

空间核电推进系统比质量优化建模及其木星探测应用分析

周成¹, 吴延龙², 魏延明¹, 李永¹, 王戈¹, 丛云天², 孙鲲¹, 王磊¹

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100191; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 空间核电推进 (Nuclear Electric Propulsion, NEP) 系统是一种将核热能转换成电能, 并驱动大功率电推力器而产生推力的革命性空间推进技术。和传统推进技术相比, NEP具有高比冲、大功率、长寿命等技术优势, 非常适合未来大规模深空探测任务。基于NEP系统组成和小推力轨道理论, 建立了以有效载荷为目标的NEP系统比质量优化模型。该模型能够解析NEP航天器的轨道运行时间、比质量、功率与有效载荷比的复杂耦合关系, 为任务优化提供了计算依据。最后, 利用该模型对NEP系统完成NASA“Juno号”航天任务进行了技术指标评估分析。计算表明, 当NEP系统比质量达到4.8 kg/kWe时, 其能将“Juno号”航天任务的地木转移时间由2 266 d缩短至665 d, 有效载荷由160 kg提高到1 179 kg, 极大地提高了航天器的探测能力, 为任务方案的可行性论证和后续设计提供参考。

关键词: 比质量; 核电推进; 木星探测; 优化设计; 有效载荷比

中图分类号: V439+.4

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2018)04-0361-06

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2018.04.006

引用格式: 周成, 吴延龙, 魏延明, 等. 空间核电推进系统比质量优化建模及其木星探测应用分析[J]. 深空探测学报, 2018, 5(4): 361-366.

Reference format: ZHOU C, WU Y L, WEI Y M, et al. Specific mass optimization modeling of space nuclear electric propulsion system for Jupiter exploration mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5(4): 361-366.

0 引言

人类未来深空探测将重点关注火星以及其他更远星球任务, 如何缩短任务周期, 实现快速多任务、多目标探测, 是深空探测面临的重要挑战。由于传统推进技术的能量密度和比冲限制, 完成深空探测任务往往需要携带大量推进剂, 致使整个任务耗时较长且有效载荷比极低, 进而极大地制约了远距离深空探测任务的实施, 而空间核电推进技术 (Nuclear Electric Propulsion, NEP) 是解决深空探测任务能源与动力问题的最佳方案之一^[1]。

早在20世纪, 美俄等航天大国已对核热推进 (Nuclear Thermal Propulsion, NTP) 和NEP两种核推进系统开展了大量的研究。其中, NTP利用核裂变释放的热能对工质加热, 然后将高温高压的工质从喷管高速喷出, 从而产生巨大的推力^[2], 比冲可达1 000 s, 但是存在核燃料高温腐蚀、核裂变产物释放造成的放射性污染等目前无法克服的技术难点; NEP采用空间

核电源将核能转换为电能, 为大功率电推进系统供电, 将工质电离加速并高速喷出产生推力, 具有大功率、高 ΔV 、高比冲等特点 (比冲可达10 000 s), 可以大幅缩短任务周期、提高有效载荷比^[3]。因此, 目前美俄逐渐将研究重心转向NEP技术。

与常规推进技术相比, 大功率NEP系统涉及核反应堆、热电转换、热管理、大功率电源管理与分配和大功率电推进系统等多个子系统, 系统较为复杂。美国国家航空航天局 (NASA) 长期以来均以NEP作为星际飞船主推进方案, 开展了深入研究和论证^[4-5], 在未来几十年必将广泛应用于人类长期深空探测任务^[6]。

本文针对NEP系统的结构特点确立了子系统质量模块, 然后结合小推力轨道参数理论建立了以有效载荷比目标的NEP系统比质量优化模型。优化模型能够解析基于NEP系统的航天器的轨道飞行时间、比质量功率、有效载荷比以及初始重量之间的耦合关系。最后, 以美国“Juno号”航天器任务为参考, 利用该模型对采用空间核电推进系统的机器人木星探测任务进

行技术指标评估分析。

1 核电推进优化模型

1.1 航天器典型质量模型

基于空间核电推进系统的航天器典型结构如图 1

所示，航天器的主要质量单元为核电源质量 M_{NE} （包括反应堆、热电转换、热排放、PMAD）、电推进质量 M_{EP} 、推进剂质量 M_p 、有效载荷 M_{PL} 、航天器结构质量 M_s ，其中核电源和电推进质量之和为核电推进系统干重 M_w 。

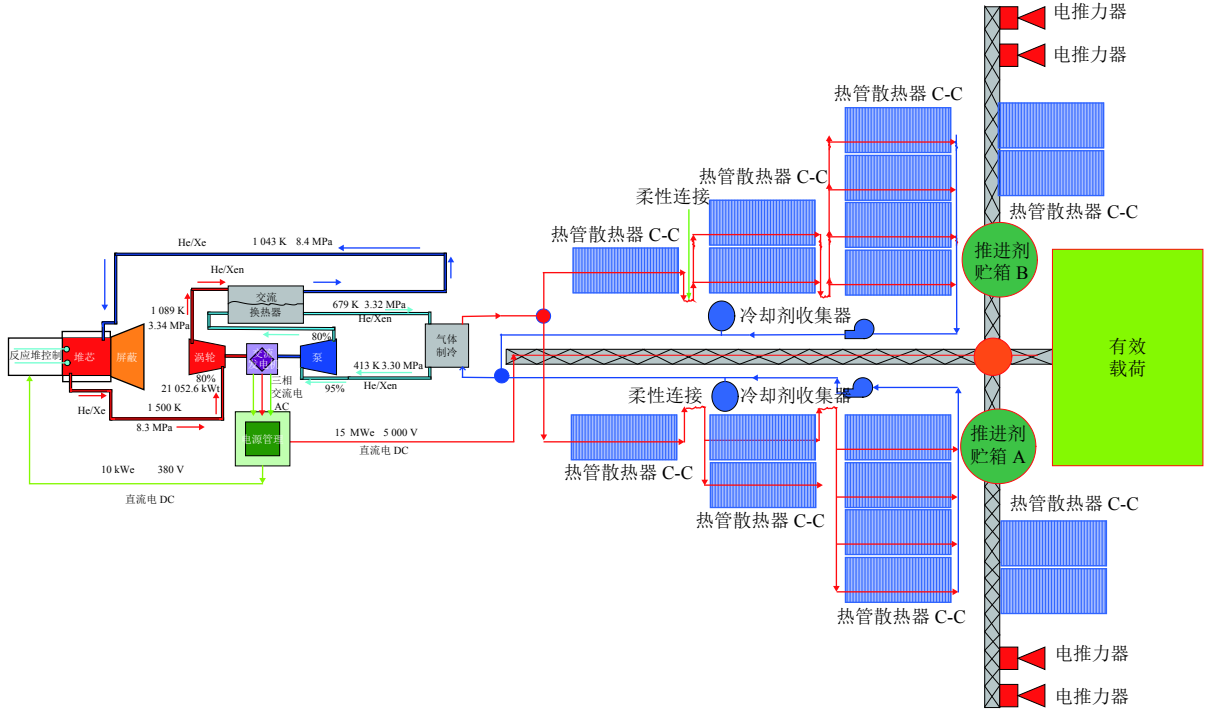


图 1 基于空间核电推进系统的航天器组成示意图
Fig. 1 Schematic diagram of the NEP spacecraft

航天器的质量构成如表 1 所示，有效载荷能力是衡量空间核电推进系统先进性的重要指标。其中， M_f 表示航天到达目的地的剩余质量。

其中： $\dot{M}(t)$ 为推进剂质量流率， g 为地球重力加速度， I_{sp} 为系统比冲。

核电推进系统电功率 P_e 如下

$$P_e = \frac{1}{2\eta_{EP}} \cdot \dot{M}(t) \cdot V_E^2 \quad (2)$$

其中： $V_E = g \cdot I_{sp}$ ，为推力器排气速度。假设核电推进系统的功率 P_e 为恒定功率，如果提高比冲（即提高排气速度 V_E ），需要降低推进剂质量流速 $\dot{M}(t)$ ，以维持系统功率恒定。航天器质量 $M(t)$ 随时间变化规律如下

$$\frac{1}{M(t)} = \frac{1}{M_i} - \frac{1}{2\eta_{EP} \cdot P_e} \int_0^t a(t)^2 dt \quad (3)$$

假设航天器到达目的地飞行时间为 T ，则最终质量 M_f 为

$$\frac{1}{M_f} = \frac{1}{M_i} - \frac{1}{2\eta_{EP} \cdot P_e} \int_0^T a(t)^2 dt \quad (4)$$

定义 J 为轨道参数

$$J = \int_0^{T_f} a(t)^2 dt \quad (5)$$

1.2 NEP质量优化方程

1) 基础理论

根据经典火箭方程，NEP推力 F 为

$$F(t) = \dot{M}(t) \cdot g \cdot I_{sp} \quad (1)$$

其单位为 m^2/s^3 , 等效为 W/kg 。 J 与电推进系统的比冲、功率、效率以及任务时间有密切关系, 通过降低飞船的轨道参数 J 以提高飞船的最终质量 M_f , 从而降低航天器的初始重量 M_i 。

2) NEP质量优化模型

根据1.1节, 将核电推进系统质量视为一个整体 M_w

$$M_i = M_{\text{PL}} + M_p + M_w + M_s \quad (6)$$

航天器的推进剂消耗 M_p 为

$$M_p = M_i - M_f = \frac{M_i}{1 + \left(\frac{2\eta}{J}\right)\left(\frac{P_c}{M_i}\right)} \quad (7)$$

其结构质量 $M_s = k \cdot (M_p + M_w)$, 其中 k 为系统结构系数, 一般为常数, 介于 $0.08 \sim 0.15$ 之间。

联合式(6)~(7), 可以获得NEP系统有效载荷比

$$\frac{M_{\text{PL}}}{M_i} = 1 - (k+1) \left[\frac{1}{1 + \left(\frac{2\eta_{\text{EP}}}{J}\right)\left(\frac{P_c}{M_i}\right)} + \alpha_w \cdot \left(\frac{P_c}{M_i}\right) \right] \quad (8)$$

对公式(8)进行微分, 可以获得航天器最大有效载荷比

$$\left(\frac{M_{\text{PL}}}{M_i}\right)_{\text{MAX}} = (k+1) \cdot \left(\frac{J}{2\eta_{\text{EP}}}\right) \cdot \alpha_w - 2(k+1) \cdot \sqrt{\left(\frac{J}{2\eta_{\text{EP}}}\right) \cdot \alpha_w + 1} \quad (9)$$

通过式(9), 可以获得航天器最大有效载荷比与核电推进系统比质量 α_w 、电推进系统效率 η_{EP} 、轨道参数 J 之间的关系, 有助于对整个系统进行分析。然而, 式(9)并不能反应系统内部各个子系统特别是大功率电推进系统的比质量对整个航天器的最大有效载荷比的影响规律, 需要建立模型以解决该问题。

由于NEP系统由五大子系统构成, 如果把每个子系统的比质量均提取出来会导致参数过多, 参数耦合关系过于复杂不利于解耦分析。为了方便模型建立, 假设NEP系统(不包括推进剂 M_w)由核电源子系统(M_{NE})和电推进子系统(M_{EP})构成, 其中核电源子系统包括反应堆、热电转换、热排放、PMAD四大子系统。因此, NEP系统干重为

$$M_w = M_{\text{NE}} + M_{\text{EP}} \quad (10)$$

定义电推进子系统与核电源子系统质量比值为 ρ , 一般而言 $0 < \rho < 1$ 。现在分别给出如下定义

$$\alpha_{\text{NE}} = \frac{M_{\text{NE}}}{P_c}, \alpha_{\text{EP}} = \frac{M_{\text{EP}}}{P_c}, \alpha_w = \frac{M_w}{P_c} \quad (11)$$

其中: α_{NE} 、 α_{EP} 和 α_w 分别为核电源子系统、电推进子系统和NEP系统(不包含推进剂)比质量。因此, 核电推进系统比质量 α_w 为

$$\alpha_w = (\alpha_{\text{EP}} + \alpha_{\text{NE}}) \quad (12)$$

联合式(10)~(12), 可以获得航天器最大有效载荷比与电推进子系统比质量、效率之间的规律

$$\left(\frac{M_{\text{PL}}}{M_i}\right)_{\text{MAX}} = (k+1) \cdot \left(\frac{J}{2\eta_{\text{EP}}}\right) \cdot \left(1 + \frac{1}{\rho}\right) \cdot \alpha_{\text{EP}} - 2(k+1) \cdot \sqrt{\left(\frac{J}{2\eta_{\text{EP}}}\right) \cdot \left(1 + \frac{1}{\rho}\right) \alpha_{\text{EP}} + 1} \quad (13)$$

1.3 NEP轨道优化模型

从式(13)可得, 航天器有效载荷比除与电推进比质量 α_{EP} 、 η_{EP} 等工程设计参数相关外, 还与轨道参数 J 相关。为了提升有效载荷比, 还需在具体任务模式中对轨道参数进行优化以获得 J_{min} 。对于太阳系内行星深空探测任务, 核电推进轨道参数 J 由近地螺旋逃逸轨道参数 J_{esp} 和日心星际飞行轨道参数 J_{hel} 构成。

1) 小推力近地螺旋加速阶段

该阶段可用如下方程进行相关参数描述

$$\tau = \frac{1}{I_{\text{sp}}g_0} \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \quad (14)$$

其中, τ 是与核电推进比冲和初始轨道高度有关的一个无量纲参数; μ 为地心引力常数 $3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$; g_0 为地球重力加速度 9.8 m/s^2 ; r_0 为飞船距离地球的轨道高度。

$$T_{\text{esp}} = \frac{1 - e^{-\tau}}{\tau} \frac{\gamma(a_0)}{a_0} \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \quad (15)$$

其中, T_{esp} 为航天器螺旋加速逃离地球轨道的时间; $\gamma(a_0)$ 为近似于1的修正参数^[6], 这里取0.95; a_0 为飞船初始加速度, 进而获得

$$J_{\text{esp}(\text{min})} = \int_0^T a^2 dt = \frac{a_0 I_{\text{sp}} g_0 \gamma(a_0) (1 - e^{-\tau})}{1 - \gamma(a_0) (1 - e^{-\tau})} \quad (16)$$

2) 日心星际飞行阶段

该阶段可用如下方程进行相关参数描述:

为获得星际飞段最小轨道参数 J_{hel} , 需要同时满足以下方程

$$J_{\text{hel}} = \int_0^T a^2 dt = \min \quad (17)$$

$$\ddot{a} + (a \cdot \nabla) \nabla V = 0 \quad (18)$$

$$\ddot{r} + \nabla V - a = 0 \quad (19)$$

对于环木探测任务, 获得星际飞段最小轨道参数

$$J_{\text{hel}(\min)} = \int_0^{T_{\text{hel}}} a_{\text{opm}}^2 dt = \frac{12L^2}{T_{\text{hel}}^3} \quad (20)$$

因此, 整个任务阶段的最小轨道参数如下

$$J_{\min} = \frac{a_0 I_{sp} g_0 (a_0) (1 - e^{-\tau})}{1 - \gamma(a_0) (1 - e^{-\tau})} + \frac{12L^2}{T_{\text{hel}}^3} \quad (21)$$

2 木星探测应用分析

木星是太阳系中体积最大、自转最快的行星, 其公转轨道的半长径为5.2 AU; 轨道偏心率为0.048, 公转周期为11.8 a。本节主要关注两个问题: 一是空间核电推进系统如何实现快速木星探测, 并对探测时间、载荷规模进行评估; 二是对于给定任务, 寻求快速木星探测对空间核电推进比质量、电功率等参数的设计需求。

2.1 探测时间及最大载荷评估

为了和美国“Juno号”航天器进行对比, 假设空间核电推进航天器初始重量3 650 kg, 电功率200 kW, 初始轨道为500 km近地圆轨道, 现在需要评估飞船到达木星的时间、推进剂消耗量以及最大有效载重量。

第一级段: 螺旋加速阶段, 根据螺旋加速阶段的小推力轨道优化方程以及核电推进质量优化方程, 可以获得地螺旋加速阶段比冲与推进剂和转移时间的关系, 如图2所示。

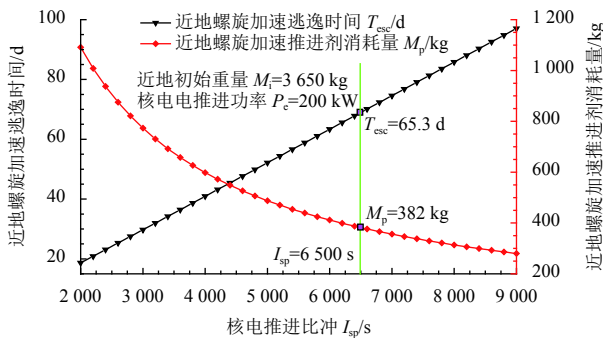


图2 近地螺旋加速阶段比冲与推进剂和转移时间关系

Fig. 2 Relationship between specific impulse and propellant and transfer time in near-ground spiral acceleration phase

从图2可以看出, 随着比冲的增加近地螺旋加速逃逸时间直线增加, 而推进剂消耗量先急速减小后缓慢减小。特别当推进剂比冲大于7 000 s以后, 增加比冲以减小推进剂消耗量的效果不太明显。

图2中取核电推进比冲 I_{sp} 为6 500 s, 则航天器近地螺旋加速逃逸时间为 $T_{\text{esc}} = 65.3$ d, 推进消耗量为 $M_{p1} = 382$ kg, 利用式(18)可得最小逃逸轨道参数

$$J_{\text{esp}} = 8.6 \text{ m}^2/\text{s}^3。$$

第二阶段: 式(21) L 值与发射窗口具有一定关系, 引入 J_{hel} ^[6],

$$J_{\text{hel}} \approx a \cdot T_{\text{hel}}^b \quad (22)$$

其中: $a = 4.88118 \times 10^7$, $b = -2.94706$, T_{hel} 表示地木星际飞行时间(单位d)。利用公式(7)可以获得航天器600 d星际飞行期间推进剂消耗量 $M_{p2} = 745$ kg, $J_{\text{hel}} = 24 \text{ m}^2/\text{s}^3$, 根据上述计算结果可以获得整个任务阶段最优轨道参数 $J_{\min} = J_{\text{esp}(\min)} + J_{\text{hel}(\min)} = 32.59 \text{ m}^2/\text{s}^3$ 。

利用公式(13)可以获得不同电推进效率下, 最大有效载荷比与整个地木任务周期下航天轨道参数的关系曲线, 如图3所示。

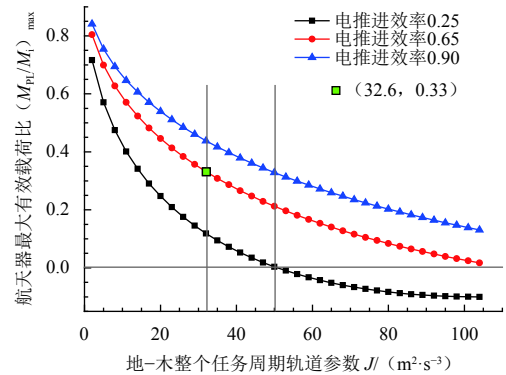


图3 最大有效载荷比与整个任务周期轨道参数的关系

Fig. 3 Relationship between the maximum payload ratio and the orbital parameters of the entire mission period

1) 航天器最大有效载荷比随轨道参数 J 增加而减小, 随电推进效率增加而增加。

2) 电推进效率越高, 航天最大有效载荷比随轨道参数 J 增加而减小的幅度越低。

图3中取轨道参数为 J_{\min} , 可以获得核电推进飞船最大有效载荷比0.33, 即有效载荷为1 179 kg。

通过表2可以发现, 对于执行木星探测任务, 与常规化学推进相比, 200 kW核电推进飞船的有效载荷为8.2倍, 任务时间不到1/3(仅为665.3 d), 具有明显的性能优势。如果将1 179 kg有效载荷分配出400~800 kg推进剂, 该航天器还能够对木卫二、木卫四等木星多颗卫星进行多任务探测, 提高探测效率。

2.2 给定任务核电推进设计参数需求分析

本节主要对给定多任务快速木星任务对电推进比质量、效率以及功率的需求进行分析与计算, 计算前引入如下约束: 1) 航天器以星际飞行为计算起点, 考虑近地螺旋加速阶段时间不再本案例之内; 2) 航天器完成地-木之间星际飞行低于500 d; 3) 有效载荷大于800 kg; 4) 有效载荷比(M_{pl}/M_0)大于0.30。

表 2 本案例与“Juno号”航天器主要性能参数对比
Table 2 Comparison of main performance parameters for Juno space mission

参数	本案例	Juno
初始质量 M_i/kg	3 650	3 650
有效载荷 M_{pl}/kg	1 179	160
推进剂消耗 M_p/kg	1 048	3 400
有效载荷比	0.33	0.04
任务时间 T/d	665.3	2 266.3
是否支持多任务原位探测	是	否

对于给定任务的有效载荷比 (M_{pl}/M_i) 和任务时间 (由 J 表示), 需要寻找 NEP 最大比质量 α_{EP} , 以获得大功率电推进系统工程最大设计包络。假设有效载荷比为固定值, 可以通过优化功率与初始质量比 (P_e/M_i) 使 NEP 比质量 α_{EP} 达到最大值。利用式 (13), 计算了 600 d 实现地火转移条件下有效载荷比与功率与初始质量比值 (P_e/M_i) 和比质量的关系曲线, 如图 4 所示。

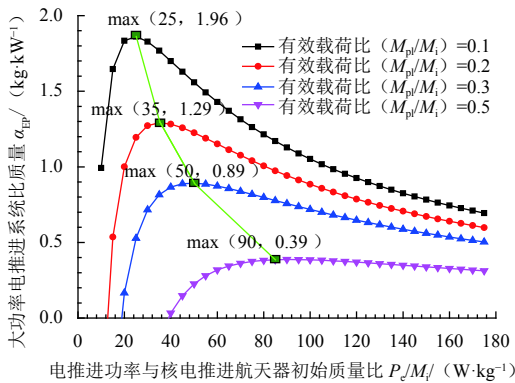


图 4 给定有效载荷比下电推进比质量与 P_e/M_i 关系
Fig. 4 The relationship between high-power electric propulsion specific mass and P_e/M_i for the given maximum M_{pl}/M_i

通过图 4 可得:

1) 给定有效载荷比下, 大功率电推进比质量随着 P_e/M_i 增加迅速增加, 当达到最大值之后逐渐减小。也就是说, 对于某一任务, 核电推进功率 P_e 并不是越大越好, 最优功率大小与航天器初始质量以及有效载荷比要求相关。

2) 当有效载荷比分别为 0.1、0.2、0.3、0.5 时, 对应的电推进最大比质量分别为 1.9 kg/kW、1.29 kg/kW、0.89 kg/kW、0.39 kg/kW, 相应的 P_e/M_i 分为 25 W/kg、35 W/kg、50 W/kg、90 W/kg, 即有效载荷比越高对大功率电推进轻质化要求越高 (比质量越低), 同时对核电推进的功率/初始质量比 (P_e/M_i) 的要求也越高。

为了探寻最大有效载荷比条件下, 木星探测任务

时间长短对大功率电推进比质量的设计需求, 可获得最大有效载荷比时电推进比质量

$$\alpha_{EP} = \left(\frac{\rho}{1+\rho}\right) \cdot \frac{2\eta}{\lambda} \left[\sqrt{1+k} - \sqrt{k + \left(\frac{M_{pl}}{M_i}\right)^2} \right]^2 \quad (23)$$

联合式 (23) 和式 (24) 可得

$$\alpha = \frac{2\eta}{a \times T_{het}^b} \times \left(\frac{\rho}{1+\rho}\right) \times \left[\sqrt{1+k} - \sqrt{k + \left(\frac{M_{pl}}{M_i}\right)^2} \right]^2 \quad (24)$$

利用式 (24), 计算了不同地火木移时间和有效载荷比对电推进的比质量的要求, 如图 5 所示。

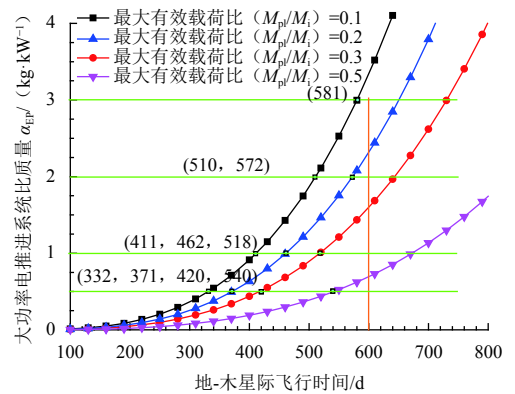


图 5 地木-转移时间对大功率电推进的比质量要求
Fig. 5 The relationship between high-power electric propulsion specific mass and Earth - Jupiter transfer time for the given maximum M_{pl}/M_i

1) 随着地木转移时间的减少, 电推进比质量急剧减少, 即加剧了电推进轻质化设计的难度。例如, 有效载荷比为 0.3 时, 为完成 572 d、540 d 和 518 d 地-木转移任务, 电推进的比质量必须分别低于 2 kg/kW、1.0 kg/kW 和 0.5 kg/kW。

2) 对于有效载荷比为 0.3 的 500 d 木星探测任务, 其对电推进的比质量要求必须小于 0.89 kg/kW, VASIMR、离子、霍尔和 MPD 四种大功率电推进中, 只有 MPD 能够满足任务要求。

3) 结果表明, 实现快速、高有效载荷比的木星探测的重要途径是研制高功率且轻质 (低比质量) 的大功率电推进系统。

3 结论

本文建立了空间核电推进的质量优化和 NEP 轨道优化模型, 并针对木星探测任务进行了分析计算, 获得如下结论:

1) 与采用化学推进的美国“Juno号”木星探测任务相比, 200 kW 空间核电推进将有效载荷从 160 kg 提高

至1 179 kg, 而任务时间则由2 266.3 d缩短至665.3 d, 同时还能够对木卫二、木卫四等木星多颗卫星进行多任务探测, 具有明显的性能优势。

2) 当有效载荷比分别为0.1、0.3、0.5时, 对应的电推进最大比质量分别为1.9 kg/kW、0.89 kg/kW、0.39 kg/kW, 相应的 P_e/M_i 分别为25 W/kg、50 W/kg、90 W/kg, 即有效载荷比越高对大功率电推进轻质化要求越高(比质量越低), 同时对核电推进功率/初始质量比(P_e/M_i)的要求也越高。

3) 对于有效载荷比为0.3的500 d快速木星探测任务, 其对电推进的比质量要求必须小于0.89 kg/kW且比冲要求大于6 500 s, 按照目前大功率电推进的技术能力, 只有MPD能够满足任务要求。因此, 实现快速、高有效载荷比的木星探测的重要途径是研制高功率且轻质(低比质量)的大功率电推进系统。

参 考 文 献

[1] PALAC D T. Nuclear electric propulsion systems for robotic and human

exploration [C]//1st Space Exploration Conference: Continuing the Voyage of Discovery. Orlando, FL, USA: [s. n.], 2005.

[2] NOCA M, POLK J, LENARD R. Evolutionary strategy for the use of nuclear electric propulsion in planetary exploration[C]//Proceedings of the 18th Symposium on Nuclear Power and Propulsion. Albuquerque, NM, USA: [s. n.], 2001.

[3] NASA. Project Prometheus main web page[EB/OL]. (2004-07-01). <http://spacescience.nasa.gov/missions/prometheus.htm>.

[4] MELBOURNE W G. Interplanetary trajectories and payload capabilities of advanced propulsion vehicle[R]. [S. l.]: JPL, 1961.

[5] RAGSAC R V. Trajectory requirements and performance comparisons of single-stage, electrically propelled space vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 6(4): 370-375.

[6] ILLIN A V, CASSDDY L D, GLOVER T W, et al. VASIMR Human Mission to Mars[C]//Space Propulsion and Energy Sciences International Forum (SPESIF 2011). College Park, MD: [s. n.], 2011.

作者简介:

周成(1986-), 男, 工程师, 主要研究方向: 航天器推进技术。

通信地址: 北京市海淀区中关村南三街16号北京控制工程研究所(100191)

电话: (010)68113979

E-mail: zhoucheng0208@163.com

Specific Mass Optimization Modeling of Space Nuclear Electric Propulsion System for Jupiter Exploration Mission

ZHOU Cheng¹, WU Yanlong², WEI Yanming¹, LI Yong¹, WANG Ge¹,
CONG Yuntian², SUN Kun¹, WANG Lei¹

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100191, China; 2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: The space nuclear electric propulsion (NEP) system is a revolutionary space propulsion technology that converts nuclear heat energy into electrical energy and drives high-power electric thrusters to generate thrust. Compared with traditional propulsion technology, NEP has the advantages of high specific impulse, high power and long life, which is very suitable for large-scale deep space exploration missions in the future. In this paper, the specific mass model of high power NEP system is established based on NEP system composition and the theory of small thrust orbit to obtain the maximum payload ratio. The complex coupling relation of orbit time, specific mass, power and payload ratio of NEP spacecraft can be decoupled by this model, which provides a computational basis for task optimization. The model was used to evaluate the technical specifications of the NEP system to complete the NASA Juno space mission. The calculation shows that when the specific mass of the NEP system reaches 4.8kg/kWe, it can the ground transfer time of the Juno space mission from 2266 days to 665 days, and the payload from 160kg to 1179kg, which greatly improves the spacecraft's detection capability and providing a useful reference for subsequent design.

Key words: specific mass; nuclear power propulsion; Jupiter exploration; optimization design; payload ratio

High lights:

- The NEP specific mass model is established based on system composition and the theory of small thrust orbit to obtain the maximum payload ratio.
- The complex coupling relation of orbit time, specific mass, power and payload ratio can be decoupled by NEP specific mass model.
- The quantitative analysis of the NEP Jupiter exploration mission is completed, which has obvious performance advantages in terms orbital transfer time and payload ratio.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 朱恬]