

基于吸气式电推进的超低轨飞行系统分析¹⁾

岳宇贤* 耿金越* 冯冠华* 刘洪伟* 孟显* 贺建武* 曹进文*
李文皓*,† 黄河激*,†,2)

* (中国科学院力学研究所, 北京 100190)

† (中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要 超低地球轨道(超低轨, VLEO)飞行器对于高质量通讯、地球与空间科学观测具有重要意义. 为了克服超低轨区域的高层大气阻力, 使飞行器长期在轨飞行, 吸气式电推进(ABEP)飞行器的概念被提出并被广泛研究. 文章首先分析了吸气式电推进飞行器在 150 km 高度轨道的主要飞行约束, 包括归一化的工质平衡和能量平衡, 并提出了影响飞行器超低轨维持的主要因素. 为了使有效载荷飞行器长期维持在 150 km 附近超低轨高度并保持一定的载荷有效覆盖率, 提出了两种超低轨飞行系统方案, 包括基于无线能量传输技术构建的飞行系统和近地点 150 km 椭圆轨道飞行系统. 计算了相应的轨道高度限制并考虑有效载荷地面覆盖率给出了星座构建方案, 评估了上述两种方案的可行性与综合效果. 两种方案中, 有效载荷均可以在 150 km 附近的轨道高度内长期维持地面覆盖率, 可以为超低轨长期稳定的通讯网络构建、对地观测和相关科学实验提供条件.

关键词 超低轨, 吸气式电推进, 无线能量传输, 椭圆轨道星座.

中图分类号: V412.4 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-23-485

ANALYSIS OF VERY-LOW EARTH ORBIT FLIGHT SYSTEM BASED ON AIR-BREATHING ELECTRIC PROPULSION TECHNOLOGY¹⁾

Yue Yuxian* Geng Jinyue* Feng Guanhua* Liu Hongwei* Meng Xian* He Jianwu* Cao Jinwen*
Li Wenhao*,† Huang Heji*,†,2)

* (Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

† (School of Engineering Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract Very-low Earth orbit (VLEO) spacecrafts are important for high-quality communications and Earth and space science observations. In order to overcome the upper atmospheric drag in the very-low orbit region and make the spacecraft steadily stay in orbit, the concept of air-breathing electric propulsion (ABEP) spacecraft was proposed and a series of related studies were produced. In this paper, the main flight constraints of air-breathing electric propulsion spacecrafts in orbit at an altitude of 150 km, including the normalized working fluid balance and energy balance, are analyzed, and the main factors affecting the very-low orbit maintenance of the spacecraft are proposed. In order to

2023-10-08 收稿, 2023-11-30 录用, 2023-12-01 网络版发表.

1) 国家自然科学基金(12275019), 中国科学院重点部署科研专项(22SRM-2023-022), 中国科学院青年创新促进会和中国科学院率先行动计划资助项目.

2) 通讯作者: 黄河激, 研究员, 主要研究方向为等离子体风洞技术及空间电推进. E-mail: huang@imech.ac.cn

引用格式: 岳宇贤, 耿金越, 冯冠华, 刘洪伟, 孟显, 贺建武, 曹进文, 李文皓, 黄河激. 基于吸气式电推进的超低轨飞行系统分析. 力学学报, 2023, 55(12): 2835-2843

Yue Yuxian, Geng Jinyue, Feng Guanhua, Liu Hongwei, Meng Xian, He Jianwu, Cao Jinwen, Li Wenhao, Huang Heji. Analysis of very-low Earth orbit flight system based on air-breathing electric propulsion technology. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(12): 2835-2843

maintain the payload spacecraft in the very-low orbit altitude range (around 150 km) for a long time and maintain a certain payload coverage, this paper proposes two very-low orbit flight system schemes, including a flight system based on wireless power transfer technology and a 150 km-Perigee elliptical orbit flight system. The corresponding orbital height limit is calculated and the constellation construction scheme is given considering the payload ground coverage, and the feasibility and effects of the above two schemes are evaluated. In both schemes, the payload can maintain long-term ground coverage within an orbital altitude around 150 km, which can provide conditions for the construction of long-term stable communication networks, Earth observation, and scientific experiments in VLEO.

Key words very-low Earth orbit, air-breathing electric propulsion, wireless power transfer technology, elliptical orbit flight system.

引言

超低轨一般指轨道高度在 450 km 以下的地球轨道, 其在对地观测和通讯方面具有显著优势^[1-3]. 此外, 150 km 附近的超低轨区域是空间科学测量和实验的理想场所, 如对高层大气、电离层和地球重力场等的测量实验, 以及通过电离层参数的测量对一些自然灾害进行监测与预警. 近年来, 欧洲和日本分别在该空域发射了 GOCE 卫星 (ESA, 250~300 km) 和燕子卫星 (JAXA, 180~250 km), 并完成探索和技术验证^[4-6].

超低轨空间中存在大气阻力、高阶地球非球形摄动等作用力. 其中大气阻力是最显著的摄动作用力, 无推力飞行器在大气阻力作用下只能维持很短的时间; 如图 1 所示, 飞行器横截面积 1 m²、质量 3.5 t, 考虑气动阻力系数 C_d 为 2 的情况下, 在 150~180 km 高度下仅可维持 50~150 h.

更低的轨道高度和更长时间的轨道维持可以在显著提升载荷效果的同时节约成本, 比如 300 km 轨道运载成本比 600 km 降低 10%~50%, 而对地观测

分辨率可提升 2~4 倍^[7]. 然而, 这意味着飞行器需要克服更大的大气阻力并具有更好的轨道维持能力, 同时携带尽可能少的推进工质. 吸气式电推进 (air-breathing electric propulsion, ABEP) 的概念由此而被提出.

2003 年, JAXA 提出了吸气式电推进的概念, 并开展了一系列研究^[8-11]. ESA 在 2007 年设计了一种适用于吸气式电推进器的吸气装置, 分析了超低轨区域 (180~250 km) 吸气的可行性^[12]. Romano 等^[13-17] 对超低轨区域的大气特性和阻力进行了系统性分析. Zheng 等^[18] 和 Jackson 等^[19] 分别设计了 Cubesat 使用的吸气式电推进器, 并进行了仿真验证, 为较大飞行器吸气式电推进系统的设计提供了参考. Andreussi 等^[20] 研究了在吸气式电推进中使用霍尔推力器的可行性, 给出了高推功比推进器的适用范围. 黄河徽等^[21] 基于国内外现有技术提出了工程可实现的吸气式电推进装置设计. 吸气式电推进系统中, 被高速吸入的稀薄气体通过收缩型进气口时, 可利用内外压差进行被动压缩, 并进入推力器工质储箱储存和使用.

在高层大气减阻方面, Tisaev 等^[22] 结合高层大气阻力特性, 以 GOCE 任务轨道为基础, 系统地分析了吸气式电推进飞行器性能对超低轨可行飞行区域的影响. 此外, 还有一系列关于超低轨飞行器气动外形设计和减阻控制策略的研究^[23-26].

本文结合以上吸气式电推进与高层大气阻力的研究, 提出了 150 km 超低轨的两种飞行方案. 首先根据对高层大气、吸气式电推进器性能, 以及飞行器外形的分析, 确定了限制吸气式电推进飞行器在 150 km 轨道高度维持轨道的主要因素是能量输入, 即存在能量缺口.

方案 1 根据轨道特性引入能量平台飞行器的概

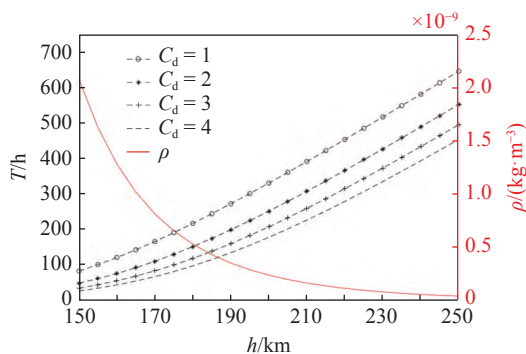


图 1 超低轨区域轨道高度 h 对应的无推进维持时间 (T , 左) 和大气密度 (ρ , 右, NASA: MSIS-E-90 大气模型)

Fig. 1 Orbit maintenance time at h without propulsion (T , left) and atmospheric density (ρ , right, NASA: MSIS-E-90 Atmosphere Model)

念, 形成分布式飞行系统. 该系统中, 执行载荷任务的吸气式电推进飞行器 (任务飞行器) 始终维持 150 km 的轨道高度, 能量供给平台飞行器 (供能飞行器) 采用近地点高度与飞行器相同、远地点在 2000 km 以上的椭圆轨道, 保证其有足够时间在高轨道区域收集能量并具有较短的会合周期. 供能飞行器同样携带吸气式电推进系统, 该系统仅在近地点附近工作, 以抵抗其在该区域受到的大气阻力. 由于供能飞行器仅在近地点与任务飞行器接近, 且具有较快的相对速度 (~ 200 m/s), 因此必须考虑采用无线能量传输手段进行充能, 如激光充能 (laser power beaming) 等^[27-31]. 该充能方式必须在较短的时间内完成一定量的有效能量传输, 以弥补任务飞行器的能量缺口. 本文将详细讨论该方式的实施过程和可行性.

方案 2 则使任务飞行器采取椭圆超低轨轨道组网的形式, 在有效载荷对地覆盖率满足要求的前提下使飞行器满足能量平衡. 椭圆超低轨轨道一方面具有更小的大气阻力, 另一方面具有更长的轨道周期以通过太阳能电池板收集能量. 本文详细讨论了可行的椭圆轨道集合, 并根据对地有效覆盖率给出了相应的星座构建方案.

本文综合评估了上述两种方案的成本和可行性, 为 150 km 附近轨道高度的超低轨任务提供了参考.

1 超低轨飞行系统分析

1.1 吸气式电推进飞行器的工质平衡与能量平衡

根据吸气式电推进相关研究, 典型的吸气式电推进系统主要由进气道、压缩室和电推力器构成. 在超低轨飞行过程中, 稀薄大气由进气道进入压缩室, 经压缩至一定密度后可被作为电离工质输送到电推力器中, 从而实现空气工质的原位利用.

对于固定比冲的推进器, 其产生的额定推力为

$$F_t = \dot{m}g_0I_{sp} \quad (1)$$

其中吸气式电推进获取气体流量

$$\dot{m} = \eta\rho vS_t \quad (2)$$

式中 I_{sp} 为推力器比冲, g_0 为重力加速度, η 为吸气式电推进器的吸气效率, ρ 为当地大气密度 (标准大气模型 USSA-1976), v 为飞行器与大气的相对速度 (由于大气速度很低, 因此近似取轨道速度), S_t 为吸

气式电推进进气口横截面积.

此时大气阻力为

$$F_f = \frac{1}{2}\rho v^2 C_d S_c \quad (3)$$

其中 S_c 为飞行器整体横截面积. C_d 为大气阻力系数, 该系数主要包括压差阻力和摩擦阻力, 对于航天器而言其值一般在 $1 \sim 4$ 左右^[21].

为了量化工质平衡关系, 定义归一化推阻比

$$R_{tf} = \frac{F_t}{F_f} = 2 \frac{g_0}{vC_d} \cdot I_{sp} \cdot \eta \cdot \frac{S_t}{S_c} \quad (4)$$

该值大于等于 1 时, 吸气式电推进飞行器获取的工质可以维持其飞行轨道 (图 2, 考虑 J2 摄动). 显然, 不同阻力系数下的工质平衡由轨道高度 h (决定速度 v)、有效比冲 $\eta \cdot I_{sp}$ (吸气效率与比冲的乘积, 表征对于来流的有效比冲) 和截面比 S_t/S_c (吸气截面积和总截面积之比) 确定. 由于吸气式电推进器可采用主动吸气提升压缩比或利用螺旋波放电等实现较低气压下稳定工作, 因此暂未考虑吸气压缩比 β 的限制.

此时推进器的最低需求功率

$$P_0 = F_t(\min) \cdot v = F_f v = \frac{1}{2}\rho v^3 C_d S_c \cdot \frac{1}{\varepsilon} \quad (5)$$

实际输入功率

$$P_i = S_b I_0 k \quad (6)$$

其中 S_b 为太阳能电池板有效面积, 一般为飞行器的侧面积 (如 GOCE 的侧面贴片太阳能板^[4]) 或附带展开帆板 (如天行一号侧面帆板) 的面积. 为了便于归一化计算, 该面积在本文中被统称为侧面积. I_0 为太阳辐射常数, 取 1364 W/m². k 为太阳能电池板转换效率, 通常取 0.3 , ε 为推进系统效率, 即输入功率与吸气式电推进所需功率之比.

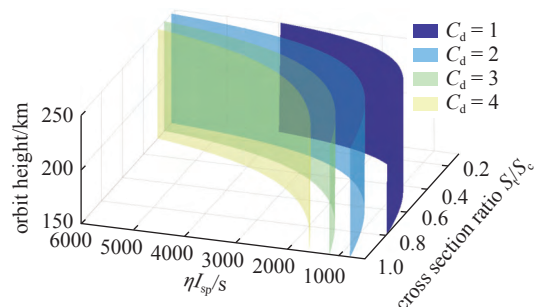


图 2 工质平衡可行域 (曲面向各坐标轴正方向包络)
Fig. 2 Working fluid equilibrium feasible domain (axis gradient forward the curved surface)

定义能量输入比

$$R_{io} = \frac{P_i}{P_o} = 2 \frac{I_0 k}{C_d} \cdot t_{pr} \cdot \frac{S_b}{S_c} \cdot \frac{1}{\rho v^2} \quad (7)$$

其中 $t_{pr} = F_t/P_o = \varepsilon/v$ 为推功比。

该值大于等于 1 时, 吸气式电推进飞行器通过自身太阳能电池板获取的能量可以维持其飞行轨道. 不同阻力系数下的能量平衡由轨道高度 h 、推功比 t_{pr} 、侧面截面比 S_b/S_c 确定, 如图 3 所示.

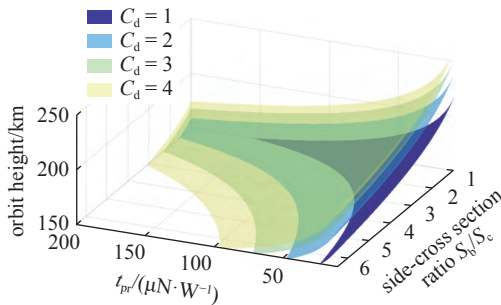


图 3 能量平衡可行域 (曲面向各坐标轴正方向包络)
Fig. 3 Working fluid equilibrium feasible domain (axis gradient forward the curved surface)

图 2 和图 3 系统地展现了吸气式电推进飞行器关于轨道高度、吸气效率、比冲、推功比、几何外形参数及阻力系数的可行域, 可为相关任务设计提供参考.

一般飞行器的外形特征参数为细长比 n_c , 对应侧面截面比 $S_b/S_c = 4n_c/\pi$. 一般飞行器细长比 n_c 不超过 4, 即 S_b/S_c 不超过 5.1. 因此可以从图 2 和图 3 中看出, 在 S_b/S_c 约束下能量平衡存在显著缺口, 必须降低 C_d 或提升推功比 t_{pr} .

1.2 能量缺口分析

1.1 节中已经分析工质可行域 (图 2) 与轨道高度 (h)、有效比冲 ($\eta \cdot I_{sp}$)、吸气截面比 (S_t/S_c) 及阻力系数 C_d 有关, 能量可行域 (图 3) 与轨道高度 (h)、推功比 (t_{pr})、侧面截面比 (S_b/S_c) 及阻力系数 C_d 有关.

为了进一步确定超低轨道可行域与现有可行推进参数 (有效比冲、推功比) 和外形参数 (截面积比、侧面截面比) 之间的关系, 如图 4 和图 5 所示. 根据文献 [23-24] 等的研究, 可确定几何外形的一般优化范围, 其中图 4 中吸气式电推进飞行器几何参数取 $S_t/S_c = 0.8$, $S_b/S_c = 3$, η 取 50%. 图 5 中推进参数取有效比冲 $\eta \cdot I_{sp} = 2000$ s, 推功比 $t_{pr} = 30 \mu\text{N}/\text{W}$.

由于吸气式电推进系统性能的比冲与推功比需

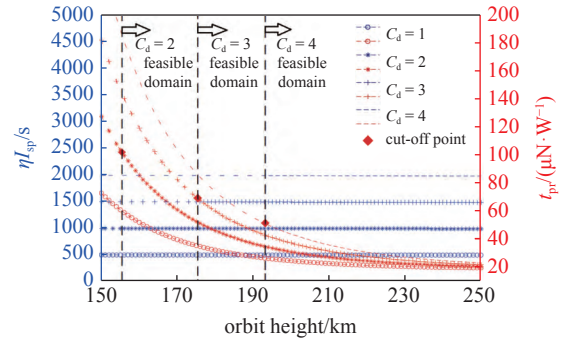


图 4 推进参数 (有效比冲 $\eta \cdot I_{sp}$ 、推功比 t_{pr}) 与可行域 (曲线上方)
Fig. 4 Propulsion parameters (effective specific impulse $\eta \cdot I_{sp}$, power to thrust ratio t_{pr}) and feasible domain (above curves)

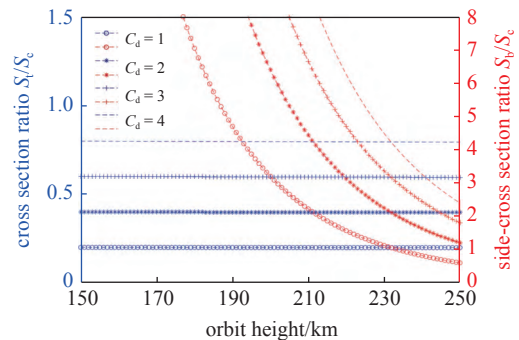


图 5 几何参数 (吸气截面比 S_t/S_c 、侧面截面比 S_b/S_c) 与可行域 (曲线上方)
Fig. 5 Geometric parameters (intake section ratio S_t/S_c , side area to section ratio S_b/S_c) and feasible domain (above curves)

满足约束公式

$$\frac{1}{2} t_{pr} \cdot g_0 I_{sp} < 100\% \quad (8)$$

因此, 图 4 中关于比冲和推功比的可行域中存在约束截止点, 即图中标注的红色约束截止点与黑色虚线, 黑色虚线右侧为满足约束 (8) 的区域.

可以看出, 在现有的性能参数范围内, 吸气式电推进在超低轨范围内工质平衡可以得到维持, 而能量平衡存在显著的缺口, 因此飞行系统中维持低轨的任务飞行器需要额外的能量来源. 这些额外的能量可以由额外的供能飞行器提供, 也可以将任务飞行器轨道设计为椭圆轨道以降低能量要求.

能量缺口可以以需求功率与实际功率的差值 ΔP 定量描述

$$\Delta P = P_i \left(\frac{1}{R_{io}} - 1 \right) = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d \frac{S_c}{t_{pr}} - S_b I_0 k \quad (9)$$

以 GOCE 外形和质量参数为例 ($S_b = 4 \text{ m}^2$, $S_c = 0.785 \text{ m}^2$, 质量 4 t)^[6], 使用典型 ABEP 参数: $t_{pr} =$

30 $\mu\text{N/W}$ (离子推力器) 和 $t_{\text{pr}} = 50 \mu\text{N/W}$ ^[24](霍尔推力器), 同时取 50% 推进器效率, 则能量缺口与轨道高度的关系分别如图 6(a) 和图 6(b) 所示 (阻力系数 $C_d = 1 \sim 4$, 晨昏轨道).

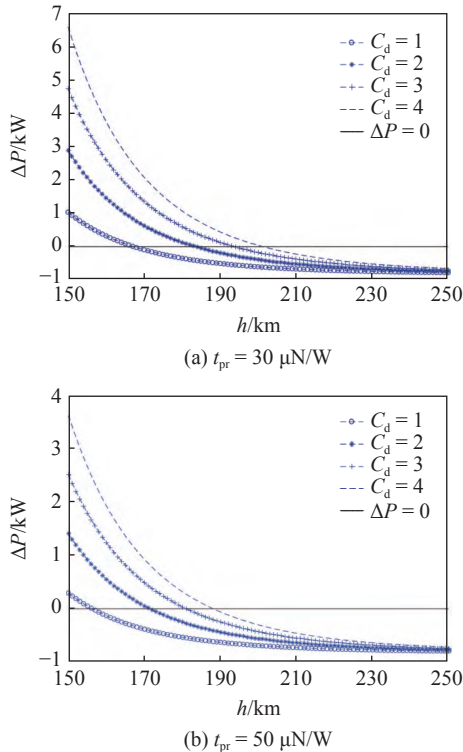


图 6 能量缺口与轨道高度
Fig. 6 Energy gap and orbit height

从图 6 中可以看出, 阻力系数显著影响飞行器能量缺口. 当飞行器的设计阻力系数为 2, 且选用离子推力器 (典型推功比约为 30 $\mu\text{N/W}$) 时, 最低圆轨道高度约为 186 km; 选用霍尔推力器 (典型推功比约为 50 $\mu\text{N/W}$) 时, 最低圆轨道高度约为 172 km.

因此, 即使飞行器在优化后气动阻力系数低至 1, 且采用晨昏轨道, 其在 150 km 轨道上依然存在显著的能量缺口. 对于非晨昏线轨道, 能量缺口将增加一倍左右. 因此需要通过额外的飞行方案设计解决这一问题.

2 基于远程充能的分布式飞行系统方案

2.1 激光充能技术及方案概述

目前远程无线充能技术主要有微波充能和激光充能两种, 其中微波充能作用距离短 (m 级), 不适用于航天器之间较高相对速度的充能. 激光充能技术自 20 世纪末提出以来逐渐发展成熟, 已应用于包括

地面远距离充电和无人飞行器等领域, 可在 km 距离量级提供充能^[29-30].

目前受制于接收端材料接收效率和电-光、光-电转换效率的限制, 激光充能效率依旧较低, 仅有 10% 左右. 随着地面/空间远距离能量传输需求的迅速增长, 该技术有望在近期得到快速发展.

基于远程激光充能技术的分布式飞行系统包括位于超低轨圆轨道的任务飞行器和椭圆轨道上的供能飞行器. 其中供能飞行器的椭圆轨道近地点应与任务飞行器轨道相切, 以保证激光充能在技术可行充能距离范围内具有最长窗口时间. 供能飞行器应采取任务飞行器的共振轨道, 保证较短的会合周期. 整体系统示意图如图 7 所示.

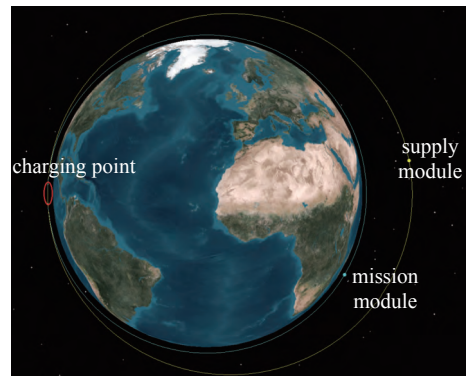


图 7 基于远程充能的分布式飞行系统方案示意图
Fig. 7 Schematic diagram of distributed flight system scheme based on remote wireless power charging

由于需要通过太阳能电池获取大量的能量, 供能飞行器的飞行轨道必须高于任务飞行器. 能量传输的方式可以分为接触式和非接触式两种. 其中接触式传输要求任务飞行器与供能飞行器交会对接, 而这显然会极大地消耗工质和能量, 且需要大量额外的对接系统装置, 增加了飞行器的质量和复杂度. 因此本文选择非接触式能量传输的方法, 即激光充能方法.

2.2 技术需求与可行性分析

以 150 km 的典型超低轨飞行器为例 ($t_{\text{pr}} = 50 \mu\text{N/W}$, 取 $C_d = 2$, 晨昏轨道需求功率 $P = 585.4 \text{ W}$, 非晨昏轨道需求功率 $P^* = 1404 \text{ W}$), 列举同面共振轨道会合周期: 2 周期 (1: 2)、3 周期 (2: 3) 和 4 周期 (3: 4) 的情况. 会合周期越短, 交会时相对速度越快, 10 km 充能窗口时间越少. 对应供能飞行器轨道高度、交会相对速度和 10 km 充能窗口时间的有效传

输功率 P_c 如表 1 所示, 其中*表示非晨昏轨道, 无*表示晨昏轨道. 充能传输按 10% 的效率计算. A 为供能飞行器远地点距离, v_c 为交会相对速度, T_c 为交会窗口时间.

表 1 不同共振会合周期下的供能飞行器轨道参数与供能需求

Table 1 Orbit parameters and power transfer requirements of energy supply spacecraft under different resonance rendezvous cycles

	A/km	$v_c/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	T_c/s	P_c/kW	P_c^*/kW
1:2	7810.9	1332.2	7.5	817.8	1961.5
2:3	4197.9	876.3	11.4	806.9	1935.3
3:4	2907.3	654.5	15.3	803.5	1927.2
4:5	2241.9	522.6	19.1	802.0	1923.6

对于晨昏轨道, 单次充能的有效功率必须达到约 800 kW. 对于非晨昏轨道, 则必须达到近 2000 kW. 考虑到实际传输过程中仅能达到约 10% 的效率, 因此供能飞行器的发送功率必须达到 8~20 MW. 为了降低激光充能的技术难度, 可以通过部署多个供能飞行器的方式降低单次能量传输所需传输功率.

考虑到选择不同共振轨道时供能功率差别不大, 而供能飞行器较高的远地点高度有利于避开低层大气收集能量. 由于单个任务飞行器平均功率缺口为 585.4 W (晨昏轨道) 或 1404 W (非晨昏轨道), 因此供能飞行器获取的总太阳能功率必须大于 5854 W 或 14040 W. 对于多个供能飞行器对应一个任务飞行器的模式而言, 该功率需求是较容易实现的, 但这会带来系统整体成本的显著提升和系统可靠性的显著下降.

目前的远程充能技术与上述需求还存在较大差距, 因此短时间内难以实现分布式飞行系统方案的工程应用.

2.3 超低轨圆轨道覆盖率分析

在通过远程激光充能技术或其他技术满足任务飞行器的能量缺口后, 对形成的超低轨圆轨道星座覆盖率进行分析. 以 150 km 圆轨道为例, 分析载荷覆盖角度为 45° 时的区域覆盖率和重访情况.

晨昏轨道的情况较为简单, 可在一定时间后实

现全球覆盖, 其考虑 J2 摄动项后单星不同纬度的覆盖情况如图 8 所示.

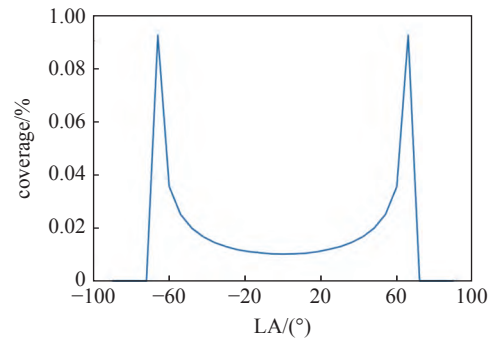


图 8 晨昏线圆轨道的纬度-覆盖率

Fig. 8 The latitude-coverage of the circular orbit at the terminator

可以看出晨昏轨道的低纬度地区覆盖比例远低于高纬度地区覆盖比例, 因此适用于对极圈附近区域的覆盖任务.

非晨昏轨道则可以根据目标覆盖区域采用任意倾角和升交点赤经, 以北纬 28° 为例, 采用轨道倾角为 28.5° 的轨道覆盖率如图 9 所示.

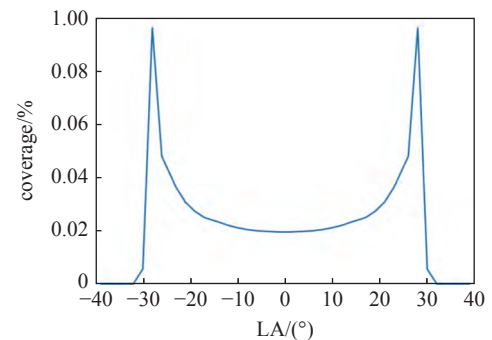


图 9 28.5° 倾角圆轨道的纬度-覆盖率

Fig. 9 The latitude-coverage of the circular orbit at the inclination of 28.5°

对比图 8 和图 9, 可以看出北纬 28° 区域非晨昏任务轨道覆盖率为晨昏轨道的 7 倍左右. 但考虑到表 1 中非晨昏轨道的能量缺口为晨昏轨道的 2 倍以上, 因此需要根据具体任务需求进行轨道选择.

3 超低轨椭圆轨道飞行方案

3.1 椭圆轨道选择

椭圆轨道相比圆轨道具有更高的远地点, 因此其平均轨道阻力显著降低, 推进器所需功率输入也显著降低. 本节主要分析了超低轨区域内满足吸气式电推进飞行器能量平衡的椭圆轨道参数 (远地

点、近地点) 约束.

图 10(a) 和图 10(b) 分别为截面积为 0.875 m^2 (直径 1 m 圆柱)、推功比为 $30 \mu\text{N/W}$ (离子推力器) 和 $50 \mu\text{N/W}$ (霍尔推力器) 时远地点 A 和近地点 P 决定的可行飞行域, 推进器有效功率按飞行器总功率的 50% 计算.

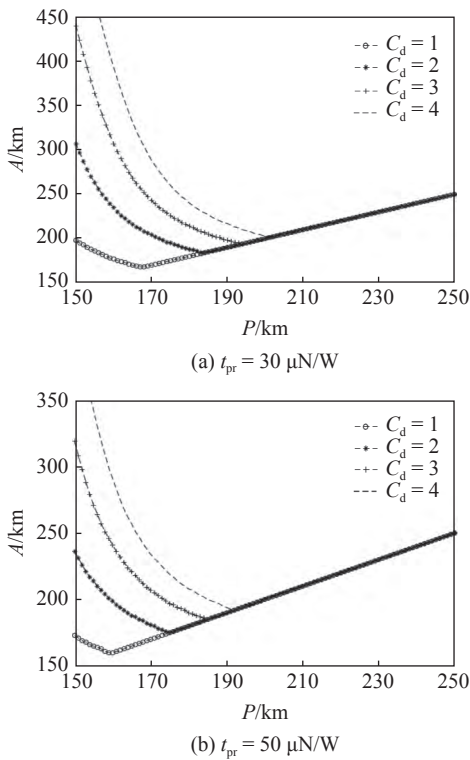


图 10 椭圆轨道参数决定的可行域 (曲线上方)
Fig. 10 Possible domain determined by elliptical orbit parameters (above curves)

从图 10 中可知, 当飞行器 C_d 设计为 2, 使用霍尔推力器 (推功比为 $50 \mu\text{N/W}$) 时, 可采用近地点 150 km、远地点约 240 km 的椭圆任务轨道. 该轨道可以在吸气式电推进技术的辅助下长期维持.

3.2 超低轨椭圆轨道覆盖率分析

与 2.3 节类似, 实际任务中可以通过覆盖率需求进行椭圆轨道构建.

考虑到超低轨载荷的覆盖角度与高度有关, 因此可以以有效对地距离计算覆盖率. 使用覆盖角 θ 与轨道高度 h 的近似关系式

$$\frac{h}{\cos \theta} = L \quad (10)$$

其中 L 为载荷的有效观测距离. 在 2.3 节算例中, 150 km 轨道高度、载荷 45° 覆盖角度时 L 约为 212 km. 根据该有效观测距离, 可以计算考虑覆盖角

随轨道高度变化的实际覆盖率. 以近地点 150 km、远地点 240 km 的椭圆轨道为例进行分析.

对于晨昏轨道星座, 单星覆盖率如图 11 所示. 对于非晨昏轨道星座, 单星覆盖率如图 12 所示. 轨道近地点均取在轨道最高纬度点.

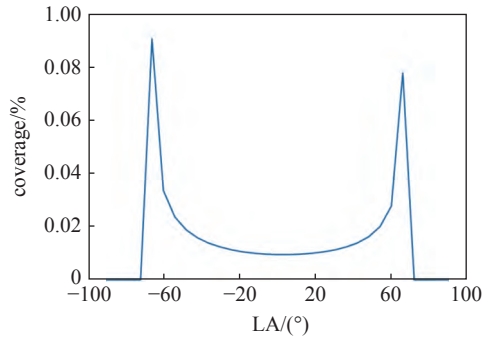


图 11 150 ~ 240 km 晨昏轨道单星覆盖率
Fig. 11 Single coverage in terminator orbits (150 ~ 240 km)

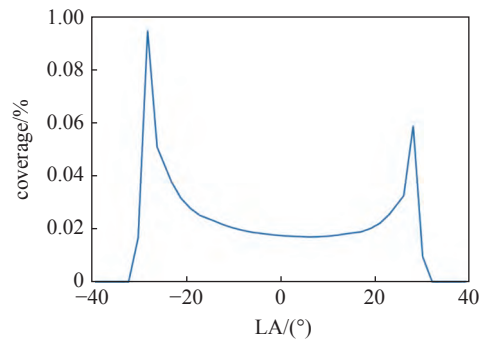


图 12 150 ~ 240 km 非晨昏轨道单星覆盖率
Fig. 12 Single coverage in non-terminator orbits (150 ~ 240 km)

与 2.3 节中的 150 km 圆轨道相比, 椭圆轨道对不同纬度的有效覆盖率降低约 5%(近地点) ~ 50%(远地点).

因此, 对于目标区域位置固定或纬度固定的任务而言, 可选择轨道倾角略大于纬度、轨道近地点位于最大纬度位置的椭圆轨道.

3.3 超低轨椭圆轨道控制分析

为了进一步验证超低轨椭圆轨道方案的可行性, 本文以 150 ~ 240 km 的椭圆轨道为算例进行了轨道控制仿真. 仿真选取的推力器推力比为 $50 \mu\text{N/W}$, 飞行器阻力系数为 1.5, 外形与 GOCE 卫星相同 (直径 1 m、长度 4 m 的圆柱, 质量 4 t), 有效载荷功率占飞行器总功率的 30%, 飞行器处于晨昏轨道. 此时最大推力可按式 (11) 计算得出

$$F_{t,\max} = P_{\text{in},\max} \cdot t_{\text{pr}} = k \cdot P_0 \cdot A_{\text{side}} \cdot (1 - \gamma) \cdot t_{\text{pr}} \quad (11)$$

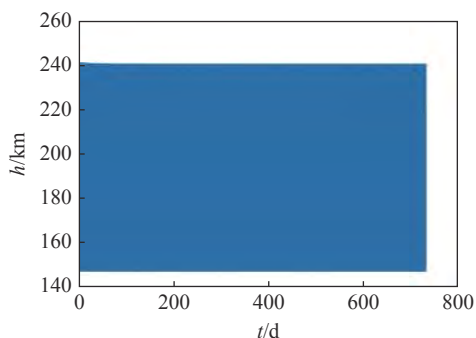
其中 $P_{in,max}$ 为推进器可获得的最大输入功率, k 为太阳能帆板能量转换效率 (取 0.3), P_0 为太阳辐射常数, A_{side} 为有效侧面积, γ 为有效载荷功率比. 按照第一段给出的参数, 可以计算出推力器的最大推力为 57.3 mN.

使用开关控制方法 (Bang-Bang 控制), 当实际轨道的近地点/远地点高度偏离目标轨道近地点/远地点高度 5 km 以上, 且飞行器处于近地点一侧 (即平近点角绝对值小于 90°) 时, 启动推进器进行轨道修正, 额定推力 F_{t0} 为 50 mN. 当未启动轨道修正时, 保持恒定轨道维持推力 $F_{tc} = 5$ mN. 控制判据如公式 (12) 所示

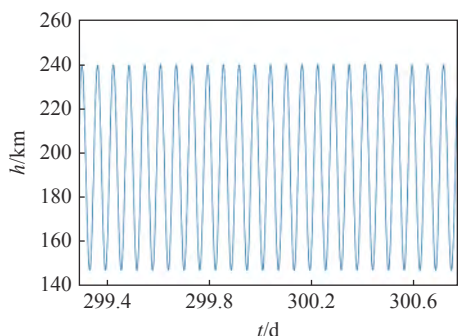
$$\left. \begin{aligned} F_t &= \begin{cases} 50 \text{ mN}, & \left(M \in \left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2} \right] \text{ and } \text{flag} = 1 \right) \\ 5 \text{ mN}, & \text{others} \end{cases} \\ \text{flag} &= \begin{cases} 1, & |A - A_0| \geq 5 \text{ km or } |P - P_0| \geq 5 \text{ km} \\ 0, & \text{others} \end{cases} \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

其中 $flag$ 为控制标识量, A 和 A_0 分别为实际轨道远地点高度和目标轨道远地点高度, P 和 P_0 分别为实际轨道近地点高度和目标轨道近地点高度.

此时, 飞行器轨道高度变化如图 13 所示. 可以



(a) 飞行器 2 年内轨道高度变化
(a) Orbital height variation in two years



(b) 轨道高度变化的局部时间放大
(b) Local amplification of orbital height variation

图 13 飞行器轨道高度变化

Fig. 13 Orbital altitude variation of spacecraft

看出, 飞行器可以稳定地维持在 150 ~ 240 km 高度的椭圆晨昏轨道.

4 结论

本文基于吸气式电推进技术对 150 km 附近的超低轨空间主要飞行约束进行了分析, 同时提出了两种 150 km 高度维持的飞行系统, 得出以下结论.

(1) 在现有技术条件下, 吸气式电推进飞行器在超低轨空间收集的气体推进工质可满足推进需求. 但在较低轨道高度时, 推进器所需功率超出太阳能电池板所提供功率, 且与大气阻力系数及推进器推功比密切相关. 采用晨昏轨道的飞行器气动阻力系数设计为 2, 选用离子推力器 (推功比为 $30 \mu\text{N/W}$) 时, 最低圆轨道高度约为 186 km; 选用离子推力器 (推功比为 $50 \mu\text{N/W}$) 时, 最低圆轨道高度约为 172 km.

(2) 可使用额外的椭圆轨道供能飞行器为 150 km 圆轨道任务飞行器进行近地点无线充能, 但 10 km 传输距离限制下的单一供能飞行器有效充能功率需求达到兆瓦级, 短期内难以实现. 可使用多个供能飞行器进行组网, 但会带来系统成本的显著上升和系统可靠性的显著下降.

(3) 超低轨飞行器可采用近地点为 150 km、远地点为 240 km 的椭圆任务轨道. 在飞行器气动阻力系数为 2、推功比为 $50 \mu\text{N/W}$ 时, 采用开关控制方法可以维持飞行器轨道高度稳定. 采用该椭圆轨道时, 按有效距离计算的覆盖率比 150 km 圆轨道降低约 5% (近地点) ~ 50% (远地点).

综上所述, 在现有技术条件下可使吸气式电推进飞行器在 150 ~ 240 km 晨昏面椭圆轨道上长期维持. 推进器推功比的提升和飞行器气动减阻的设计对于轨道高度在 150 km 左右的超低轨飞行器轨道维持至关重要.

参 考 文 献

- 1 McGrath C, Lowe C, Macdonald M, et al. Investigation of very low Earth orbits (VLEOs) for global spaceborne lidar. *CEAS Space Journal*, 2022, 14(4): 625-636
- 2 Leomanni M, Garulli A, Giannitrapani A, et al. Propulsion options for very low Earth orbit microsattellites. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 444-454
- 3 Crisp NH, Roberts PCE, Smith KL, et al. System modelling of very low Earth orbit satellites for Earth observation. *Acta Astronautica*, 2021, 187: 475-491

- 4 Albertella A, Migliaccio F, Sansó F. GOCE: The Earth gravity field by space gradiometry. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2002, 83: 1-15
- 5 Michaelis I, Styp-Rekowski K, Rauberg J, et al. Geomagnetic data from the GOCE satellite mission. *Earth Planets and Space*, 2022, 74(1): 1-10
- 6 Burgay M, Kawakami K, Tokoyoda K, et al. The small satellite "Tsubame" for polarimetry of GRBs. Gamma Ray Bursts, Annapolis (USA), 2010. *AIP Conference Proceedings*, 2011, 1358: 435-437
- 7 Crisp NH, Roberts PCE, Livadiotti S, et al. The benefits of very low Earth orbit for Earth observation missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, 177: 100619
- 8 Nishiyama K. Air breathing ion engine concept//54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 2003, IAC.03.S.4.02
- 9 Fujita K. Air intake performance of air breathing ion engines. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2004, 52(610): 514-521
- 10 Hisamoto Y, Nishiyama K, Kuninaka H. Development statue of atomic oxygen simulator for air breathing ion engine//32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 2011: 294
- 11 Hisamoto Y, Nishiyama K, Kuninaka H. Design of air intake for air breathing ion engine//63rd International Astronautical Congress, Naples (Italy), 2012, IAC.9.7630-7634
- 12 Di Cara D, Del Amo JG, Santovincenzo A, et al. RAM electric propulsion for low Earth orbit operation: An ESA study//30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 2007: 162
- 13 Romano F, Binder T, Herdrich G, et al. Air-intake design investigation for an air-breathing electric propulsion system//34th International Electric Propulsion Conference, Hyogo-Kobe, Japan, 2015: 269
- 14 Romano F, Massuti-Ballester B, Binder T, et al. System analysis and test-bed for an atmosphere-breathing electric propulsion system using an inductive plasma thruster. *Acta Astronautica*, 2018, 147: 114-126
- 15 Romano F. System analysis and test bed for an air-breathing electric propulsion system. [Master Thesis]. University of Padova, 2014
- 16 Romano F, Chan Y, Herdrich G, et al. RF helicon-based inductive plasma thruster (IPT) design for an atmosphere-breathing electric propulsion system (ABEP). *Acta Astronautica*, 2020, 176: 476-483
- 17 Romano F, Espinosa-Orozco J, Pfeiffer M, et al. Intake design for an atmosphere-breathing electric propulsion system (ABEP). *Acta Astronautica*, 2021, 187: 225-235
- 18 Zheng P, Wu J, Zhang Y, et al. An atmosphere-breathing propulsion system using inductively coupled plasma source. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(5): 223-238
- 19 Jackson SW, Marshall R. Conceptual design of an air-breathing electric thruster for CubeSat applications. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 55(3): 1-8
- 20 Andreussi T, Ferrato E, Piragino A, et al. Development and experimental validation of a hall effect thruster RAM-EP concept//35th International Electric Propulsion Conference, Atlanta, USA, 2017: 431
- 21 黄河激, 刘洪伟, 孟显等. 一种吸气式电推进系统. 中国专利, ZL202120926572.8. 2021-12-03
- 22 Tisaev M, Ferrato E, Giannetti V, et al. Air-breathing electric propulsion: Flight envelope identification and development of control for long-term orbital stability. *Acta Astronautica*, 2022, 191: 374-393
- 23 Jiang Y, Zhang J, Tian P, et al. Aerodynamic drag analysis and reduction strategy for satellites in very low Earth orbit. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 132: 108077
- 24 Andrews S, Berthoud L. Characterising satellite aerodynamics in very low Earth orbit inclusive of ion thruster plume-thermosphere/ionosphere interactions. *Acta Astronautica*, 2020, 170: 386-396
- 25 周伟勇, 张育林, 刘昆. 超低轨航天器气动力分析与减阻设计. *宇航学报*, 2010, 319(2): 342-348 (Zhou Weiyong, Zhang Yulin, Liu Kun. Aerodynamic analysis and drag reduction design of very-low orbit spacecraft. *Journal of Astronautics*, 2010, 319(2): 342-348 (in Chinese))
- 26 张靖奕, 王悦, 焦洪臣等. 超低轨卫星气动辅助轨道控制研究. *宇航总体技术*, 2022, 6(4): 1-9 (Zhang Jingyi, Wang Yue, Jiao Hongchen et al. Research on aerodynamic assisted orbit control of very-low orbit satellites. *Aerospace General Technology*, 2022, 6(4): 1-9 (in Chinese))
- 27 Raible DE. High intensity laser power beaming for wireless power transmission. [Master Thesis]. Cleveland State University, 2008
- 28 Chang R, Liu C, Huang C, et al. Behaviors of photovoltaic cells illuminated by a laser of different operation modes. *Applied Optics*, 2022, 61(19): 528-5733
- 29 Jin K, Zhou W. Wireless laser power transmission: A review of recent progress. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2019, 34(4): 3842-3859
- 30 Wu C, Chang R, Huang C. Transient coupled model on efficiency prediction of laser power beaming for aerostat. *Optics & Laser Technology*, 2020, 127: 106140
- 31 Wu C, Wang J, Huang C. A coupled model on energy conversion in laser power beaming. *Journal of Power Sources*, 2018, 393: 211-216