

电推进三种比冲的定义及其工程应用

张雪儿^b, 李得天^{a,b*}, 张天平^{a,b}

(兰州空间技术物理研究所 a. 真空技术与物理重点实验室;
b. 甘肃省空间电推进技术重点实验室, 兰州 730000)

摘要: 由于电推进类型的多样性、系统的复杂性和对空间电源的强烈依赖性, 为充分利用电推进的高比冲效益, 航天任务规划中往往需要考虑电推进系统本身、推进剂、所需空间电源等多方面的质量要素, 为此在电推进应用工程中引入推力器比冲、子系统比冲、任务比冲等三种电推进比冲概念。本文在给出三种电推进比冲基本定义的基础上, 推导了三种比冲之间的相互关系, 明确了各种比冲概念的本质意义, 结果表明: 相比于推力器比冲, 子系统比冲能更准确地反映电推进系统自身的质量效率, 而任务比冲能更全面地表征航天器任务中电推进的整体质量效率。最后, 讨论了三种比冲在电推进航天工程中的主要应用。

关键词: 电推进; 推力器; 子系统; 任务; 比冲; 工程应用

中图分类号: V439

文献标志码: A

文章编号: 1006-7086(2020)06-0486-08

DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2020.06.011

Three Types of Specific Impulses for Electric Propulsions: Their Definitions and Engineering Applications

ZHANG Xueer^b, LI Detian^{a,b*}, ZHANG Tianping^{a,b}

(a. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory; b. Key Laboratory of Space Electric Propulsion Technology of Gansu province, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: Considering the diversity, complexity and space-power-dependence of electric propulsion (EP), the mass factors for EP system, for propellant and for space power are concerned in space mission planning to utilize its high specific impulse. In this context, the concepts of thruster specific impulse, subsystem specific impulse and mission specific impulse are introduced. Based on their definitions, the relationships among three types of specific impulses are derived. The essential meanings of these concepts are clarified, drawing the conclusion that subsystem specific impulse reflects the efficiency of EP subsystem more accurately compared to thruster specific impulse, while mission specific impulse reveals the overall efficiency of EP for space missions. Their applications in EP space engineering are discussed as well.

Key words: electric propulsion (EP); thruster; subsystem; mission; specific impulse; engineering application

0 引言

比冲是描述火箭或喷气发动机推进剂质量效率的基础术语, 电推进因其高比冲成为先进空间推进技术的代表, 正在获得越来越广泛的应用^[1-3]。但就电推进系统而言, 不仅类别繁多, 而且在性能参

数、系统组成、质量特性等方面差别也较大, 再加上电推进系统必须依赖空间电源才能工作, 因此在设计应用电推进的航天器任务时, 一方面面临着电推进类型及规格的优选问题; 另一方面在享用高比冲

收稿日期: 2020-02-27

基金项目: 甘肃省科技计划资助(18JR3RA412)

作者简介: 张雪儿, 硕士, 工程师, 主要从事空间电推进技术研究。E-mail: xueerzh@sina.com。

通信作者: 李得天, 研究员, 博士生导师, 主要从事真空技术研究。E-mail: lidetian@hotmail.com。

引用本文: 张雪儿, 李得天, 张天平. 电推进三种比冲的定义及其工程应用[J]. 真空与低温, 2020, 26(6): 486-493.

ZHANG X E, LI D T, ZHANG T P. Three types of specific impulses for electric propulsions: their definitions and engineering applications[J]. Vacuum and Cryogenics, 2020, 26(6): 486-493.

效益的同时必须考虑增加额外电源的代价。

基于电推进类型的多样性、系统的复杂性和对空间电源的强烈依赖性,仅依靠经典的推力器比冲概念难以全面有效地描述应用电推进所带来的质量效益。因此为充分利用电推进的高比冲效益,在电推进航天器工程中引入推力器比冲、子系统比冲、任务比冲等三种电推进比冲概念。本文将在给出三种电推进比冲基本定义的基础上,推导三种比冲之间的相互关系,明确各比冲的本质意义,并讨论三种比冲在电推进航天工程中的主要应用,以期能够对我国航天工程更好地利用和选用电推进提供帮助。

1 电推进推力器比冲

1.1 推力器比冲的定义

推力器比冲(thruster specific impulse)定义为电推力器消耗单位重量推进剂所产生的反作用冲量。在稳态工况下,是推力器产生的总冲量 I_t 与消耗的推进剂总重量之比:

$$I_{sp-T} = \frac{I_t}{M_p g_0} \quad (1)$$

式中: M_p 为消耗的推进剂总质量; g_0 为重力加速度常数(9.81 m/s^2)。该定义下推力器比冲的单位为秒。由于总冲量为推力和时间的乘积,推进剂总质量为流率 and 时间的乘积,经简单推导得到:该定义与传统化学(火箭)发动机的比冲定义是一致的,即:

$$I_{sp-T} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (2)$$

式中: F 为推力; $\dot{m}$ 为推进剂质量流率。

1.2 推力器比冲的本性

假设电推力器喷射的第 i 个推进剂离子(原子或分子)的速度为 v_i ,则基于火箭原理的电推力器反作用力 F 为:

$$\vec{F} = \sum_{i=1}^N m_i \vec{v}_i \quad (3)$$

式中: N 为单位时间喷出的离子数; m_i 为第 i 个离子质量。在推进剂离子全部相同且喷出速度为轴对称分布情况下,式(3)简化为:

$$F = \dot{m} \bar{v} \quad (4)$$

$$\bar{v} = \frac{\sum_{i=1}^N v_i \cos(\theta_i)}{N} \quad (5)$$

式中: θ_i 为第 i 个离子速度矢量与轴向夹角; $\bar{v}$ 为喷射有效平均速度; m 为离子质量; $\dot{m} = Nm$ 为推进剂喷射质量流率。将式(4)代入式(2)就可以得到推

力器比冲的另外表达式:

$$I_{sp-T} = \frac{\bar{v}}{g_0} \quad (6)$$

由此可见,推力器比冲的大小直接取决于推进剂平均喷射速度的大小,其反映了电推进推力器比冲的本质特性^[4]。

1.3 推力器比冲的应用

1.3.1 电推力器性能比较

电推力器比冲首先用于不同类型电推力器比冲性能的直接比较,正是由于热气动、静电、电磁等不同的推进剂离子(原子或分子)加速机制,导致了不同类型电推力器比冲的本质差别。与此密切相关的是电推力器的比冲越高,暗示着其质量效率(以下简称效率)也越高,因为有更多份额的电能被转化为推进剂有效动能。例如电热型推力器效率最低、电磁型推力器效率中等、静电型推力器效率最高,稳态工作电推力器的效率明显高于脉冲工作电推力器。

其次,不同电推力器的比冲与推力功率比(推功比)之间呈现一定的负相关关系,相比于离子推力器,霍尔推力器的这种负相关趋势更为明显^[5]。因此对于同类型推力器,可以通过比冲大致判断其推功比的大小。电推力器推功比的通用表达式为:

$$\frac{F}{P_e} = \frac{2\eta}{I_{sp-T} g_0} \quad (7)$$

式中: P_e 为电推力器输入功率; η 为推力器总效率。对任意类型电推进而言,总效率视为额定值,电推力器比冲越高,其推功比越低。式(7)实际上是电推力器性能参数之间内在制约关系的体现:在功率和总效率一定的情况下,电推力器的推力越大比冲就越低,或者反过来比冲越高推力就越小。工程上若要产生相同推力,电推力器比冲越高则需要的功率越大;要同时提高推力和比冲,只能通过增大输入功率来实现。

1.3.2 电推力器性能提升和优化调节

航天工程应用电推进的第一决定因素是其高比冲,从式(5)可见,提高电推力器比冲性能的主要途径包括增大推进剂喷射速度和减小速度的非轴向分量(减小发散角)。对具体电推力器而言,同一加速场下选择分子质量轻的推进剂可获得更大速度,同一推进剂下采用加速效率高的方法可以获得更大速度,增强束流聚焦特性可以获得更大有效速度。航天工程应用电推进的第一约束因素是空间电源,因此提高电推力器效率性能也是本质要求。对具体类型电推力器,减少非推进功率(如推进剂

电离)消耗、提高推进功率效率(加速效率)、提高推进剂工质利用率、增强束流聚焦特性等都是提高电推力器总效率的有效方法。

电推力器性能优化调节往往出于工程应用目的或偏重于满足工程应用需求,电推力器总效率提升属于综合优化调节,为调节电推力器的推功比而降低比冲、增大推力属于功率限定下的任务优化调节,多模式或大范围推力性能输出更是满足无拖曳控制或应对空间电源供电能力变化的优化调节。无论是性能提升还是性能优化调节,电推力器的功率、推力、总效率、比冲等参数都会发生耦合联动变化,但电推力器比冲的变化始终遵从关系式:

$$I_{sp-T} = \frac{2P_e \eta}{F g_0} \quad (8)$$

1.3.3 航天任务初步分析

推力器比冲的直接工程应用是在已知航天任务速度增量 ΔV 和航天器干质量 M_i 情况下,用电推力器额定比冲来计算完成任务所需的推进剂量,具体计算公式为:

$$M_p = M_i \left(e^{\frac{\Delta V}{I_{sp-T} \beta g_0}} - 1 \right) \quad (9)$$

式中: β 为推力器使用效率。或者反过来,在已知速度增量、航天器发射质量 M_i 和干质量的情况下,估算需要的电推力器比冲大小,相应计算公式为:

$$I_{sp-T} = \frac{\Delta V}{\beta g_0 \ln \frac{M_i}{M_f}} \quad (10)$$

2 电推进子系统比冲

2.1 子系统比冲的定义

子系统比冲(subsystem specific impulse)定义为总冲量 I_t 与电推进子系统总质量之比:

$$I_{sp-S} = \frac{I_t}{M_{pt} g_0} \quad (11)$$

式中: M_{pt} 为电推进子系统总质量,是电推进子系统干质量 M_{pd} 和推进剂总质量 M_p 之和:

$$M_{pt} = M_p + M_{pd} \quad (12)$$

2.2 子系统比冲的本性

电推进子系统总比冲与推力器比冲及推进剂质量之间的关系为:

$$I_t = I_{sp-T} M_p g_0 \quad (13)$$

将式(12)和式(13)代入式(11)得到电推进子系统比冲和推力器比冲之间的关系为:

$$I_{sp-S} = \frac{I_{sp-T}}{1+k} \quad (14)$$

式中: k 为电推进子系统干质量与推进剂质量之比:

$$k = \frac{M_{pd}}{M_p} \quad (15)$$

电推进子系统的组成包括推力器、电源处理单元、推进剂贮供单元、控制单元等,不同电推进类型对应的子系统质量特性存在差异。由于 k 始终不为零,由式(14)可知:(1)电推进子系统比冲总是小于推力器比冲;(2)电推进子系统干质量越大,子系统比冲越小;(3)推进剂总量越多,子系统干质量影响越小,子系统比冲越大。

因此,电推进子系统比冲参数能够比推力器比冲参数更好地反映电推进子系统的质量效率性能。Koppel^[6]最早尝试引入电推进子系统比冲概念,并将子系统性能进行了对比。

2.3 子系统比冲的应用

2.3.1 电推进替代化学推进产生效益的分析评估

以电推进替代化学推进完成 GEO 卫星南北位保为例,卫星采用了电化混合推进系统,化学推进负责轨道转移和东西位保等任务,电推进只承担南北位保任务,分析评价电推进相对化学推进效益时,必须考虑电推进系统干质量的影响。

假设卫星的化学推进为甲基肼和四氧化二氮双组元系统;应用的电推进子系统分别为 LIPS-200 离子电推进和 LHT-100 霍尔电推进,两种电推进子系统的组成形式相同:4 台电推力器、2 台电源处理单元(PPU)和推力器选择单元(TSU)、1 套推进剂贮供子系统(PMS)、1 台控制单元(CU),表 1 给出了 3 种推进系统的性能和质量特性参数。

表 1 推进系统性能和质量特性参数
Tab. 1 Performance and mass characteristic of propulsion system

性能参数	推进系统		
	LIPS-200	LHT-100	化学推进
功率/W	1 000	1 350	—
推力/mN	40	80	12 000
比冲/s	3 000	1 600	300
工作寿命/h	15 000	9 000	—
推力器使用效率/%	85	85	98
推进系统干质量/kg	123.0	107.0	—

GEO 卫星入轨质量 M_0 取为 3 000 kg,每年南北位保速度增量需求约 50 m/s,卫星服役 n 年,利用火箭方程可得到用电推进代替化学推进产生的质量效益表达式为:

$$\Delta M = M_0 \left(e^{-\frac{n50}{0.85 I_{sp-T} \beta_0}} - e^{-\frac{n50}{0.98 \times 300 g_0}} \right) - M_{pd} \quad (16)$$

另一方面,利用火箭方程式(9)和电推进子系统比冲关系式(14),可推导出子系统比冲与卫星服役年限 n 及卫星入轨质量 M_0 之间的关系式为:

$$I_{sp-S} = \frac{M_0 (1 - e^{-\frac{n50}{0.85 I_{sp-T} \beta_0}})}{M_0 (1 - e^{-\frac{n50}{0.85 I_{sp-T} \beta_0}}) + M_{pd}} I_{sp-T} \quad (17)$$

基于表1数据,计算得到两种电推进质量效益、子系统比冲与卫星服役年限的关系分别如图1和图2所示,由此得到的主要结论包括:

(1)前3年内由于电推进子系统干质量的影响,应用电推进的质量效益为负,但霍尔的子系统比冲离子的子系统比冲略高,对应质量效率也略好;

(2)第3年服役期为应用电推进产生的质量效益的转折点,也就是说相对化学推进节省的推进剂就已经能够补偿电推进系统干质量,对应该转折点两种电推进的子系统比冲相等;

(3)3年后离子电推进的质量效益高于霍尔电推进,随着服役年限延长,电推进子系统比冲差别逐渐拉开,对应的质量效益差别也逐渐拉大(15年时差别达到60 kg)。

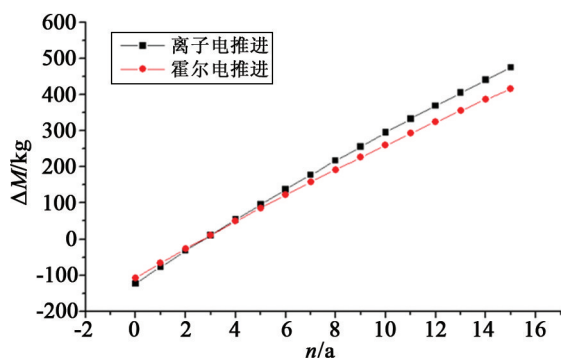


图1 电推进质量效益与卫星服役年限的关系曲线

Fig. 1 Mass benefit with service life

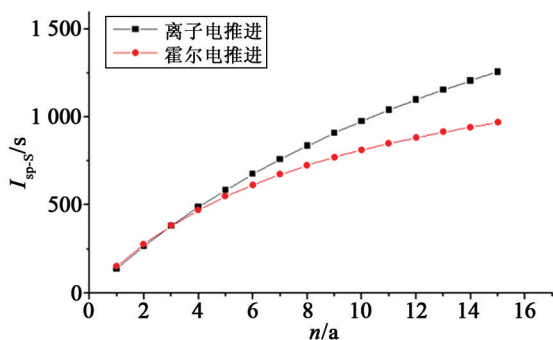


图2 子系统比冲与卫星服役年限的关系曲线

Fig. 2 Subsystem specific impulse with service life

2.3.2 针对航天器任务的电推进比较和优选

对15年工作寿命的全电推进GEO卫星,轨道转移和全部位保所需速度增量为 $\Delta V=2\,600\text{ m/s}$,利用火箭方程式(9)和电推进子系统比冲关系式(14),可以推导出子系统比冲与卫星干质量(不含推进剂) M_0 之间的关系式:

$$I_{sp-S} = \frac{M_0 \left(e^{\frac{\Delta V}{\beta_0 I_{sp-T} \beta_0}} - 1 \right)}{M_{pd} + M_0 \left(e^{\frac{\Delta V}{\beta_0 I_{sp-T} \beta_0}} - 1 \right)} I_{sp-T} \quad (18)$$

应用电推进完成任务所需的总质量成本为推进剂质量和系统干质量之和,即

$$M_{pt} = M_0 \left(e^{\frac{\Delta V}{\beta_0 I_{sp-T} \beta_0}} - 1 \right) + M_{pd} \quad (19)$$

对比表2所列的LIPS-300离子和LHT-140霍尔电推进系统,在卫星干质量1 000~4 000 kg内,计算电推进子系统比冲、电推进系统总质量与卫星干质量的关系,离子和霍尔电推进计算结果分别如图3和图4所示,由此得到的主要结论包括:

(1)卫星的干质量为700 kg以上时,LIPS-300离子电推进的子系统比冲始终要大于LHT-140霍尔电推进的子系统比冲,并且离子电推进系统总质量更小,尽管离子电推进系统干质量大60 kg;

(2)随卫星干质量增大,离子电推进子系统比冲相对霍尔电推进子系统比冲优势更加明显,对应卫星干质量4 000 kg情况下,应用离子电推进相对霍尔的质量效益达到330 kg;

(3)当卫星干质量在600 kg以下时,霍尔电推进的子系统比冲才会高于离子电推进,对应的质量效益也优于离子电推进,如图4所示。

表2 全电卫星电推进系统性能和质量特性参数

Tab. 2 Performance and mass characteristic of EP system on all-electric satellite

性能参数	电推进系统	
	LIPS-300	LHT-140
功率/W*	5 000/2 500	5 000/2 500
推力/mN	200/100	400/200
推力器比冲/s	3500	1 800
工作寿命/h	30 000	15 000
推力器使用效率/%	85	85
电推进系统干质量/kg	180.0	120.0

注:*高功率大推力工况用于轨道转移/低功率小推力工况用于位置保持。

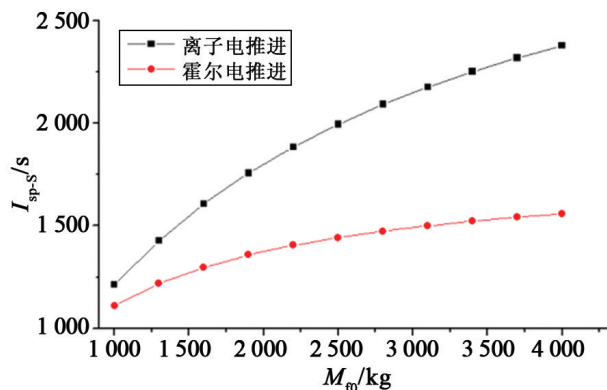


图3 电推进子系统比冲与卫星干质量的关系曲线

Fig. 3 Subsystem specific impulse with satellite dry mass

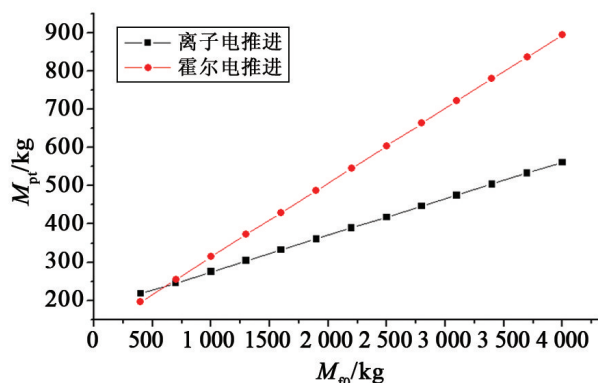


图4 电推进系统总质量与卫星干质量的关系曲线

Fig. 4 Total propulsion mass with satellite dry mass

由此可见,电推进子系统比冲更好地反映了应用电推进产生的质量效益,电推进的质量效益直接与电推进子系统比冲对应。在确定的任务下,对比不同电推进的子系统比冲,并综合考虑子系统的其他性能,就可以做出更好的电推进子系统选择。

3 电推进任务比冲

3.1 任务比冲的定义

任务比冲(mission specific impulse)定义为电推进总冲量 I_t 与电推进系统总质量 $M_{pt}g_0$ 和(额外)增加的电源系统质量 $M_{pp}g_0$ 总和之比:

$$I_{sp-M} = \frac{I_t}{(M_{pt} + M_{pp})g_0} \quad (20)$$

3.2 任务比冲的本性

利用关系式(13)可得到电推进任务比冲与推力器比冲之间的关系:

$$I_{sp-M} = \frac{I_{sp-T}}{(1+k+j)} \quad (21)$$

其中 j 为额外增加的电源系统质量与推进剂质

量之比,即:

$$j = \frac{M_{pp}}{M_p} \quad (22)$$

再利用式(14)可得到电推进任务比冲与子系统比冲之间的关系式:

$$I_{sp-M} = \frac{I_{sp-s}}{(1+i)} \quad (23)$$

其中 i 为额外增加的电源系统质量与推进系统总质量之比,即

$$i = \frac{M_{pp}}{M_{pt}} \quad (24)$$

一般情况下,由于 k 和 j 均不为零,所以电推进任务比冲相对电推进子系统比冲进一步减小,只有在额外增加电推进电源的航天器任务中两者才相等。也就是说,电推进在航天器工程上的应用离不开电源系统支持,在具体的航天器任务分析中须考虑因应用电推进而额外增加的电源系统质量影响,电推进任务比冲能够比电推进子系统比冲更好地反映电推进航天器的质量效率。

3.3 任务比冲的应用

3.3.1 航天器任务的优化比冲

航天器初始总质量可分解为:

$$M_i = M_{t_0} + M_p + M_{pp} + M_{pd} \quad (25)$$

式(25)中,因电推进额外增加的电源系统质量正比于电推进系统功率:

$$M_{pp} \equiv \gamma P \quad (26)$$

电推进子系统干质量可以进一步分解为:

$$M_{pd} = M_{tk} + M_{pru} + nM_{th} + mM_{ppu} + qM_{cu} \quad (27)$$

式中: M_{tk} 为贮箱质量; M_{pru} 为调压供给单元(含管路)质量; M_{th} 为推力器质量; M_{ppu} 为电源处理单元(含电缆)质量; M_{cu} 为控制单元质量; n 为推力器数量; m 为电源处理单元数量; q 为控制单元数量。作为合理假设:推力器、电源处理单元和控制单元的质量正比于电推进系统功率 P ,贮箱和调压供给单元的质量正比于推进剂量,即:

$$nM_{th} + mM_{ppu} + qM_{cu} \equiv \alpha P \quad (28)$$

$$M_{tk} + M_{pru} \equiv \varepsilon M_p \quad (29)$$

将式(26)~(29)代入式(25),得到航天器初始总质量表达式:

$$M_i = M_{t_0} + (1+\varepsilon)M_p + (\alpha+\gamma)P \quad (30)$$

将式(26)~(30)代入式(21),可得到电推进任务比冲与推力器比冲关系的另一表达式:

$$I_{sp-M} = \frac{I_{sp-T}}{1 + \varepsilon + (\alpha + \gamma) \frac{P}{M_p}} \quad (31)$$

另一方面,对推进剂流率和推力恒定的电推进系统,存在基于式(8)的系统功率 P 和推力器比冲关系式:

$$P = \frac{M_p g_0^2}{2\zeta \Delta t} I_{sp-T}^2 \quad (32)$$

式中: ζ 为电推进系统效率; Δt 为电推进累计工作时间。结合式(31)和式(32)得到:

$$I_{sp-M} = \frac{I_{sp-T}}{1 + \varepsilon + (\alpha + \gamma) \frac{g_0^2}{2\zeta \Delta t} I_{sp-T}^2} \quad (33)$$

航天器任务优化比冲也就是电推进任务比冲的极值,通过表达式(33)求极值条件:

$$\left. \frac{\partial I_{sp-M}}{\partial I_{sp-T}} \right|_{I_{sp-T}} = 0 \quad (34)$$

得到航天器任务优化比冲为:

$$I_{sp-T0} = \frac{1}{g_0} \sqrt{\frac{(1 + \varepsilon) 2\zeta \Delta t}{\alpha + \gamma}} \quad (35)$$

该表达式显然是电推进教科书中常见优化比冲的扩展性表达,扩展性主要体现在从航天器最终质量中进一步分解出了电推进系统干质量影响。如果 ε 和 α 取零,式(35)就回到与经典著作完全一致的表达^[7]。注意到式(35)的推导直接源于电推进航天器比冲定义及表达式,文献[7]的推导源于最大航天器干质量(火箭方程),结果的一致性正好进一步说明电推进任务比冲能够正确反映电推进在航天器任务中的整体质量效率。

3.3.2 深空探测任务的电推进电源比较

以主带小行星探测任务为例,速度增量总需求为10 km/s,推进系统可选用LIPS-300离子和LHT-140霍尔电推进,航天器初始(发射)质量900 kg,航天器电源可选太阳能电池阵和裂变核电源^[8],电推进和电源系统基本参数如表3所列。

表3 主带小行星探测任务电推进系统和电源系统

Tab. 3 EP and power systems for main belt asteroid exploration

性能参数	电推进系统		备注
	LIPS-300	LHT-140	
推力器数量/台	3	3	2备1
单台推力器质量/kg	13.0	9.0	
PPU数量/台	2	2	含推力器切换单元和电缆
单台PPU质量/kg	20.5	18.0	
控制单元数量/台	2	2	1备1
单台控制单元质量/kg	8.0	8.0	
贮箱数量/台	3	3	
贮箱质量比/%	15	15	与推进剂质量比
调压供给单元数量/套	1	1	内部有备份,含管路
调压供给单元质量/kg	12	12	
电推进系统功率/kW	12	12	电源系统输出
电推进系统效率/%	66.5	57.0	近似为常数
电推力器比冲/s	3 000 ~ 4 000	1 500 ~ 2 500	调节范围
工作寿命/h	30 000	15 000	满足任务需求
推力器使用效率/%	95	95	平均有效
太阳电源功率系数 γ /(kg/kW)	20/15	20/15	当前水平/未来更先进水平
核电源功率系数 γ /(kg/kW)	40/25	40/25	

基于表3数据和火箭方程,完成任务所需推进剂质量的具体表达为:

$$M_p = 900 \left(1 - e^{-\frac{10\,000}{0.95 \times 9.81 I_{sp-T}}} \right) \quad (36)$$

另外,对应不同空间电源和电推进类型,可以得到航天器应用电推进完成任务所需要的总质量成本,包括四种情况:

(1) 太阳能电源当前水平

在当前太阳能电源水平下,两种电推进系统及所增加电源的质量分别为:

$$(M_{pt} + M_{pp})_{ion} = 348 + 1.15M_p \quad (37)$$

$$(M_{pt} + M_{pp})_{hall} = 331 + 1.15M_p \quad (38)$$

(2) 核电源当前水平

在当前核电源水平下,两种电推进系统及增加电源的质量分别为:

$$(M_{pt} + M_{pp})_{ion} = 588 + 1.15M_p \quad (39)$$

$$(M_{pt} + M_{pp})_{hall} = 571 + 1.15M_p \quad (40)$$

(3) 太阳能电源未来水平

在未来太阳能电源水平下,两种电推进系统及增加电源的质量分别为:

$$(M_{pt} + M_{pp})_{ion} = 288 + 1.15M_p \quad (41)$$

$$(M_{pt} + M_{pp})_{hall} = 271 + 1.15M_p \quad (42)$$

(4) 核电源未来水平

在未来核电源水平下,两种电推进系统及所增加电源的质量分别为:

$$(M_{pt} + M_{pp})_{ion} = 408 + 1.15M_p \quad (43)$$

$$(M_{pt} + M_{pp})_{hall} = 391 + 1.15M_p \quad (44)$$

将式(36)~(44)代入式(21),得到完成主带小行星探测任务的电推进任务比冲具体表达式为:

$$I_{sp-M} = \frac{900 \left[1 - \exp \left(-\frac{10000}{0.95 \times 9.81 I_{sp-T}} \right) \right]}{M_{dd} + 1.15 \times 900 \left[1 - \exp \left(-\frac{10000}{0.95 \times 9.81 I_{sp-T}} \right) \right]} I_{sp-T} \quad (45)$$

式中: M_{dd} 对应(37)~(44)各式右边的质量。针对表3中两种电推进,在不考虑太阳能电池性能随距离衰减的情况下,分别计算电推进任务比冲、总质量成本与推力器比冲之间的关系,如图5~8所示,图中标号a、b、c、d、e、f、g、h与(37)~(44)各式保持一致。由此可见:

(1) 整体上离子电推进任务比冲总是高于霍尔电推进任务比冲,根源在于电推力器比冲的显著差别;

(2) 电推进任务比冲与航天器总质量成本直接对应,任务比冲越大总质量成本越小;

(3) 空间电源系统质量特性对任务比冲和航天器总质量成本的影响非常显著,当太阳能电池阵质量功率比从20 kg/kW改进到15 kg/kW时,应用离子和霍尔电推进的航天器总质量成本降低60 kg;当核电源质量功率比从40 kg/kW改进到25 kg/kW时,应用离子和霍尔电推进的航天器总质量成本降低了180 kg;

(4) 目前空间核电源的质量功率比相对太阳能电池明显偏大,相对太阳能电池电源缺乏竞争力,须进一步降低其质量功率比。

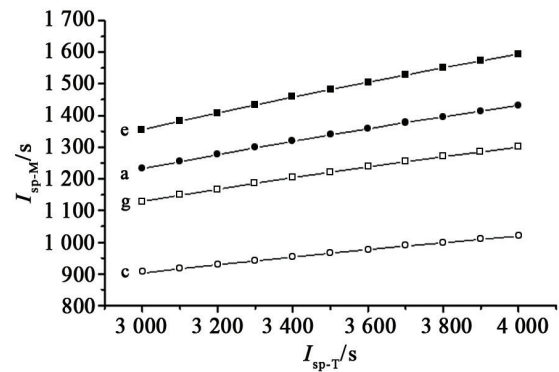


图5 离子任务比冲与推力器比冲的关系曲线

Fig. 5 I_{sp-M} with I_{sp-T} for ion propulsion

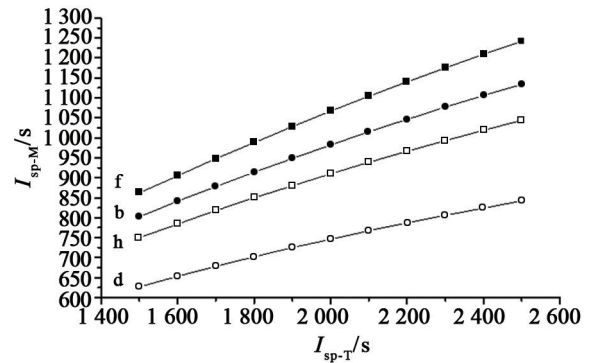


图6 霍尔任务比冲与推力器比冲关系曲线

Fig. 6 I_{sp-M} with I_{sp-T} for Hall thruster propulsion

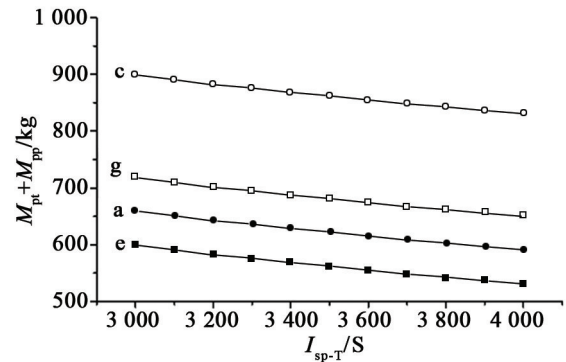


图7 离子总质量成本与推力器比冲关系曲线

Fig. 7 Total mass penalty with I_{sp-T} for ion propulsion

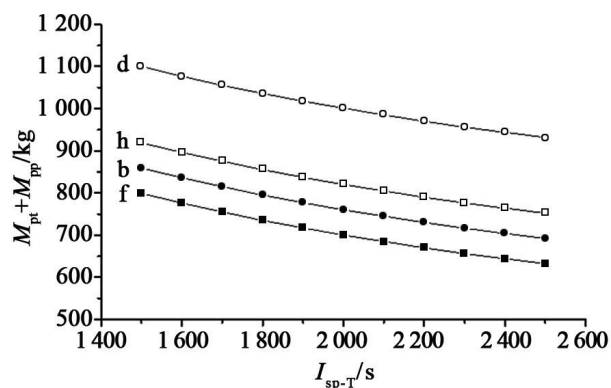


图8 霍尔总质量成本与推力器比冲关系

Fig. 8 Total mass penalty with I_{sp-T} for Hall propulsion

4 结论

针对航天器任务应用电推进所得质量效益的分析需求,分别引入了电推进推力器比冲、电推进子系统比冲、电推进任务比冲的概念。推力器比冲表征了电推进推进剂本身的质量效率,推力器比冲主要用于电推力器性能研究及比较、航天器任务所需推进剂的估算等;电推进子系统比冲表征了电推进自身系统的质量效率,电推进子系统比冲主要用于电推进相对于化学推进的效益分析、针对航天器任务的电推进对比选择等;电推进任务比冲表征了航天器任务中的电推进整体质量效率,电推进任务比冲主要用于航天器任务比冲优化、不同空间电源系统优选等。

三种电推进比冲之间密切关联,且量值呈递减

关系,即推力器比冲最大、子系统比冲次之、任务比冲最小。除推力器比冲外,电推进子系统比冲和电推进任务比冲与具体航天器任务密切相关,航天器任务的推进剂消耗量越大,电推进子系统比冲和电推进任务比冲的数值也越大。

参考文献:

- [1] 张天平. 兰州空间技术物理研究所电推进新进展[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 7-12.
- [2] 张天平, 张雪儿. 离子电推进的航天器应用实践及启示[J]. 真空与低温, 2019, 25(2): 73-81.
- [3] 张天平, 张雪儿, 蒲彦旭. 离子电推进在轨故障的统计分析研究[J]. 真空与低温, 2019, 25(4): 215-221.
- [4] 黄良甫. 电推力器的比冲及其选取[J]. 真空与低温, 2004, 10(1): 1-5.
- [5] PATTERSON M J, THOMAS R, CROFTON M W, et al. High thrust-to-power annular engine technology[C]// AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [6] KOPPEL C. Electric propulsion subsystem comparisons[C]// IAF, IAF-99-A.1.08, 1999.
- [7] JAHN R G. Physics of electric propulsion[M]. New York: McGraw-Hill, 1968.
- [8] SCHÄFF S, WIEGAND A. Future mission concepts using high power electric propulsion[C]// New Trends in Astrodynamics and Applications VI - An International Conference, New York City, 2011.