37. (in Chinese)
- [6] 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.  
XIE Jiachun, HUO Honglei, SU Zhuting, et al. Review of nuclear thermal propulsion technology development[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5):417-429. (in Chinese)
- [7] 张梦龙,张悦,王宝和.空间核推进系统综述与展望[J].兵器装备工程学报,2018,39(9):96-100.  
ZHANG Menglong, ZHANG Yue, WANG Baohe. Review and prospect of space nuclear propulsion system[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(9):96-100. (in Chinese)
- [8] 刘佳,康小录,张岩,等.基于核电的大功率霍尔电推进系统设计及分析[J].原子能科学技术,2019,53(1):9-15.  
LIU Jia, KANG Xiaolu, ZHANG Yan, et al. Analysis and system design of high-power hall electric propulsion based on nuclear power[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2019, 53(1):9-15. (in Chinese)
- [9] 高剑,郭键,赵守智.用于核电推进的30kWe反应堆电源堆芯设计[J].核科学与工程,2018,38(3):347-352.  
GAO Jian, GUO Jian, ZHAO Shouzhi. Core design of 30 kWe reactor power system for use on NEP[J]. Nuclear Science and Technology, 2018, 38(3):347-352. (in Chinese)
- [10] SEMENKINA V. Overview of electric propulsion activity in Russia[C]//Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, US: AIAA, 2004:3330-3338.
- [11] 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.  
ZHU Anwen, LIU Lei, MA Shijun, et al. An overview of the use and development of nuclear power system in deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5):397-404. (in Chinese)
- [12] CLARK J. Analysis of crewed missions enabled by a Bi-modal nuclear thermal electric propulsion system[D]. Columbus: The Ohio State University, 2019.
- [13] WILLIAMS C. Application of recommended design practices for conceptual nuclear fusion space propulsion systems [C]//Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, US: AIAA, 2004:3534-3556.
- [14] CASSIBRY J, CORTEZ R, STANIC M, et al. Case and development path for fusion propulsion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(2):595-612.
- [15] ADAMS R, CASSIBRY J. The need for fusion propulsion research[C]//Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Tucson, US: AIAA, 2005:4140-4150.
- [16] SANTARIUS J F. Fusion space propulsion: a shorter time frame than you think[C]//Proceedings of the 53rd Joint Army-Navy-NASA-Air Force (JANNAF) Propulsion Meeting. Monterey, US: Fusion Technology Institute, 2005:5-8.
- [17] THIO F, TURCHI P, SANTARIUS J. A summary of the NASA Fusion Propulsion Workshop 2000[C]//Proceedings of the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City, US: AIAA, 2000:2001:3669.
- [18] 邓柏权. D-<sup>3</sup>He 聚变动力可行性研究[J].核聚变与等离子体物理, 1989, 9(4):213-220.  
DENG Baiquan. Feasibility study of D-<sup>3</sup>He fusion power[J]. Nuclear Fusion and Plasma Physics, 1989, 9(4):213-220. (in Chinese)
- [19] 陈志,冯开明,邓柏权,等. D-<sup>3</sup>He 先进燃料聚变空间核动力推进器的可行性探索[J].科学技术与工程, 2005, 5(2):124-127.  
CHEN Zhi, FENG Kaiming, DENG Baiquan, et al. The preliminary study of space nuclear power propulsor of D-<sup>3</sup>He advanced fuel fusion[J]. Science Technology and Engineering, 2005, 5(2):124-127. (in Chinese)
- [20] KAMMASH T, LEE M. Gas dynamic fusion propulsion system for space exploration[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(3):544-553.
- [21] KAMMASH T, GALBRAITH D L. Improved physics mod-

- el for the gas dynamic mirror fusion propulsion system[J]. Journal of propulsion and power, 1998, 14(1):24-28.
- [22] EMRICH W J, Jr, KAMMASH T. Performance optimization of the gas dynamic mirror propulsion system[C]//Proceedings of the AIP (American Institute of Physics) Conference. Sturvo, US: American Institute of Physics, 2000: 1420-1424.
- [23] EMRICH W J, Jr. First results of the gas dynamic mirror fusion propulsion experiment[C]//Proceedings of the AIP Conference. Albuquerque, US: American Institute of Physics, 2003:483-489.
- [24] OHLANDT C J R. A computational magnetohydrodynamic model of a gasdynamic fusion space propulsion system[D]. Ann Arbor, US: University of Michigan, 2011.
- [25] STOCKETT P. Feasibility and design requirements of fission powered magnetic fusion propulsion systems for a manned mars mission[D]. West Lafayette, US: Purdue University, 2019.
- [26] 杜红飞, 陈德鸿, 蒋洁琼, 等. 基于 GDT 的 14MeV 中子源初步设计研究[J]. 核科学与工程, 2012, 32(1):68-73.
- DU Hongfei, CHEN Dehong, JIANG Jieqiong, et al. Preliminary design of GDT-based 14 MeV neutron source[J]. Nuclear Science and Engineering, 2012, 32(1):68-73. (in Chinese)
- [27] 曾秋孙. 高能量增益 GDT 聚变中子源物理设计研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
- ZENG Qiusun. Physics design of high energy gain fusion neutron source based on gas dynamic trap[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)
- [28] LONG K F. Deep space propulsion: a roadmap to inter stellar flight[M]. New York: Springer-Verlag New York, 2012.
- [29] GERWIN R. Characterization of plasma flow through magnetic nozzles [R]. AFSC (Air Force Space Command) Astronautics Laboratory Report AL-TR-89-092, 1990.
- [30] HIVELY L M. Convenient computational forms for Maxwellian reactivities[J]. Nuclear Fusion, 1977, 17(4):873-876.
- [31] IVANOV A A, PRIKHODKO V V. Gas dynamic trap: experimental results and future prospects [J]. Physics-Uspekhi, 2017, 60(5):509-533.
- [32] 李鉴. 连续推力轨道机动优化方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- LI Jian. Research on continuous thrust orbit maneuver optimization method[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [33] GAO Y, KLUEVER C. Low - thrust interplanetary orbit transfers using hybrid trajectory optimization method with multiple shooting[C]//Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Rhode Island, US: AIAA, 2004:5088-5109.
- [34] OZIMEK M, HOWELL K. Low-thrust transfers in the earth-moon system including applications to libration point orbits [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(2): 533-549.

(编辑: 王碧琚)