arXiv:2603.03479v1 [eess.SY] 3 Mar 2026

采用电推进的小推力小行星轨道插入多学科设计优化

Yacob Medhin* Tushar Sial† 和 Simone Servadio‡

小推力电推进任务的设计通常采用恒定推力或固定比冲等简化假设，而忽略了轨迹动力学、航天器可用功率与推进性能之间的强耦合关系。在太阳辐照度降低的深空环境中，这些假设可能导致次优或不可行的设计，凸显了同时优化轨迹和电源分系统的必要性。本文提出一种多学科设计优化（MDO）框架，用于同时设计小推力轨迹和航天器电源系统，并显式考虑与电推进性能的耦合。该框架采用 SPT-140 霍尔推力器的高保真可变比冲（VSI）模型，其中推力和效率直接受随时间变化的太阳能可用功率及太阳能电池阵退化约束，而非被视为固定参数。该耦合问题被表述为一个时间最优控制问题，并通过构建于美国国家航空航天局 OpenMDAO 和 Dymos 工具链之上的框架求解；其中，Dymos 采用基于配点的直接转录方法进行轨迹优化。OpenMDAO 提供精确的解析偏导数，从而支持高效的基于梯度的优化。本文采用快速傅里叶级数形状法生成满足动力学约束的初始猜测轨迹，并使用 IPOPT 求解由此得到的非线性规划问题。本文通过小行星16号灵神星附近的小推力轨道插入场景验证了所提出的框架；在太阳辐照度降低的条件下，功率感知轨迹设计尤为关键。仿真结果表明，该框架能够捕捉功率—推进—轨迹之间的关键权衡关系，凸显了集成式功率优化对于实现现实电推进任务设计的重要性。

符号表

A_{SA} =太阳能电池阵列面积，m^2 $d_1 \dots d_5$ = 太阳能电池阵多项式修正的经验系数 g_p = 功率裕度切换函数，W

I_{sp} = 比冲，s m =航天器瞬时质量，kg

m_{bus} = 航天器核心结构质量，kg m_{dry} = 航天器干质量，kg m_{eng} = 单个SPT-140推力器的质量，kg

$m_{initial}$ = 航天器初始湿质量，kg $m_{propellant}$ = 初始推进剂质量，kg $\dot{m}_{prop}$ = 推进剂质量流率，mg/s $\mathbf{m}_{sel}$ = 离散质量流率向量，mg/s N_{eng} =推进器组中的推力器数量

N_{nodes} =Dymos转录中的配点节点数量 P_{avail} = 推进可用电功率，W

*爱荷华州立大学航空航天工程系研究生，美国航空航天学会学生会员 1845183。
†爱荷华州立大学航空航天工程系研究生，美国航空航天学会学生会员 1859372。
‡爱荷华州立大学航空航天工程系助理教授，美国航空航天学会会员 987345。

P_{bus} = 航天器基本运行预留功率，WP_E = 指令电推进发动机功率，WP_{max} = 功率处理单元（PPU）的最大容量，WP_{SA} =太阳能电池阵列功率输出，W$P_{sel,i}$ = 离散节流模式的功率需求 i，Wr = 距16号灵神星中心的径向距离，kmr_0 =初始轨道半径，kmr_f = 目标（最终）轨道半径，kmr_s = 航天器的日心距离，AU
S_0 =1 AU处的太阳常数，1367 W/m^2T =连续推力大小，mN$\mathbf{T}_{sel}$ = 离散推力模式向量，mN
t_f = 最终飞行时间，sv_r =径向速度，m/s
v_θ = 切向速度，m/s$\mathbf{x}$ =航天器状态向量

希腊字母
α =推力转向角，弧度η_d =功率分配效率
η_i = 节流模式的激活权重 $i\eta_{SA}$ =太阳能电池阵列效率$\boldsymbol{\eta}$ = 平滑模式选择的激活权重向量
θ =角位置，弧度μ = 16号灵神星的引力参数，米^3/秒$^2\rho_p$ =功率可用性函数的平滑常数
ρ_{SA} = 太阳能电池阵的面密度，千克/米^2
σ = 太阳能电池阵年辐射退化率，年$^{-1}$
χ_p = 功率可用性的平滑参数

I. 引言

太阳能电推进（SEP）系统凭借较高的比冲（I_{sp}），能够以较高的推进剂消耗效率运行。许多航天任务已成功使用太阳能电推进推力器执行复杂的行星际转移，并在小天体周围运行 [1]。然而，为了实现更加现实的任务设计，必须严格考虑功率约束。航天器的电源分系统会强烈影响推进分系统和轨迹剖面，因为太阳能电推进推力器需要太阳能才能运行。在较大的日心距离处，例如距离金属小行星16 Psyche 2.9 AU的位置，可用的太阳辐照通量受到严重限制。降低的太阳辐照度直接限制了可用于推进的电功率，这意味着推力大小和质量流率与轨迹动力学紧密耦合 [2]。

传统上，航天器轨迹控制与星载系统设计通常分开处理，或以解耦方式进行。优化一个组件而固定另一个组件，会限制任务的设计自由度。例如，在假设推力恒定或比冲固定的情况下设计轨迹，忽略了功率受限运行以及太阳能电池阵随时间退化的现实。Smith 等人 [3] 开发了一种集成工具，用于在高保真轨迹仿真期间分析太阳能电池阵性能，并证明解耦方法往往会得出物理上不可行的功率剖面。同样，Marcuccio 等人 [4]开发了一种轨迹与能量管理仿真器，将电推进性能与功率分配相结合，并表明忽略功率约束可能导致不可行的任务剖面，使航天器所需功率超过太阳能电池阵实际能够产生的功率。

为克服解耦设计的局限性，多学科设计优化（MDO）框架已得到越来越广泛的应用。Hwang 等人 [5] 使用 OpenMDAO 对小型卫星的完整系统设计进行了优化。OpenMDAO 是一个开源框架，可计算解析导数，从而支持大规模基于梯度的优化。在低推力轨迹设计领域，Saloglu 和 Taheri [6] 采用直接优化方法，研究了航天器太阳能阵尺寸、推进器模式与轨迹的协同优化。此外，Harris 等人 [7] 开发了一种控制协同设计框架，将美国国家航空航天局的通用任务分析工具（GMAT）与 OpenMDAO 相结合，以同时优化航天器轨迹和推进系统参数。随后，Harris 和 He [8] 利用 Dymos [9], 进一步扩展了这一方法。Dymos 是一个构建于 OpenMDAO 之上的最优控制库，可用于优化包含离散引力辅助机动的低推力轨迹。

尽管取得了这些进展，在小天体周围模拟和优化低推力轨道下降仍面临独特的数值挑战。弱引力和有限的推力能力要求航天器完成数十次轨道周转，从而导致具有高度数值刚性的最优控制问题。采用直接配点法时，这些多圈螺旋轨道往往会出现配点缺陷，即离散求解器无法在不过度加密转录网格的情况下捕捉连续的物理路径。此外，以往研究通常依赖简化的经验函数来关联系统属性，或未考虑为缓解功率衰减而增大太阳能电池阵尺寸所带来的动态质量惩罚。

本文提出了一个全耦合多学科设计优化框架，用于同时优化航天器轨迹、太阳能阵列尺寸设计和电推进性能，以实现围绕16号灵神星的时间最优轨道插入。我们没有采用经验推力公式，而是利用基于SPT-140霍尔推力器离散节流模式的可变比冲（VSI）模型。该框架基于OpenMDAO和Dymos构建，用于求解从750千米高度轨道螺旋下降至200千米高度轨道的时间最优控制问题。为应对数值刚性和配点缺陷，采用快速傅里叶级数（FFS）基于形状的方法 [10] 生成动态可行的初始猜测，并利用高性能计算（HPC）资源对转录网格进行求解。通过引入动态质量—面积耦合和平滑的模式选择逻辑，该框架旨在量化功率受限环境下太阳能阵列尺寸设计、推进剂消耗与飞行时间之间的权衡关系。

II. 任务架构与子系统建模

在许多深空探测任务中，主航天器会先进入目标天体周围的高轨道停泊轨道，然后部署一艘轻型探测器，使其下降至较低的工作轨道，以进行近距离观测和数据采集。由于质量限制严格且需要高效率，此类探测器通常依靠低推力电推进系统。本文提出的框架旨在优化轻型探测器绕金属小行星16号灵神星进行的时间最优低推力螺旋下降。该机动使航天器从高度为750千米的初始圆轨道转移至高度为200千米的最终圆形科学轨道。为体现这一受功率限制任务的多学科特性，我们将轨迹动力学、太阳能发电、电推进和航天器质量建模为紧密耦合的系统。

A. 轨迹动力学模型

航天器的运动采用二维目标中心惯性参考系建模。假设小行星是一个引力参数为 $\mu = 1。601 \times 10^9\ \mathrm{m}^3/\mathrm{s}^2$ 的质点。状态向量 $\mathbf{x}(t)$由极坐标、速度分量和航天器质量组成：

$$\mathbf{x}(t) = [r(t), \theta(t), v_r(t), v_\theta(t), m(t)]^T \tag{1}$$

其中， r 是距16号灵神星中心的径向距离， θ 是角位置， v_r 是径向速度， v_θ 是切向速度， m 是航天器的瞬时质量。

运动方程根据牛顿第二定律推导得出，并考虑了中心天体引力和可变

低推力 ve 因子。该框架中采用的控制常微分方程（ODE）为 :

$$\dot{r} = v_r \tag{2}$$

$$\dot{\theta} = \frac{v_\theta}{r} \tag{3}$$

$$\dot{v}_r = \frac{v_\theta^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + \frac{T}{m}\sin(\alpha) \tag{4}$$

$$\dot{v}_\theta = -\frac{v_r v_\theta}{r} + \frac{T}{m}\cos(\alpha) \tag{5}$$

$$\dot{m} = -\dot{m}_{prop} \tag{6}$$

其中 T 为推力大小， $\dot{m}_{prop}$ 为推进剂质量流率， α 为自当地切向方向测得的推力转向角。与简化模型不同，T 和 $\dot{m}_{prop}$ 并非常数；它们是指令电功率 $P_E(t)$ 的动态函数。

B. 太阳能发电与功率预算

在约 r_s = 2.9 AU 的日心距离上运行时，航天器所经历的太阳辐照通量显著降低。太阳能电池阵列功率输出 $P_{SA}(t)$ 被建模为太阳能电池阵列面积（A_{SA}）、日心距离以及随时间变化的衰减因子的函数。为计入小行星带环境下特有的温度与效率变化，本研究采用了 Saloglu 和 Taheri[6]推导的高保真多项式修正因子：

$$P_{SA}(t) = \frac{A_{SA}\eta_{SA}S_0}{r_s^2}\left[\frac{d_1 + d_2 r_s^{-1} + d_3 r_s^{-2}}{1 + d_4 r_s + d_5 r_s^2}\right](1 - \sigma t) \tag{7}$$

其中 η_{SA} 为太阳能电池阵列效率， S_0 为 1 AU 处的太阳常数（1367 W/m^2）， σ 表示年辐射衰减率（近似为每年 3%）。系数 d_1 至 d_5 是针对深空太阳能电池板经验推导得到的常数。

并非所有产生的功率都可用于推进。固定比例的功率（P_{bus} = 590 W）预留用于航天器基本运行。此外，功率处理单元（PPU）会施加硬件饱和上限（P_{max} = 4863W）。为确保基于梯度的优化器能够进行微分，使用 L2 范数平滑技术替代用于确定可用推进功率的逻辑最小值函数：

$$P_{avail}(t) = \eta_d\left[\chi_p P_{max} + (1 - \chi_p)(P_{SA}(t) - P_{bus})\right] \tag{8}$$

其中， η_d 为配电效率，平滑参数 χ_p 定义为：

$$\chi_p = \frac{1}{2}\left[1 + \frac{g_p}{\sqrt{g_p^2 + \rho_p^2}}\right], \quad g_p = P_{max} - (P_{SA} - P_{bus}) \tag{9}$$

其中，ρ_p 为一个较小的平滑常数，用于消除阵列产生的功率超过 PPU 可处理功率时出现的尖锐不连续性。

C. 电推进与平滑模式选择

航天器推进系统采用基于 SPT-140霍尔推力器性能遥测数据的可变比冲（VSI）模型。该模型不假设效率恒定，而是采用包含 21 种工作模式的离散节流表，详见表 2。

为将这些离散模式纳入连续基于梯度的优化框架，采用平滑的模式选择逻辑。优化器选择连续的指令发动机功率 $P_E(t)$，并将其限制为满足 $P_E(t) \le P_{avail}(t)$。该连续指令通过一系列类 sigmoid 切换函数映射为离散节流模式的加权平均值。对于给定模式 i， P_E 与离散模式功率 $P_{sel,\,i}$ 之间的功率裕度决定了激活权重 η_i。随后，连续推力和质量流率通过激活向量 $\boldsymbol{\eta}$ 与离散性能向量的点积计算得出：

$$T(P_E) = \boldsymbol{\eta}^T \mathbf{T}_{sel}, \quad \dot{m}_{prop}(P_E) = \boldsymbol{\eta}^T \mathbf{m}_{sel} \tag{10}$$

表2 SPT-140霍尔推力器的离散节流模式 [6]。

模式编号	功率（W）	推力（mN）	质量流量（mg/s）	I_{sp}（s）	效率（η）
1	4989	263	13.9	1929	0.50
2	4620	270	16.5	1670	0.48
3	4589	287	17.8	1647	0.50
4	4561	264	16.4	1645	0.47
5	4502	260	16.2	1641	0.46
6	4375	246	14.0	1790	0.49
7	3937	251	17.5	1461	0.46
8	3894	251	17.5	1464	0.46
9	3850	251	17.5	1464	0.47
10	3758	217	13.9	1597	0.45
11	3752	221	13.9	1617	0.47
12	3750	215	13.6	1614	0.45
13	3460	184	17.1	1099	0.29
14	3446	185	20.4	925	0.24
15	3402	189	16.3	1181	0.32
16	3377	201	15.8	1302	0.38
17	3376	175	18.2	979	0.25
18	3360	198	14.7	1371	0.40
19	3142	191	13.8	1409	0.42
20	3008	177	11.4	1579	0.46
21	1514	87	6.1	1449	0.41

这种可微表述使优化器能够随着任务时间线内可用功率的下降，动态调节发动机节流。

D. 航天器质量-面积耦合

这一多学科设计优化（MDO）公式的一个重要创新，是直接纳入与电源分系统相关的结构质量惩罚。在传统的轨迹优化中，功率产生与航天器质量相互独立，使优化器能够假设电力供应无限。为确保符合物理实际，航天器的初始湿质量 $m_{initial}$ 根据静态设计变量 A_{SA} 动态计算：

$$m_{initial} = m_{dry} + m_{propellant} \tag{11}$$

$$m_{dry} = m_{bus} + (N_{eng} m_{eng}) + (\rho_{SA} A_{SA}) \tag{12}$$

其中，m_{bus} 为航天器核心结构质量（200 kg），m_{eng} 为单个推力器的比质量（4.5 kg），N_{eng}为集群中的推力器数量，ρ_{SA} 为太阳能电池阵的面密度（2.0 kg/m^2）。假设初始推进剂装载量为 $m_{propellant}$ = 100 kg。这种耦合确保优化器必须仔细权衡增加电功率的收益与航天器增重带来的动力学惩罚，从而体现太阳电推进（SEP）任务设计中的根本性权衡。

III. 多学科设计优化框架构建

所提出的控制协同设计优化框架基于 OpenMDAO 和 Dymos 构建。OpenMDAO 作为顶层驱动程序，用于定义任务的各个组件，例如功率产生模型和电推进模型。Dymos 则用作轨迹优化工具，以求解最优控制问题。

A. Open-源代码多学科分析、设计与优化工具：OpenMDAO 和 Dymos s

美国国家航空航天局的 OpenMDAO [5] 是一个以 Python 编写的开源计算平台，用于系统分析和多学科优化。OpenMDAO 允许用户将大规模优化问题分解为较小的学科或组件。每个组件都包含基本计算，因此更易于构建和维护。OpenMDAO 的优势在于专注于采用解析导数的基于梯度的优化，从而能够高效地探索包含数千个设计变量的大型设计空间。

Dymos [9] 是 OpenMDAO 的一个衍生工具，用于优化动态系统的控制。Dymos 使用直接转录法，具体采用配点法，求解用户指定的动力学方程。连续最优控制问题被离散化为非线性规划（NLP）问题。Dymos 在离散时间点计算状态和控制历史，并评估所提出的历史轨迹对系统控制方程的满足程度。这个残差称为缺陷。通过改变状态、控制和时间，优化器将这些缺陷减至零，这意味着状态轨迹是系统常微分方程的一个解。

在这项工作中，系统被实现为一个耦合 OpenMDAO 组。功率与推进模型被定义为一个显式组件，根据太阳能电池阵列面积和指令功率计算可用功率、推力、质量流率和航天器干质量。这些输出直接传递给 Dymos 轨迹组件，由其积分平面极坐标运动方程。

B. 最优控制问题表述

耦合轨迹与系统设计的优化表述见表 3。该优化以连续低推力螺旋轨迹将航天器从初始的 750 千米轨道转移至 200千米目标轨道。目标是最小化飞行时间（t_f）。

设计变量包括静态物理系统参数，例如太阳能电池阵列面积（A_{SA}），以及动态轨迹控制参数，例如指令发动机功率（P_E）和推力转向角（α）。发动机组件计算可用功率和推力，随后由 Dymos 组件利用这些数据计算轨迹，并满足动态约束和物理约束。

表 3　完全耦合的多学科设计（控制协同设计的优化表述).

	函数/变量	描述	量
最小化	t_f	飞行时间（秒）	1
相对于	A_{SA}	太阳能电池阵列面积（米^2）	1
	$P_E(t)$	指令发动机功率（W）	N_{nodes}
	$\alpha(t)$	推力转向角（rad）	N_{nodes}
		设计变量总数	$\mathbf{2\times N_{nodes}+1}$
约束条件	$r(0) = r_0$	初始轨道半径（km）	1
	$v_r(0) = 0$	初始径向速度（m/s）	1
	$v_\theta(0) = \sqrt{\mu/r_0}$	初始切向速度（m/s）	1
	$m(0) = m_{initial}$	与硬件耦合的初始质量 (kg)	1
	$r(t_f) = r_f$	最终轨道半径 (km)	1
	$v_r(t_f) = 0$	最终径向速度 (m/s)	1
	$v_\theta(t_f) = \sqrt{\mu/r_f}$	末端切向速度（m/s）	1
	$P_E(t) \le P_{avail}(t)$	指令功率限制（W）	N_{nodes}
	$m(t) \ge m_{dry}$	燃料耗尽限制（kg）	N_{nodes}
	$-10 \le v_r(t) \le 10$	径向速度界限（m/s）	N_{nodes}
	$0.5\pi \le \alpha(t) \le 1.5\pi$	逆行推力界限（rad）	N_{nodes}
		总边界约束与路径约束	$\mathbf{4\times N_{nodes}+7}$

初始质量约束确保轨迹起始时的质量与按尺寸设计的太阳能电池阵和发动机硬件在物理上相符。路径约束确保指令功率不会超过发电能力，且航天器不会将干质量消耗为推进剂。为帮助优化器收敛并避免其探索不规则轨迹，我们对径向速度和推力角设置了数值边界，从而有效地将求解器限制在螺旋下降中常见的逆行点火范围内。

IV. 数值实现与挑战

A. 初始猜测生成

为连续低推力轨迹生成初始条件是一项公认的挑战，因为优化问题包含大量设计变量，并且对起始参数高度敏感。较差的初始猜测经常会导致局部极小值或求解器失败。为解决这一问题，采用快速傅里叶级数（FFS）基于形状的近似方法 [10]生成初始条件。

FFS方法在优化之前生成螺旋轨迹的动态可行近似。通过以逆向方式满足运动方程，FFS方法推导出实现边界条件之间平滑转移所需的推力和转向控制。由于FFS解所采用的时间离散化与Dymos使用的特定Radau配点网格不匹配，因此需要将初始猜测插值到转录节点上。这样可确保在初始化非线性规划求解器之前，为每个节点上的所有状态和控制提供平滑且有效的初始值。

B. 消除配点缺陷

在弱引力天体附近进行低推力轨迹优化时，一个重大挑战是飞行时间极长。SPT-140推力器作用于航天器的实际推力，导致转移过程需要数百次轨道周转。在初期未缩放测试中，使用较粗网格（例如 15–25 个分段）进行优化，得到的解均不可行。经诊断，这一失败源于配点缺陷。由于网格分辨率不足以捕捉多次轨道周转中的高频动力学，优化器计算出的离散多项式解与连续物理路径显著偏离。

为解决配点缺陷，仿真迁移到了高性能计算（HPC）集群。这样便可将 Dymos转录网格细化至 100 多个分段，而不超出内存限制。此外，还对推力转向角施加了控制速率连续性约束，以防止节点之间出现非物理的振荡控制输入。提高网格密度并强制控制连续性后，IPOPT 求解器[11] 成功将缺陷降至零，最终得到收敛且符合物理规律的未缩放螺旋下降轨迹。

V. 结果与讨论

A. 仿真设置与参数

为评估所提出框架的性能，采用单推力器构型（$N_{eng} = 1$）执行了两个不同的优化算例。航天器参数的设定旨在反映一艘符合实际情况的小天体探测器。核心平台质量（m_{bus}）设为 200.0 kg，初始推进剂装载量（$m_{propellant}$）设为 100.0 kg，单台 SPT-140发动机（m_{eng}）的质量设为 4.5 kg。

对于基准标称设计，假设太阳能电池阵列面积为 $A_{SA} = 50.0\ \mathrm{m}^2$ 。采用面密度 $\rho_{SA} = 2.0\ \mathrm{kg/m}^2$, , 可得基准太阳能阵列质量为 100.0 kg，因此标称初始湿质量（$m_{initial}$）恰好为 404.5 kg。

受本地硬件计算时间限制，仅轨迹基线和完全耦合的多学科设计优化案例均采用 50 个配点区段进行转录。对于高圈数螺旋轨迹而言，该网格密度相对较粗，但足以展示多学科权衡关系，并凸显未缩放低推力轨迹固有的数值挑战。

B. 基线仅轨迹优化

在基线配置中，轨迹优化未考虑动态质量—面积耦合或功率衰减约束。航天器的初始质量固定为404.5 kg（假设采用最小基线太阳能阵列以及100 kg

推进剂装载量）。

图1展示了基准优化的结果。优化器成功将轨道半径减小至目标200千米，最终飞行时间为74,837.72秒（约20.78小时），最终质量为417.34千克。然而，推力和角度控制曲线呈现出高度振荡行为。更重要的是，显式数值仿真（连续蓝线）在轨道半径图和组合轨迹图中均与隐式配点解节点（红点）显著偏离。这种偏离证实了配点缺陷的存在；50段离散网格不足以捕捉高频轨道绕转的连续物理动力学，导致优化器找到一条数学上收敛但物理上不准确的路径。

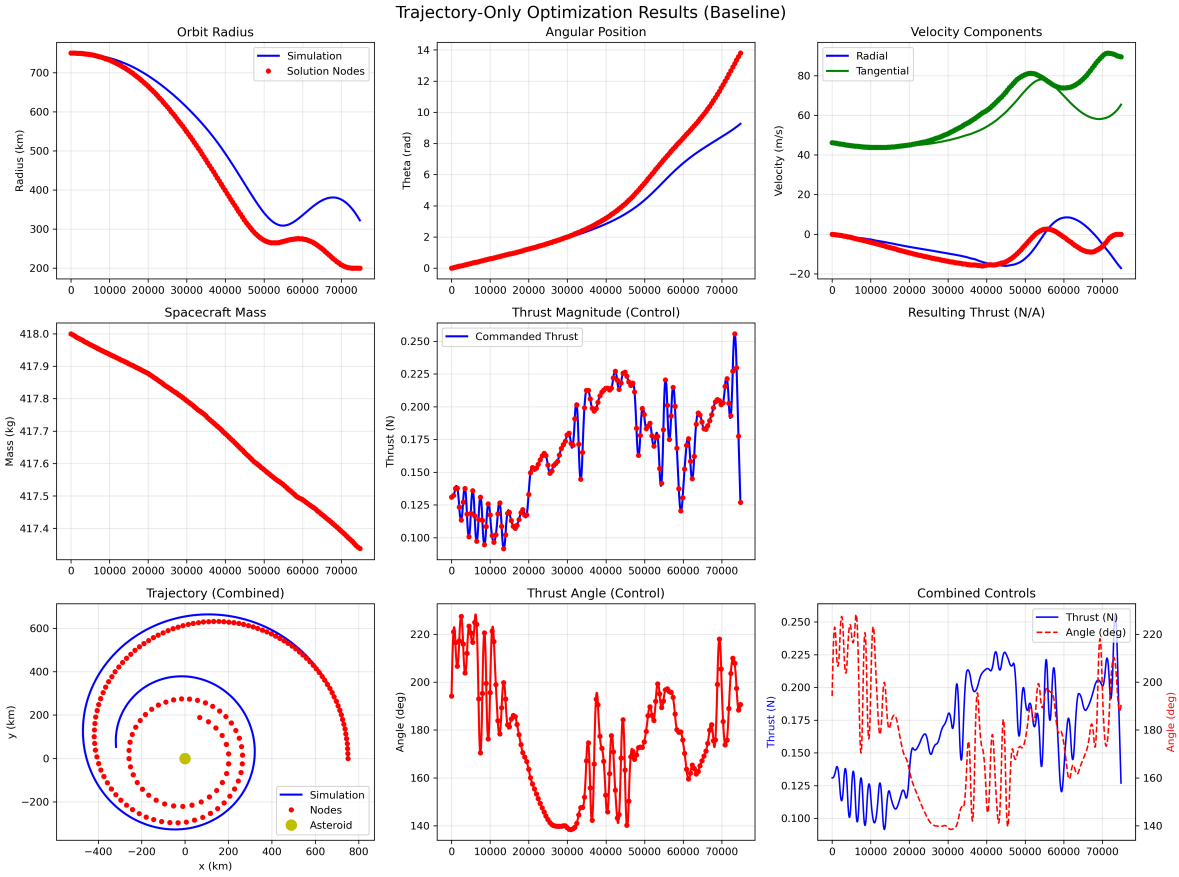

图1 仅轨迹基线优化结果（50段）。

C. 全耦合多学科设计优化

全耦合多学科设计优化框架同时优化了轨迹、推力指令和太阳能电池阵列面积。应用了动态质量惩罚，将太阳能阵列的尺寸与航天器的初始湿质量联系起来。

图2展示了耦合优化的结果。优化器得出的太阳能电池阵列面积为 79.79 m^2。因此，由于较大阵列带来的结构质量惩罚，航天器的初始质量增加至 464.08千克。尽管需要加速质量更大的航天器，耦合优化仍实现了 59,815.55秒的最终飞行时间（约 16.61小时），最终质量为 462.67千克。

图2显示，控制曲线明显比基准方案平滑。“发动机功率（控制）”子图表明，路径约束发挥了应有作用；指令发动机功率（P_E）精确跟踪动态可用功率上限，且未超过该上限。此外，尽管轨迹末端仍可见轻微的配点缺陷，但与解耦基准情形相比，显式仿真对解节点的跟踪准确得多。

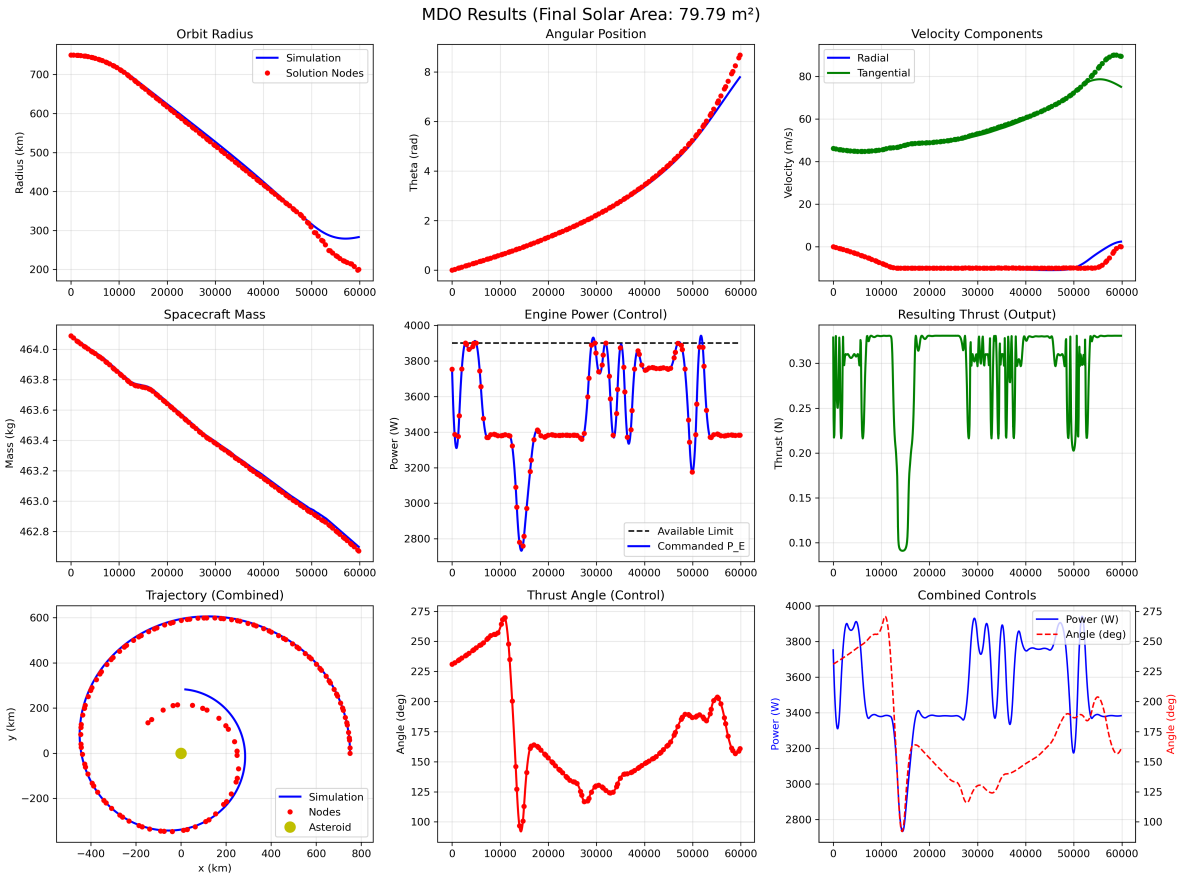

Fig. 2　F完全耦合多学科设计优化结果（50 个分段），优化后的太阳能电池阵列面积为 79.79 m^2。

D. 性能比较与数值观察

表4汇总了关键性能指标的比较结果。与基准纯轨迹方法相比，全耦合多学科设计优化框架将飞行时间缩短了20.07%。

表4 基准与完全耦合优化结果的比较。

变量	纯轨迹（基准）	耦合多学科设计优化	差异
最终飞行时间 (s)	74,837.72	59,815.55	-20.07%
优化太阳能面积 (m^2)	不适用（固定）	79.79	–
初始湿质量（kg）	418.00	464.08	+11.02%
最终质量（kg）	417.34	462.67	–
推进剂消耗量（kg）	0.66	1.41	+113.6%

这一性能提升直接凸显了多学科设计优化方法的有效性。优化器确定，在16号灵神星的功率受限环境中，较重航天器带来的运动学惩罚（初始质量增加11.02%）被电力生成增加所带来的收益所抵消。通过将太阳能阵列尺寸设定为79.79 m^2，推进系统得以采用更高的推力模式，使推进剂消耗从0.66 kg增加到1.41 kg。虽然由于16号灵神星的弱引力场（$\mu = 1。601 \times 10^9\ m^3/s^2$），这些推进剂质量的绝对值较小，但燃料吞吐量增加113.6%，使机动完成时间缩短了20.07%。

最后，50段运行中的配点缺陷可视化证据验证了第四节讨论的数值策略。离散非线性规划求解器能够成功找到最优控制历程，但底层的连续积分在数百圈运行后会逐渐偏离。这证实，要实现零缺陷、适于飞行的

未缩放轨迹，必须将转录网格扩展到100段或更多，并在高性能计算（HPC）架构上执行。

VI. 结论

本文提出了一个多学科设计优化框架，用于在深空环境中同时优化低推力轨道插入轨迹和航天器电源子系统。针对搭载电推进系统的轻型探测器从高位停泊轨道转移至较低运行高度的任务需求，该方法直接考虑了轨迹动力学、可用太阳能、太阳能阵列逐步退化以及由此产生的电推进性能之间的相互依赖关系。

该耦合问题被表述为一个时间最优控制问题，并开发了 Dymos–OpenMDAO 框架对其进行求解。采用受约束的快速傅里叶级数法生成配点法所需的初始猜测轨迹，并在高性能计算平台上使用 IPOPT 求解所得的非线性规划问题，以加快收敛。

所提出的框架在小行星16号灵神星周围的低推力轨道插入场景中进行了测试，结果表明，耦合框架优于基准纯轨迹模型。结果强调，将推进性能和电源子系统设计视为固定参数可能导致任务结果欠优，尤其是在低辐照环境中。

所提出的框架可以轻松扩展到其他目标函数，例如燃料最优转移，或飞行时间与燃料消耗的加权组合。正在进行和未来的工作重点是增加配点区段、纳入多种推力器配置，并将其他子系统（例如喷管几何优化）集成到设计优化框架中，以支持可扩展的任务级设计研究。总体而言，本研究凸显了紧密集成的多学科优化对于下一代深空电推进任务的重要性。

参考文献

[1] Rayman, M. D., and Williams, S. N., “首个行星际太阳能电推进任务的设计,” 《航天器与火箭杂志》, 第39卷，第4期，2002年，第589–595页。网址 https://doi.org/10.2514/2.3848。[2] Wang, Y., and Topputo, F., “功率受限的小行星交会轨迹的间接优化,” 《制导、控制与动力学杂志》, 第45卷，第5期，2022年，第962–971页。网址 https://doi.org/10.2514/1.G006179。[3] Smith, D. A., Hojnicki, J. S., and Sjauw, W. K., “长时间近地轨道转移期间太阳能电推进航天器建模的综合方法,” 第*50*届*AIAA/ASME/SAE/ASEE*联合推进会议, 美国航空航天学会，2014年，第3890页。网址 https://doi.org/10.2514/6.2014-3890。[4] Marcuccio, S., Ruggiero, A., and Pergola, P., “电推进航天器的综合轨迹与能源管理仿真器,” *2010*年空间推进会议, 西班牙圣塞巴斯蒂安，2010年。网址 https://indico.esa.int/event/109/ contributions/175/attachments/270/308/2012400_marcuccio.pdf。[5] Hwang, J. T., Lee, D. Y., Cutler, J. W., and Martins, J. R., “小型卫星设计与运行的大规模多学科优化,” 《航天器与火箭杂志》, 第51卷，第5期，2014年，第1648–1663页。网址 https://doi.org/10. 2514/1.A32751。[6] Saloglu, K., and Taheri, E., “采用直接方法对航天器与低推力轨迹进行协同优化,” *AAS/AIAA*轨道动力学专家会议, 2024年。网址 https://arxiv.org/abs/2408.15943。[7] Harris, G. W., He, P., and Abdelkhalik, O. O., “行星际任务中航天器轨迹与系统的控制协同设计优化,”《航天器与火箭杂志》, 第61卷，第4期，2024年，第939–952页。网址 https://doi.org/10. 2514/1.A35680。[8] Harris, G. W., and He, P., “使用Dymos进行引力辅助机动的低推力航天器轨迹优化,” *AIAA SCITECH 2024*论坛, 美国航空航天学会，2024年，第1234页。网址 https://doi.org/10. 2514/6.2024-1234。[9] Falck, R., Gray, J. S., Ponnapalli, K., and Wright, T., “Dymos：用于多学科系统最优控制的Python软件包,” 《开源软件杂志》, 第6卷，第59期，2021年，第2809页。网址 https://doi.org/10.21105/joss.02809。

[10] Taheri, E., and Abdelkhalik, O., “使用傅里叶级数对受约束低推力空间轨迹进行基于形状的近似,” 《航天器与火箭杂志》, 第49卷，第3期，2012年，第535–546页。网址 https://doi.org/10.2514/1.58789。[11] Biegler, L. T., and Zavala, V. M., “使用IPOPT进行大规模非线性规划：用于企业级动态优化的集成框架,” 计算机与化学工程, 第33卷，第3期，2009年，第575–582页。网址 https: //doi.org/10.1016/j.compchemeng.2008.08.006。