

成电光旅系统 • Light Travel System (LTS)

用于地月及地火间太空飞行的光帆系统分析与设计结题报告

作者：程智涛，赵子木，庄言

指导老师：唐泳

摘要：本项目研究一种用于太空间飞行的光帆系统，该系统基于太阳光照射到光帆产生的光压作为动力推进航天器飞行的原理，可在太阳系内飞行到各个天体。这里主要研究了地球月亮和地球火星之间的光帆航行可行性，然后再利用反射镜、聚光镜等作为航行轨道上的补充光源，进一步优化飞行方案，减少成本、缩短飞行时间等，该部分使用了强化学习策略来优化设计。

关键词：光帆、反射聚光镜、太阳光压、姿态调整、地月轨道、地火轨道、强化学习。

1. 引言

1.1. 背景介绍

现如今全世界的航天事业不断发展，各种探月探火星等计划层出不穷；目前航天器的主要推进器为化学燃料推进型和等离子电推进型，而每次发射探测器所需能源耗资巨大以及探测器在太空航行时燃料能源与载重等问题仍未有较好的解决方案，导致航天器载荷上限较低且单位载荷成本极高。探索其他替代推进方式是未来星际探索的重点研究和工程挑战。

在大约 400 年前，德国的天文学家开普勒（Johannes Kepler）曾通过观察彗星受到启发，提出制造“适合宇宙中的船舶和风帆”以在太空中滑行。到了 1873 年，苏格兰的数学家麦克斯韦（James Clerk Maxwell）首次证明了光子从反射面反弹时，会施加少量压力，而这种压力则是目前所有光帆设计的基础。

之前的许多航天计划中，大量的航天器因为动力推进燃料不足或姿态控制气

体不足等原因，导致最后的计划失败。但在 1974 年，NASA 的 Mariner 10 航天器¹因姿态控制气体不足无法调整姿态，而当时是在去水星的任务途中，周围有充足的阳光，所以任务控制员利用其上的太阳能电池板和太阳辐射压力进行了姿态控制调整，尽管当时压力非常小，但最终效果却出奇的好。这件事后，更加推动了人们对光帆飞行器的研究深入。

后期俄罗斯、印度等国家在一些通信卫星上也尝试安装了光帆相关装置来进行姿态的调整，取得了一些较好的结果。

近些年来随着一个接一个的光帆飞行器发射成功，人们对光帆计划的关注度也越来越高了，目前在该方面日本和美国处于领先地位。我们的目标即为设计地月地火间的光帆系统和一个名为“太一号”的光帆飞船。

1.2. 光帆研究现状

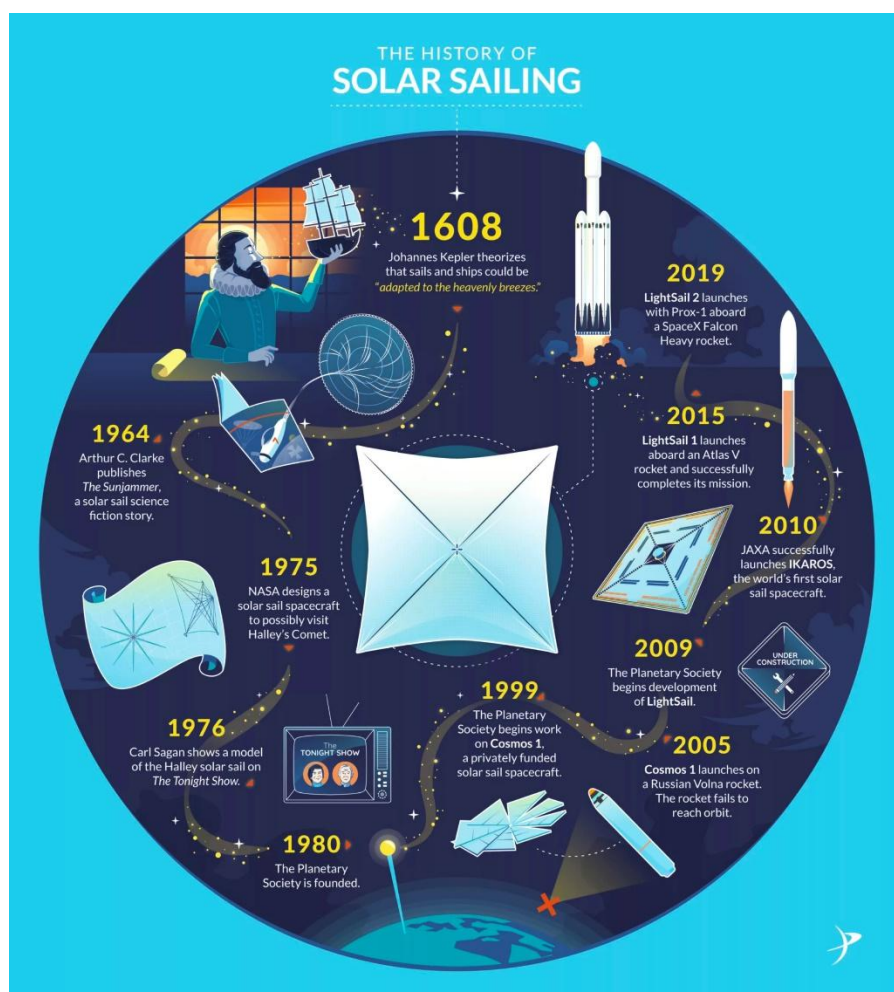


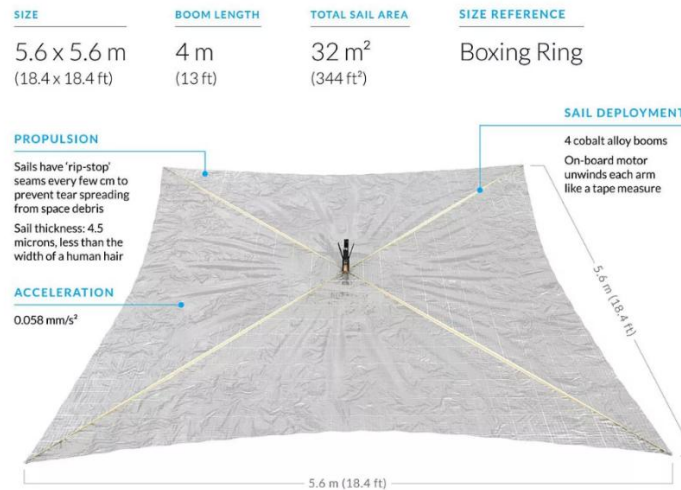
图 1：光帆发展历史一览图，图片来源：The Planetary Society

¹ 参考来源：https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2008/31jul_solarsails

目前世界上多个国家已经在光帆航天方面做出了重要的研究和进步，其发展历史如图 1 所示。部分国家也实施了或正在筹备光帆飞行器发射计划，其中较为重要的光帆计划如表 1 所示。

表 1：各个国家或地区光帆计划

国家或地区	年份	名字	说明
俄罗斯	2005	Cosmos 1	发射失败
日本	2010	伊卡洛斯号（IKAROS）	金星探测器
美国	2015	LightSail 1	大气阻力大于太阳辐射压力施加的力的轨道
美国	2019	LightSail 2	近地轨道
中国	2019	天帆一号（SIASAIL-I）	地球轨道
美国	2019	NEA Scout	实验中
欧洲	2013	Gossamer deorbit sail	测试成功但未发射
美国	2019	Solar Cruiser	预计 2024 年发射



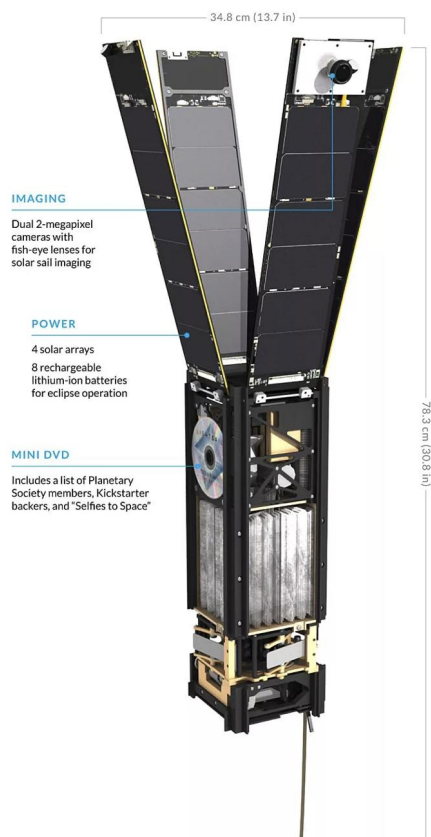


图 2:LightSail 2 项目的光帆实物图, 图片来源 <https://www.planetary.org/sci-tech/lightsail>

国内有关光帆研究目前理论较多, 也有部分实践, 其中中科院也在大力研究推进光帆航天技术, 在 2019 年 8 月 31 日我国沈阳自动化研究所研制的“天帆一号”太阳帆搭载“潇湘一号 07”卫星顺利升空并且成功在轨; 但国内相较于国外, 光帆航天技术才初步发展, 关于光帆飞船太空旅行的研究和项目仍比较少。

国外研究则较多, 如综述文章 Gong2019^[1]则有很多相关研究文献整理。21 世纪美国科学团体 The Planetary Society 和私人传媒公司“宇宙演播室”共同出资在 2015 年 6 月 21 日晚发射了第一个太阳光帆船, 而在 2019 年 6 月 25 日 The Planetary Society 又成功发射第二个太阳光帆船 LightSail 2, 如图 2 所示, 其技术演示^[2]也比较优秀。但两次发射的光帆船均是只绕地球旋转运行, 不涉及到其它星球航行。而我们的“太一号”目标则为到月球、火星等其他星球航行。

而世界首艘成功依靠太阳光驱动的太空太阳光帆船是日本宇宙航空研究所开发机构的“伊卡洛斯”(IKAROS)号在 2010 年 5 月 21 日晨与日本金星探测器“晓”号一同升空, 在太空中, 光帆成功张开, 内部的太阳能电池薄膜像帆船的帆一样展开。按计划它将顺利抵达金星, 并飞过金星, 继续飞向太阳。但该光

帆飞船较小，仅重约 315 千克，是作为探索型飞船而非载货型，正方形光帆边长仅约 14 米，且耗资高达 15 亿日元，各项技术还不够成熟。而我们的“太一号”目标则是在有较大载重下，仍有较为优秀速度和较短的飞行时间，且性价比高。

而现在国外许多已发射过的行星探测器虽然燃料燃烧完能达到较高的速度，但后期便几乎没有动力来源，依靠惯性继续航行，到达目的地使用时间较长，且难以在轨道途中调整姿态躲避风险或者改变航线。一些已经发射成功的地月和地火计划如表 2 所示，目前基本都采用化学燃料推进方式，更加先进的有霍尔推进器、激光氢燃料推进^[3]等。

表 2：一些地月和地火计划的相关数据

国家	任务目标	任务名称	耗时	载荷/kg	总重量/kg	动力方式
中国	月球	嫦娥三号	12 天	3780	429580	化学燃料
中国	月球	嫦娥四号	26 天	3640	462610	化学燃料
中国	月球	嫦娥五号	23 天	8200	862700	化学燃料
中国	火星	天问一号	210 天	3415	约 5000	化学燃料
美国	火星	火星 2020	203 天	1026.8	335526.8	化学燃料

2. 光帆方案

2.1. 简介

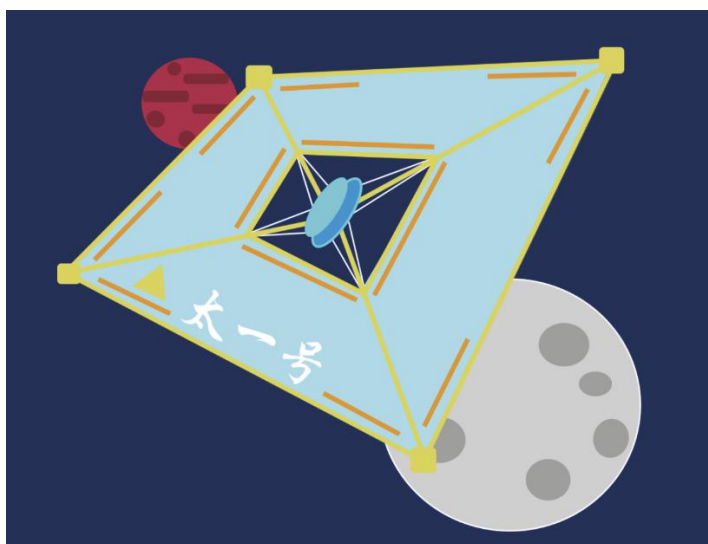


图 3：“太一号”示意图

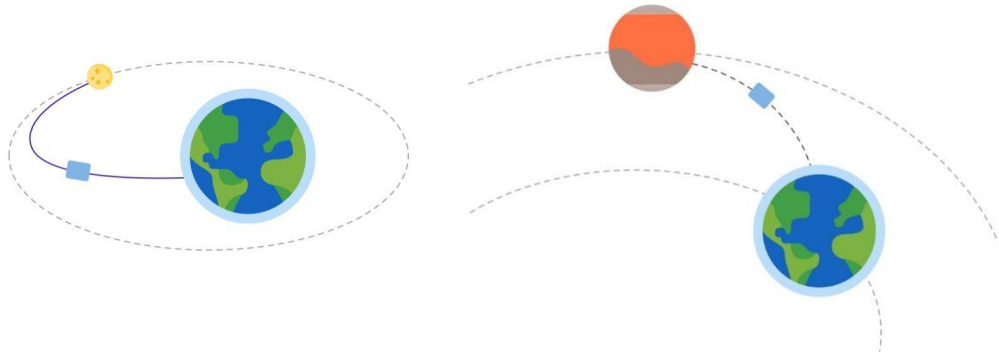


图 4：地月和地火“太一号”飞行示意图

本项目准备设计一个光帆飞行器，名为“太一号”，如图 3 所示，核心部分周围有一个正方形的光帆，使用太阳光作用于光帆所产生的光压来作为其在宇宙空间中航行的动力来源，我们主要研究在地月和地火间飞行，如图 4 所示。我们计算了“太一号”的理论最佳光帆面积和在一定载荷与一定光帆面积下所需时间和在不同飞行方案下速度的变化。

2. 1. 1. 相关定义与公式

表 3：物理常量

圆周率	$\pi \approx 3.1415926$
光速	$c = 3 \times 10^8 m/s$
光帆密度	ρ
厚度	δ
天文单位	$149600000 km$
太阳辐射能量功率	$P_{sun} = 3.826 \times 10^{26} W$
太阳常数(一天文单位距离处辐射能量功率)	$P_{sun-constant} = 1.361 kW/m^2$

说明：

1. 目前由 Mylar²聚酯薄膜（常被用作光帆的材料，其他还有涂有金属反光层的聚酰亚胺，这里我们主要选取这一个来分析）相关参数，可以得知光帆的密度是 $1390 kg/m^3$ ，选取厚度约为 $4.5 \mu m$ 。
2. 距离太阳一天文单位处单位面积受到的平均太阳辐射强度可以由公式

$$P_{sun-constant} = \frac{P_{sun}}{4\pi L^2}$$

计算得到，也就是太阳常数，这个值虽然会随着时间

² 该材料其他具体相关参数可以参考：

https://planetary.s3.amazonaws.com/projects/lightsail/manuals/Mylar_Physical_And_Thermal_Properties.pdf

推移变化，但变化十分缓慢（400 年变动小于 0.2%），所以可以看作常数。

表 4：符号定义

飞行器载重	m_p
飞行器自重	m_s
总重量	m_{total}
光帆面积	S
辐照度	I
太阳与飞行器距离	L
光压	p
光帆所产生推力	F
光辐射功率	P

说明：

1. 总重量为飞行器载重和飞行器自重之和，即 $m_{total} = m_s + m_p$ ，这里飞行器自重目前主要考虑光帆质量。

光强计算公式：

$$I = \frac{P}{S} \quad (1)$$

推导：该公式求取的是单位面积上光辐射的能量，所以由光总辐射能量除以辐射面积即可，这里仅考虑光垂直照射的情况。

太阳辐照强度计算公式：

$$I = \frac{P_{sun}}{4\pi L^2} \quad (2)$$

推导：在宇宙尺度上，可以近似将太阳看作一个质点进行计算。由光强计算公式可得，在离太阳距离为 L 地方的集合可以看作一个以太阳为球心的球面，所以分母面积由球表面积计算公式可得为 $4\pi L^2$ ，而分子太阳光辐射功率则为 P_{sun} 。

光压计算公式：

$$p = \frac{2I}{c} \quad (3)$$

推导：当平行光垂直照射物体时，单位面积所受光压为 $p = \frac{I(1+R)}{c}$ ，式中 I 为

单位时间垂直入射到单位面积的光能量，也就是光强， R 为表面的能量反射率。这里我们理想化地将其看作为 1，所以可得 $p = \frac{2I}{c}$ 。从微观上来看，这里考虑所有光子撞击到光帆上均发生完全弹性碰撞，且完全反弹回去，所以一个光子的动量为 $\frac{h\nu}{c}$ ，完全反射则传递给光帆动量为 $\frac{2h\nu}{c}$ ，所以当光强为 I 时，产生光压为 $\frac{2I}{c}$ 。

光帆推力计算公式：

$$F = pS \quad (4)$$

推导：由压力等于压强乘以受力面积可得，光压产生压力也就是光压乘以光垂直照射面积。

加速度计算公式：

$$a = \frac{P_{sun}S}{2\pi cL^2(\rho\delta S + m_p)} \quad (5)$$

推导：由加速度 $a = \frac{F}{m_{total}}$ 可得，由式(4)和式(2)带入可得 $F = pS = \frac{2I}{c}S = \frac{2(\frac{P_{sun}}{4\pi L^2})S}{c} = \frac{P_{sun}S}{2\pi cL^2}$ ，再由光帆飞行器的总质量 $m_{total} = m_s + m_p = \rho V_s + m_p$ ，其中 V_s 为光帆体积，整体光帆可看作一个长方体，所以其体积可以写为 $V_s = \delta S$ （厚度乘以面积），然后可得 $m_{total} = \rho\delta S + m_p$ ；再将 F 和 m_{total} 带入加速度表达式即可得到 $a = \frac{P_{sun}S}{2\pi cL^2(\rho\delta S + m_p)}$ 。

2.2. 可行性分析

我们初步建模，分析利用光帆到月球和火星的可行性（实用性、经济性），这里先采用直线距离作为飞行所需距离计算，假设光帆接受光照均为垂直入射（无能量损失），然后分为两种飞行方案：

方案一：一直加速直到到达目的地。

方案二：先加速后再慢慢减速至到达时速度为 0。

这里我们先分析了理论最佳的光帆面积选择，然后再以 1 平方公里的光帆面积为标准，计算了在载重分别为 1、5、10 吨的情况下，飞往月球与火星分别需要多少时间和飞行过程中的速度变化。

2.3. 结果展示与分析

2.3.1. 光帆面积选择

可以从式(5)看出，光帆面积越大，理论上飞行器能获得的加速就越大，但由于光帆也有一定的质量，所以最后会加速度增大的速率会慢慢减小，最后会趋于一个值，不会无限制增长。而整体光帆飞行器的性价比为载荷重量占总质量的比例，这个比例越高该飞行器的性价比越高。由此我们可以通过计算得出最优策略下的光帆面积，由式(5)可得加速正比于

$$\frac{1}{1 + \frac{m_p}{S}} \quad (6)$$

而载荷占比正比于

$$\frac{m_p}{S} \quad (7)$$

在不同载重不同光帆面积情况下，式(6)和式(7)变化如图 5。

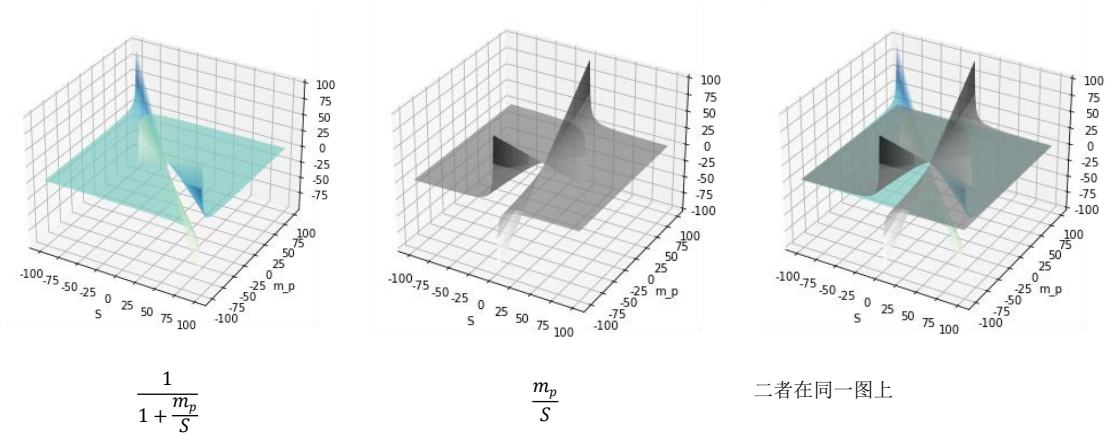


图 5：不同载重 m_p 与不同光帆面积 S 情况下

在固定一定载重情况下求取两条曲线交点如图 6，计算可得在载重为 1 吨、5 吨、10 吨情况下的最佳面积如表 5。

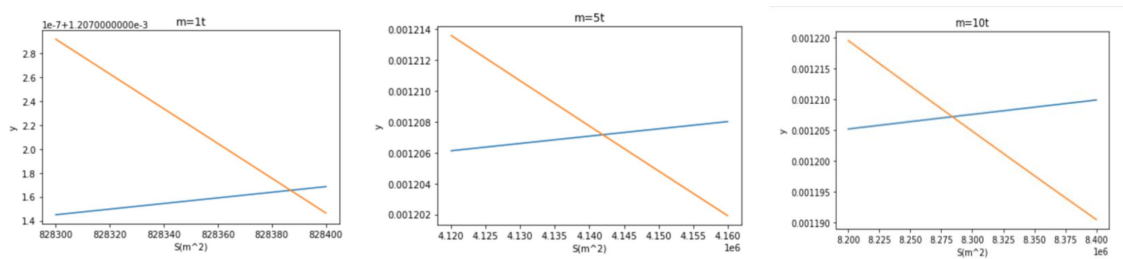


图 6：载重 1、5、10 吨时随面积变化曲线，蓝色线为式(6)，橙色线为式(7)

表 5：不同载重下最佳光帆面积

载重/吨	理论最佳光帆面积/ m^2	光帆边长/m
1	828386.90	910.16
5	4141934.49	2035.17
10	8283869.00	2878.17

可以看出，载重越大的情况下，理论最佳光帆面积也会成比例增加，由式(5)计算可得，在不同载重使用最佳光帆面积情况下，光帆飞行器的加速度基本一致，均约为 0.00121m/s^2 。

2.3.2. 光帆载重、速度与航行所需时间

这里我们将“太一号”光帆面积定为1平方公里作为标准，来计算1、5、10吨载重下的飞往月球和火星的过程。这里我们和之前的地月与地火项目比较，只要实际所耗费时间差距在30天以内均为可接受范围，我们的“太一号”主要优势是在于较大的载重和较小的燃料花费。

在该大小光帆下，不同载重到达目的地所需时间如图7所示，可见在数十吨载重情况下，“太一号”仍然仅需一个月左右到达月球，不到一年就能到达火星。

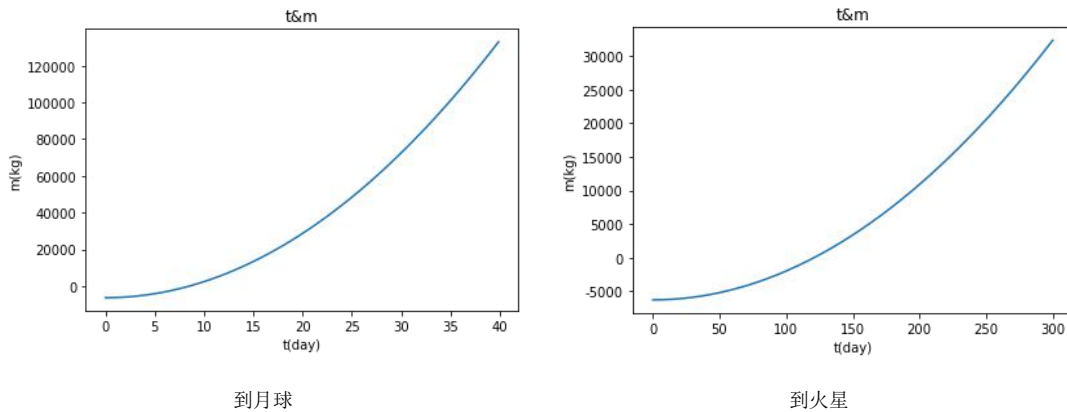


图7：不同载重下到达月球和火星所需时间变化图

目的地为月球情况下，选取方案一，速度随时间变化如图8所示，在上述三种载重情况下分别需要时间约9.11、11.34、13.63天，这与目前的一些月球发射计划所用时间相差不大，所耗时间是在可以接受范围内，且在载重与成本上更为优秀。

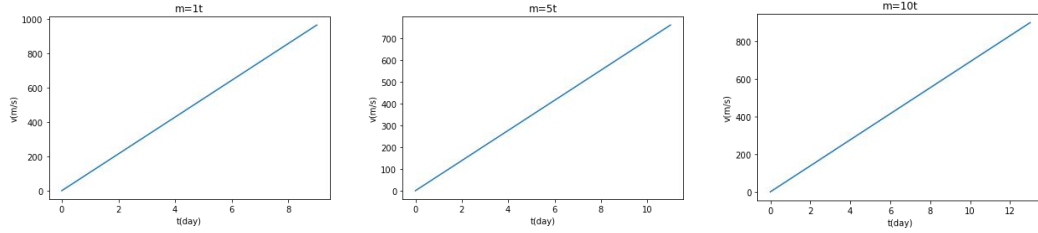


图 8：载重为 1、5、10 吨情况下一直加速地月飞行速度随时间变化图

在选取方案二情况下，速度与时间变化如图 9 所示，三种载重下分别需要时间约为 12.88、16.04、19.28 天，虽然耗费时间有所增加，但更贴近实际情况，且也在可接受范围内。

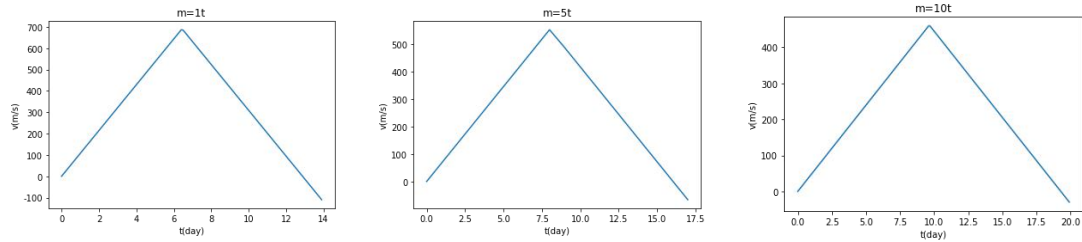


图 9：载重为 1、5、10 吨情况下先加速后减速地月飞行速度随时间变化图

目的地为火星情况下，选取方案一，速度随时间变化如图 10 所示，在上述三种载重情况下分别需要时间约 130.06、161.99、194.67 天，这是均优于目前的一些火星探索计划所需时间，且能有更大的载重，无需携带燃料。

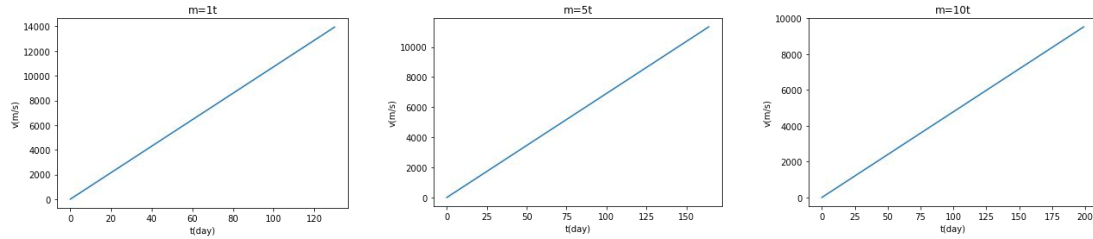


图 10：载重为 1、5、10 吨情况下一直加速地火飞行速度随时间变化图

在选取方案二情况下，速度随时间变化如图 11 所示，在上述三种载重情况下分别需要约 183.93、229.09、275.31 天，也在可接受范围内，与目前已有的地火项目耗时相比在载重 1 吨时要短，载重 5、10 吨情况下稍长。

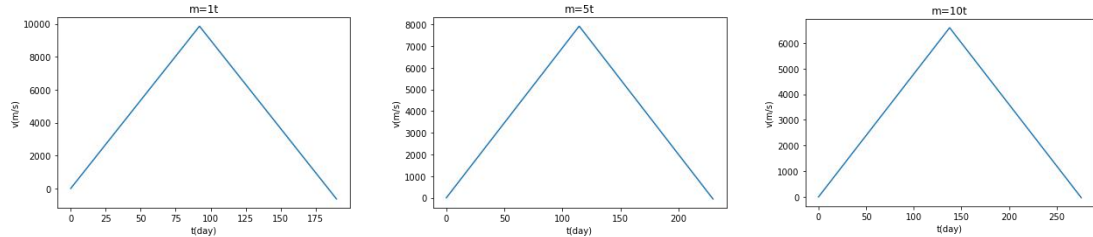


图 11：载重为 1、5、10 吨情况下先加速后减速地火飞行速度随时间变化图

总体上，光帆飞行器“太一号”在载重较大情况下，仍然只需较短的时间，由此可见光帆飞行器相对于传统飞行器有非常突出的载货优势。

2.3.3. 简单添加反光镜补充光能效果分析

这里简单分析添加反光镜作为补充光源，假定一面反光镜放在固定位置，持续为光帆补充光能，忽略能量损失，这里直接将其看作一个额外能量来源，也相当于增大了光帆面积但没有增加光帆飞行器自重。现在许多已有光帆项目里，光帆面积过大，如何顺利展开也是一个难点，但采用反光镜等手段补充光源可以有效减小光帆面积大小。

这里我们假设在轨道上添加了一面正方形，边长为 $1000m$ ，面积为 $10^6 m^2$ 的反光镜，且假设整个飞行过程中，该反光镜可以稳定将太阳光垂直反射到“太一号”光帆上。

目的地为月球时，添加了该反光镜后，在方案一下，速度随时间变化与没有反光镜比较如图 12 所示，在有反光镜后，三种载重情况下所需时间分别为 6.44、8.02、9.64 天。可以看出比未添加补充光源反光镜的情况快了许多。

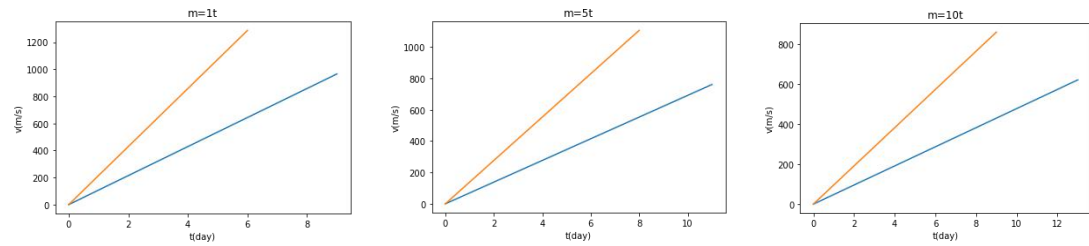


图 12: 地月飞行添加反光镜后（橙色线）与之前（蓝色线）方案一情况下速度时间相比

采取方案二后，对比如图 13 所示，此时三种载重情况下到达月球所需时间分别为 9.11、11.34、13.63 天。添加反光镜后，相较于之前时间缩短了约 30%，可以看出反光镜确实有较好的缩短飞行时间的效果。

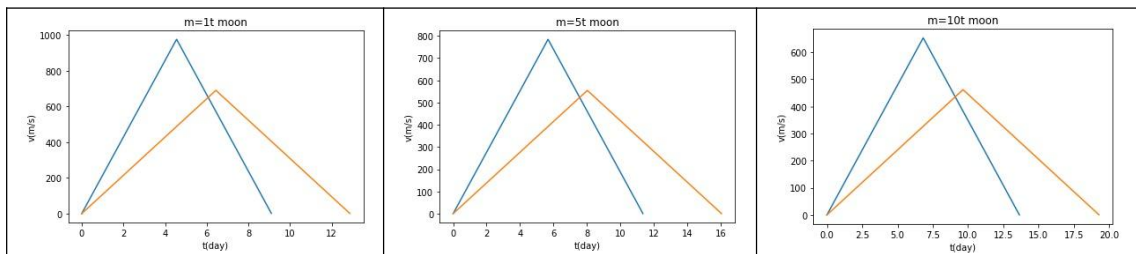


图 13: 地月飞行添加反光镜后（蓝色线）与之前（橙色线）方案二情况下速度时间相比

目的地为火星时，同样添加反光镜后，使用方案一与未添加时相比，速度随时间变化如图 14 所示，三种载重情况下所需时间分别为 91.96、114.54、137.66

天。

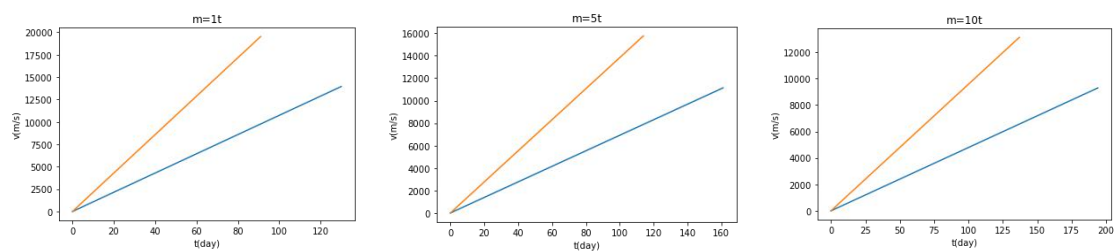


图 14: 地火飞行添加反光镜后（橙色线）与之前（蓝色线）方案一情况下速度时间相比

使用方案二时，添加反光镜与未添加速度随时间变化比较如图 15 所示，三种载重情况下所需时间分别为 130.06、161.99、194.67 天。

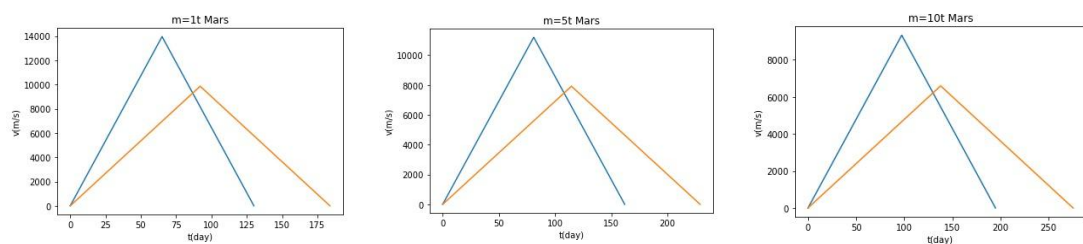


图 15: 地火飞行添加反光镜后（蓝色线）与之前（橙色线）方案二情况下速度时间相比

有关反光镜细节，我们也进行了模拟计算。这里详细考虑了一面镜子的摆放以及角度关系，如图 16 所示。

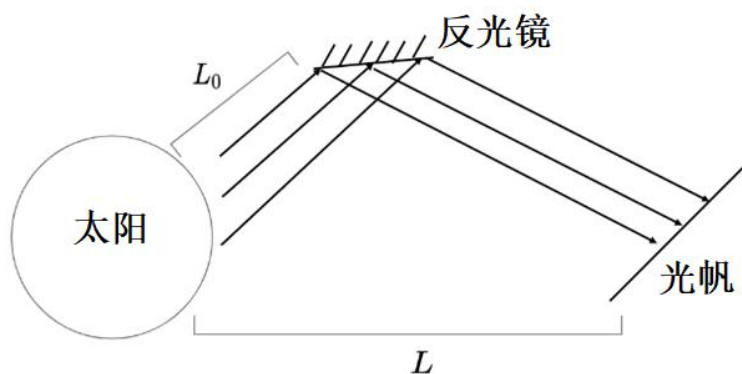


图 16: 单面反光镜放置示意图

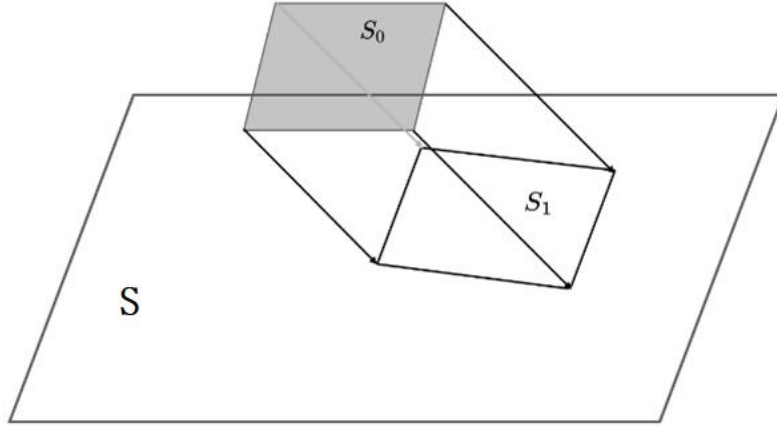


图 17：平行光从反光镜反射投影到光帆示意图

因为镜子离太阳较远，故太阳照射在镜子上的光线可近似看为平行光。由式(2)可得 $I_0 = \frac{P_{sun}}{4\pi L_0^2}$, $I_2 = \frac{P_{sun}}{4\pi L^2}$ ，其中 I_0 为反光镜所在地受到太阳的光强， I_2 为光帆所在地受到太阳的光强， L_0 为太阳与反光镜距离， L 为太阳与光帆距离。假设太阳光反射过程中无能量损失，又由能量守恒定理可知反射镜反射出的能量等于光帆接收到的能量，即 $I_0 S_0 = I_1 S_1$ ，其中 S_0 为反光镜反射面积， I_1, S_1 分别为光帆接收到反光镜反射光的光强和其投影面积，如图 17 所示，所以可推得 $I_1 = \frac{I_0 S_0}{S_1}$ 。接下来由式(3)可得，光帆所受反射光的光压为 $p_1 = \frac{2I_1}{c} = \frac{2I_0 S_0}{S_1 c}$ ，而光帆本身收到太阳的光压为 $p_2 = \frac{2I_2}{c} = \frac{P_{sun}}{2\pi L^2 c}$ 。接下来由式(4)得，光帆从反射光获得的推力为 $F_0 = p_1 S_1 = \frac{2I_0 S_0}{c} = \frac{P_{sun} S_0}{2\pi L_0^2 c}$ ，从太阳处获得的推力为 $F_1 = p_2 S = \frac{P_{sun} S}{2\pi L^2 c}$ ，其中 S 为光帆总面积。

由此可知反光镜提供的压力大小与反光镜面积成正比，与反光镜到太阳距离的平方成反比，故反光镜面积越大，离太阳的距离越近，所能提供的压力大小就越大。且当反光镜与光帆面积相等，且离太阳距离更近时，它可提供比太阳更强的光压。但考虑材料耐高温程度和防止因太阳引力影响等因素，反光镜不宜靠太阳过近。

取地日平均距离作为镜日距离 $L_0 = 1.496 \times 10^{11} m$ ，反光镜面积 $S_0 = 10^6 m^2$ 时，反光镜所提供的压力大小

$$F_0 = \frac{3.826 \times 10^{26} \times 10^6}{2 \times 3.1415926 \times (1.496 \times 10^{11})^2 \times 3 \times 10^8} \approx 9N$$

所增加的力大小较为可观。

2.3.4. 与传统项目比较

表 6：不同项目之间时间、载重和费用比较

火星				
项目名称	太一号(估计)	好奇号	祝融号	毅力号
花费时间/天	200	254	202	203
载重/kg	5000	900	240	1025
总费用/美元	10 亿美元	25 亿美元	约 6.2 亿美元	24 亿美元
每千克费用/ 美元	200000 美元	2777778 美 元	2583333 美元	2341464 美元
月球				
项目名称	太一号(估计)	嫦娥三号	嫦娥四号	嫦娥五号
花费时间/天	12	12	26	23
载重/kg	5000	3780	3640	8200
总费用/美元	10 亿美元	约 10 亿美元	约 5 亿美元	约 30 亿美元
每千克费用/ 美元	200000 美元	264550 美元	137362 美元	2341464 美元

说明：这里我们的“太一号”数据采用之前的模拟估算,总费用参考“长征三号乙”运载火箭（其运载能力约为 5 吨）发射费用和估计飞行器费用之和。部分其他项目的具体总费用没有明确资料，所以这里为网络收集估算费用。

可以发现在较远且载重较大的计划中，我们的“太一号”在时间花费上都有较大优势，但目前较近的月球优势虽有但不太突出。

3. 光帆设计

3.1. 光帆结构

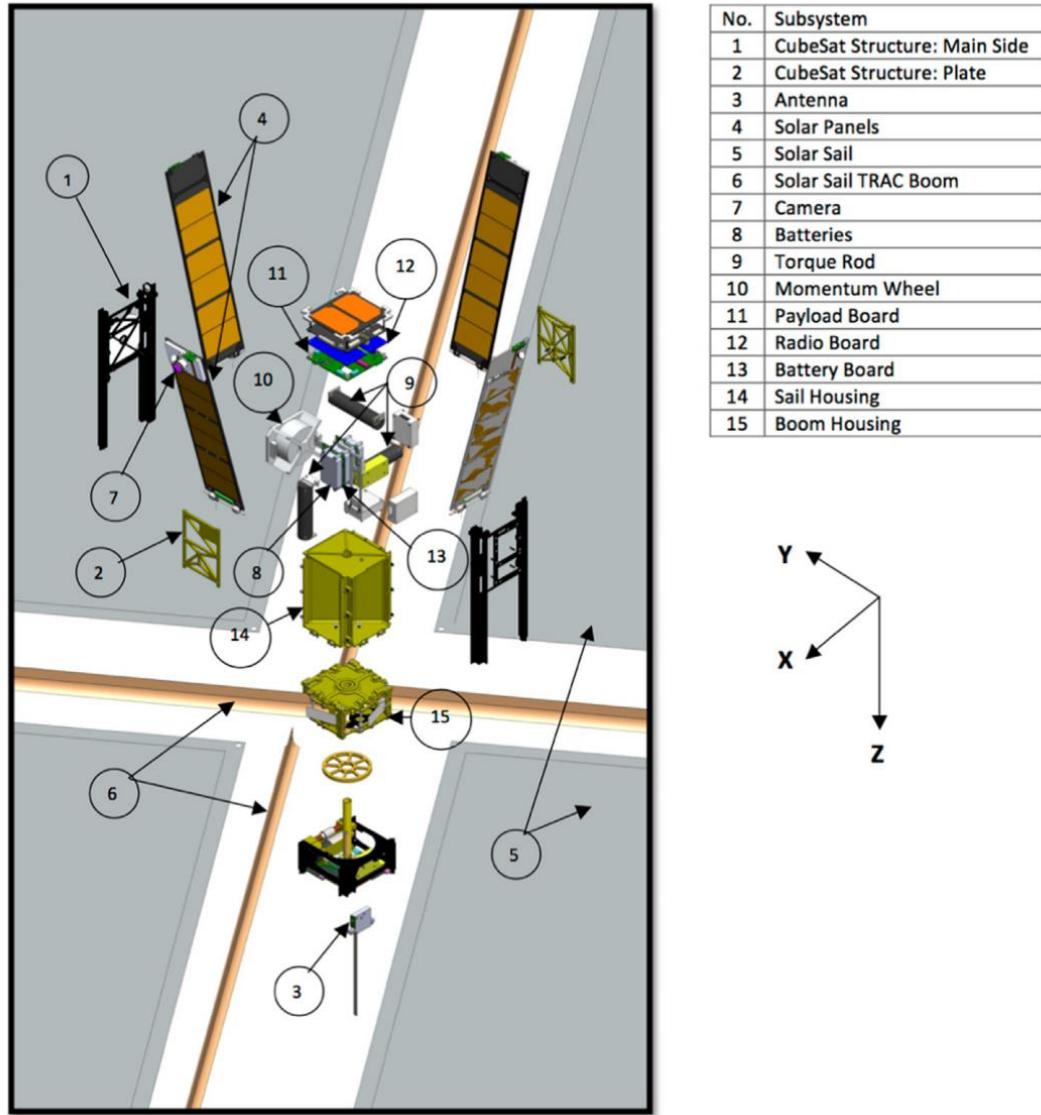


图 18: Lightsail2 项目^[4]光帆飞船结构示意图

对于光帆飞船的结构设计，我们参考 Lightsail2 项目^[4]的光帆结构，该结构实物如图 2 所示，各个结构拆分如图 18 所示，主要由四片光帆板（图 18 中 5）、太阳能板（图 18 中 4）和摄像头、电池、主体控制设备等构成。该光帆飞船将利用电机、动力轮和力杆等实现光帆的展开，在未展开时，光帆主要折叠收纳在一个收纳箱体内（图 18 中 14），其余结构细节详见 Lighsail2 项目介绍文献 Spencer2021^[4]描述。

3.2. 光帆材料

对于光帆材料选择，我们主要参考 Lightsail2 项目^[4]所使用的 Mylar 聚酯薄膜，然后也借鉴 Tung2022Feb^[5]与 Atwater2018^[6]文献中对各种材料的优缺点探讨，

如氧化钛、氧化铝、氟化镁、氮化硼、硅等^[5]，也有采用拓扑神经优化^[7]设计材料结构的。除了材料本身性质特点以外，环境因素，如宇宙射线、太阳光压环境等也会影响光帆，如 Rozhkov2021^[8]一文所提到的光学参数影响。

但目前我们不是主研材料学方面，所以材料结构的创新等不是本文主要讨论内容，这里便直接利用已有材料来进行研究讨论。

4. 轨道设计

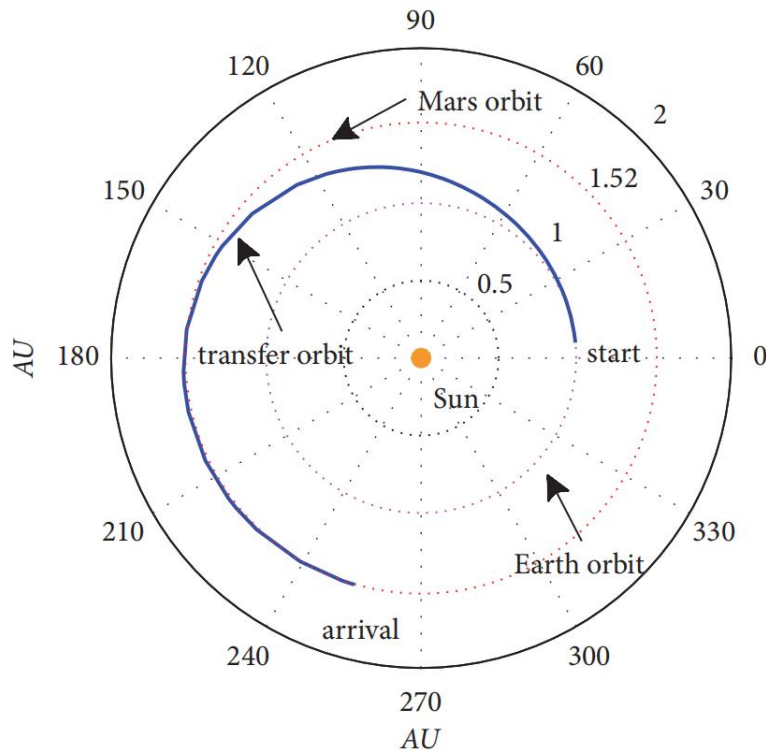


图 19: 地球到火星轨道示意图^[9]

由于太阳系中所有的行星卫星都在不停的运动，所以最佳发射时间段以及对对应轨道也不相同，所以对于月球和火星我们都需要设计规划合理的飞行轨道^[10, 11]。而对于轨道设计，目前有许多研究，如地月太阳帆轨道生成^[12]和利用 Q-law^[13]进行光帆太阳轨道转移，还有利用动态规划、数值约束规划^[9, 14]、数值优化^[15]等方法，这里我们则将参考 Zavoli2021^[16]一文中的方法采用强化学习来进行“太一号”的地月和地火规划轨道。

有关轨道初步设计则参考 Guo2018^[9]，如图 19 所示，均建立类似同心圆模型来分析，有关目的地的到达判定则转化为到达目的地所在轨道判定，后期则可在该轨道上飞行最后到达对应星球，具体到达星球降落策略则可以提前调整光帆姿

态减速变换轨道，还可使用霍尔推动器等辅助降落。也有使用星球大气阻力进行降落的研究，虽然更加节省自身调节花费，但该方法风险较大且难以获取实际数据模拟计算，所以暂不考虑此种方案。

4.1. 地月轨道

地球与月球之间距离较近，且月球为地球的卫星，所以我们主要以地球为核心参考原点，在地月系统中月球轨道也近似为一个圆形，最后目标也就是月球运行轨道，目前先不考虑地球和太阳之间相对运动影响。

4.2. 地火轨道

地球与火星之间距离较远，且都围绕太阳在一定轨道上周期性运行，所以这里我们以太阳为原点建立模型，在太阳系中进行计算，如图 19 所示，在确定好出发时间，也就是固定地球位置后，我们便可以确定轨道的起点和终点。由于火星绕太阳运行轨道，所以最终在该轨道上，光帆飞船是可以到达火星的。并且早在 Percy2004^[17]一文中，NASA 已经验证了地火光帆飞行的可行性与潜在应用。

5. “路灯”系统设计

5.1. 整体方案

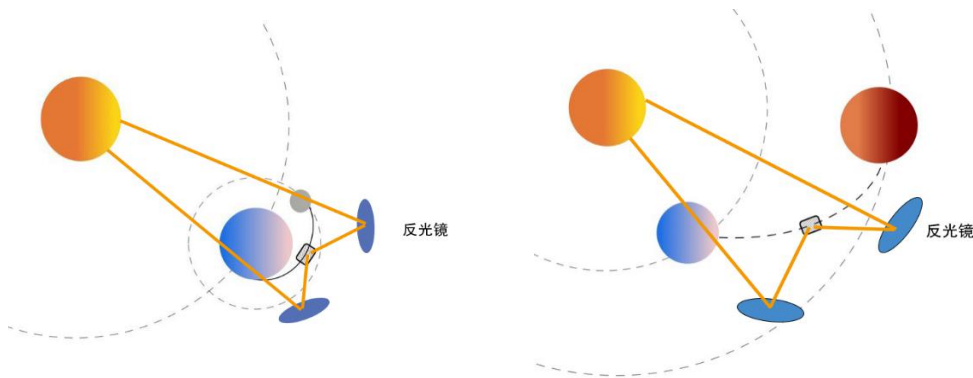


图 20：“路灯”模式示意图

我们的“路灯”系统是一个利用太阳光给光帆飞船增加光强光压的辅助动力系统。由于光帆面积过大，难以顺利展开部署等是目前许多光帆项目的一个难点，所以我们准备采取规划固定轨道，然后在轨道上或附近星球上布置固定光源（如反光聚光镜，激光发射器^[5]等）来为在轨道上飞行的光帆飞行器补充能量，如图 20 所示，可以有效减小光帆自身面积，使在可接受的光帆面积下获得更强的推

进力以及加速度，增大载重量，缩短飞行所需时间。由于激光器较为昂贵且笨重，虽然有相关研究，如 Perakis2016^[18]一文中则阐述了利用激光推进光帆进行太空飞行的例子，Proano2016^[19]一文中也提到用激光增强姿态控制能力，但我们仍然认为反光聚光镜能更好利用太阳能力，所以我们主要选择结构更为简单、更为可靠耐用的反光聚光镜来进行光源补充，也可使用部分激光器进行调整补充。

关于如何规划合理的“路灯”放置部署方案与“路灯”的放置个数，我们这里采用最新的强化学习方法来辅助计算规划。

5.2. 设计策略

由于宇宙中实际情况较为复杂，各个天体之间运动与万有引力会导致“路灯”相对位置发生变化，在 Heiligers2016^[20]一文中提出一种稳定的三体系统，但细节过于复杂，且不是我们研究主要目标，这里不再深入讨论。为了方便设计，我们将“路灯”效果抽象简化成一种可以固定位置，且一直提供近似平均功率的补充光源设备来进行计算。

那么整体系统的限制条件即为轨道、光帆大小固定，反光镜面积固定，可优化条件则为不同轨道位置的光帆姿态调整方案和反光镜放置位置与放置个数，优化目的则为使整体到达目的地时间最短。

6. 强化学习

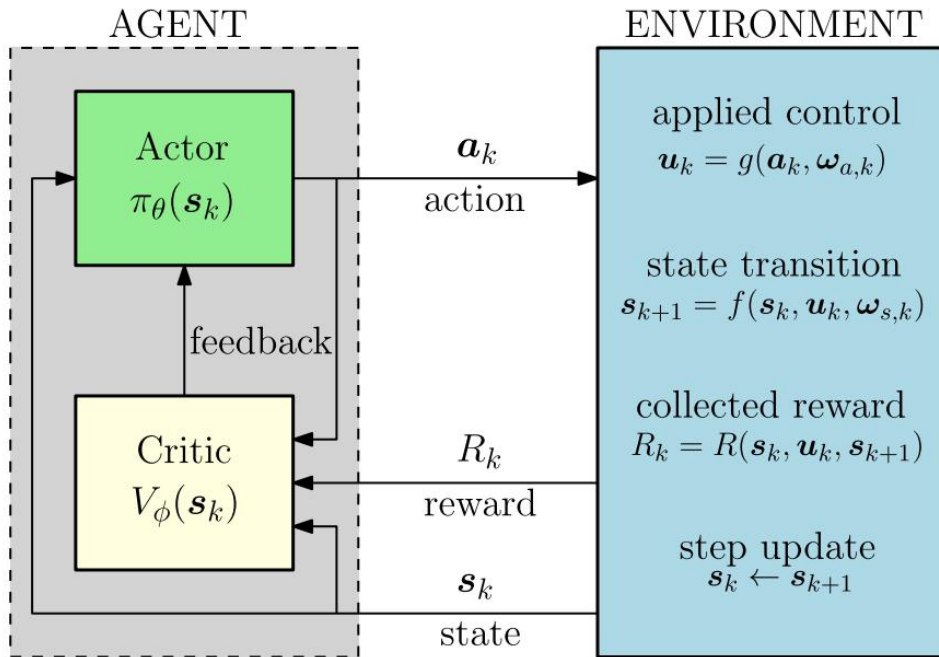


图 21: 强化学习基本流程示意图^[16]

强化学习是一种设计 agent 与环境交互，设立 state 状态信息与 critic 评价函数，构建 action 操作与 reward 分数反馈函数，不断获取操作反馈然后优化方案的迭代更新策略和状态。其非常适用于很多实际环境中交互场景的方案策略优化，在 Zavoli2021^[16]一文中便使用此方法来优化地球到火星的轨道设计，并得到了较好的结果。不过我们的很多限制条件与目标和该文有很多不同，所以下面本文将详细说明我们的方案。

6.1. 轨道优化

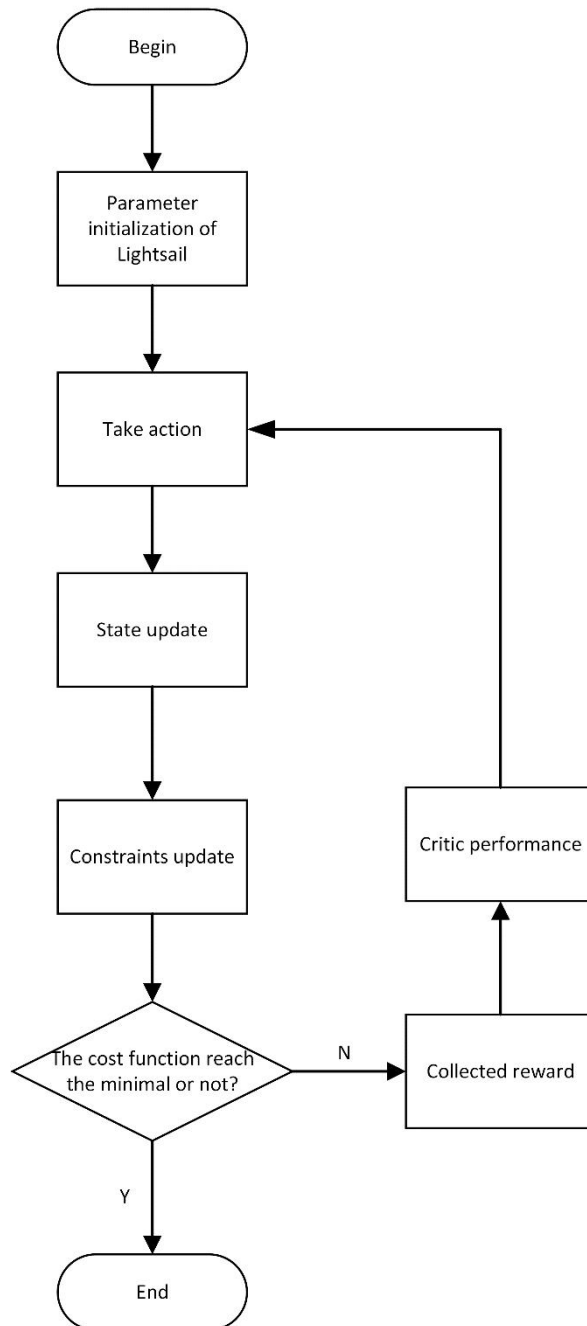


图 22: 具体方案流程图

具体方案如流程图 22 所示。主要细节是在飞行途中，我们将 action 操作设置为光帆姿态调整而导致的加速度和受力方向的改变，花费设置为姿态调整所消耗能量（主要为电力），另一种 action 则为在某个位置放置一个反光镜，主要体现在给轨道一段提供一个平均额外加速度，虽然实际情况是在轨道不同点加速度不同，但这里为了方便计算，简化为平均加速度，该操作花费则设置为安排一个反光镜到相应位置的发射花费成本。平均反馈函数则主要为正则化后的时间，因为我们主要目标是在合理花费下的最短时间。详细细节请见附录补充材料。

光帆初始条件则为 1000 千克质量， $50m \times 50m$ 的自身方形光帆，补充反光镜大小则设置为 $100m \times 100m$ 大小正方形。

6.2. 光帆姿态调整优化

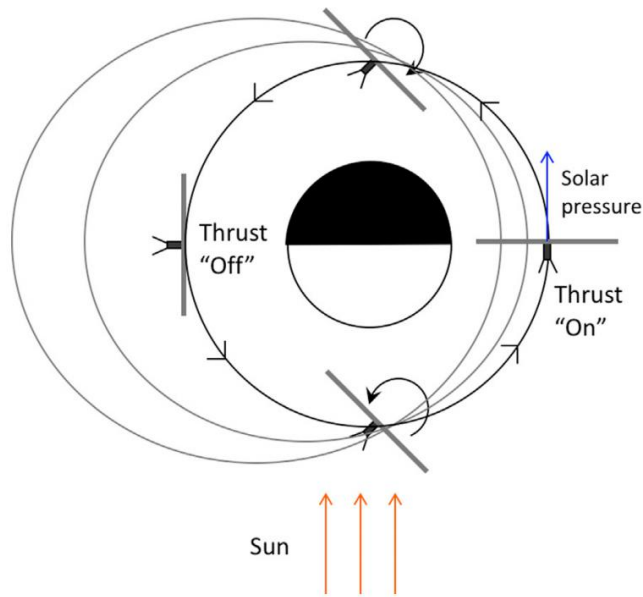


图 23: Lightsail2 项目绕地球姿态控制示意图^[4]

光帆飞行器在太空飞行过程中，我们也需要在不同情况下，调整其光帆姿态以及角度，使其获得不同方向不同大小的加速度来改变自身飞行姿态以及轨迹，这将有助于提升轨道变化的灵活性和规避风险的可能性，目前也有许多光帆飞行器姿态调整的方案，如不利用太阳辐射仅利用多体结构的^[21]等。而仅能简单地或机械地调整姿态则会有很多弊端，无法实现更好的飞行器控制，所以我们设计了一个自动调整姿态和控制飞行轨道的系统，可以根据不同情况来调整光帆姿态。

该系统可以放在光帆飞行器上，也可以利用立方体卫星技术（CubeSat）^[22]放在卫星上来控制调整。这里我们也采用强化学习的方法实现来优化自动的姿态控制，在调整光帆飞行过程中的角度、大小等变化，可以进一步优化飞行轨道，达到最优时间。

如图 23 所示，Lightsail2 项目的光帆主要动力来源与太阳光压，所以调节光帆相对于太阳平行光的角度，便可以做到使光帆匀速（与太阳光方向平行），加速（背向太阳光），减速（面向太阳光），调整方向（与太阳光呈不同夹角）等各种操作，Mansell2020^[23]一文中则详细阐述了该项目光帆姿态控制细节，Ma2017^[24]一文中也描述了一种利用调节辐射压力控制光帆的方法。

所以综上所述，光帆飞船飞行主要控制方式就是对飞船上光帆姿态的控制。

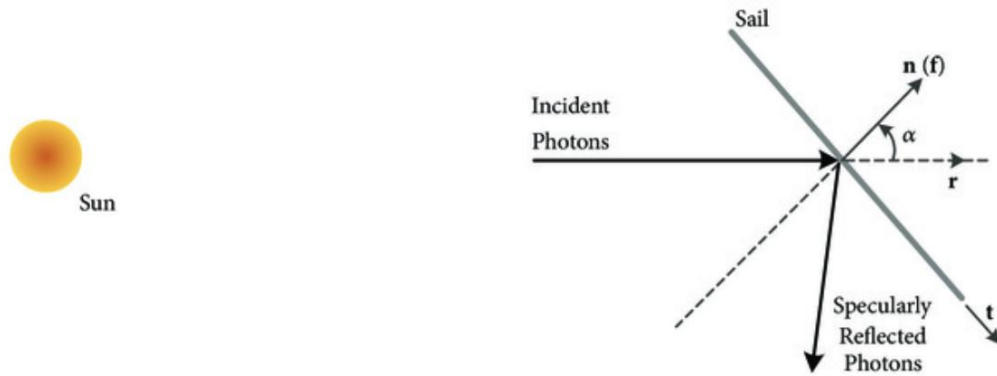


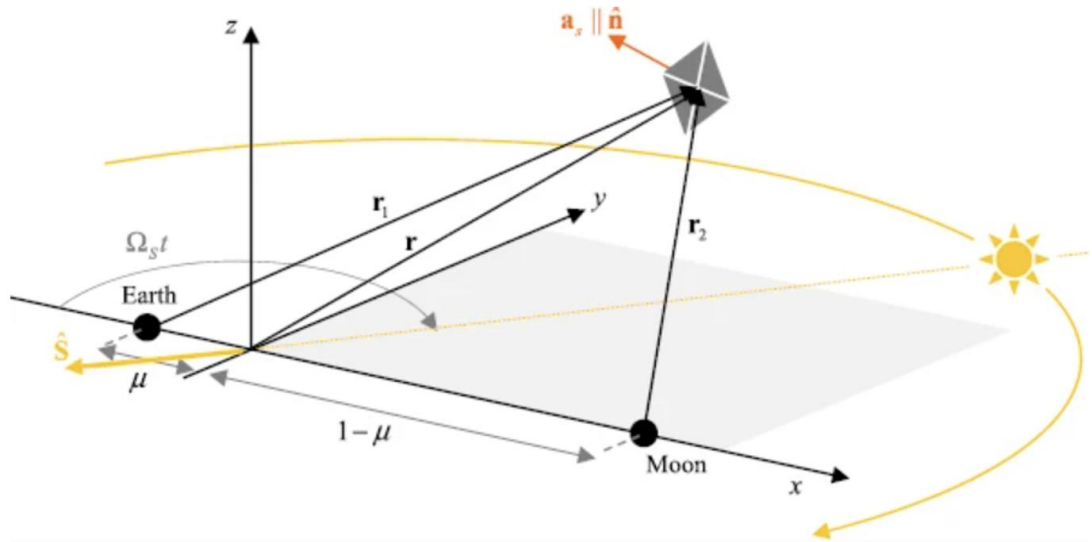
图 24: 理想情况下的光帆与太阳光压模型示意图^[9]

由 Guo2018^[9]一文中所给出的理想情况下的光帆与太阳光压模型，如图 24 可知，无论光射向光帆的角度如何，光帆所受到光压产生的推力始终垂直与光帆平面。所以我们在调整光帆姿态时不用考虑光入射角度对受力方向产生的问题，这仅会影响产生的推力大小。

所以姿态调整优化主要也是配合轨道优化进行，最终目标是获得一个较为优秀的航行轨道路线与在该路线上飞行所需的最优姿态调整方案。

6.3. “路灯”摆放优化

由于“路灯”反光镜摆放的位置与个数会对整个光帆飞行所需时间有较大的影响，但基于现实各种限制和成本耗资等约束，“路灯”反光镜个数是不能无限制摆放的，所以这里我们在综合“路灯”反光镜的耗资成本与动力提升时间优化效果之间的平衡，找到最优方案策略。


 图 25: 三体系统示意图^[20]

而且，在文献 Heiligers2016^[20]与文献 JORBACUSC020212812^[25]提到一种三体稳定系统的问题，如图 25 所示，也就是在实际情况下，宇宙空间中放置的反光镜会受到天体引力，太阳光压等作用影响，难以维持一个稳定位置或者一个稳定的轨道运动状态，而该问题如若放到反光镜等人造物体上来则模型会非常复杂，所以这里仅讨论在理想状态下，“路灯”系统的反光镜可以稳定在我们所期望的位置上，具体稳定方案则可以通过添加额外反作用力光帆或者霍尔推进器之类的辅助动力系统稳定。

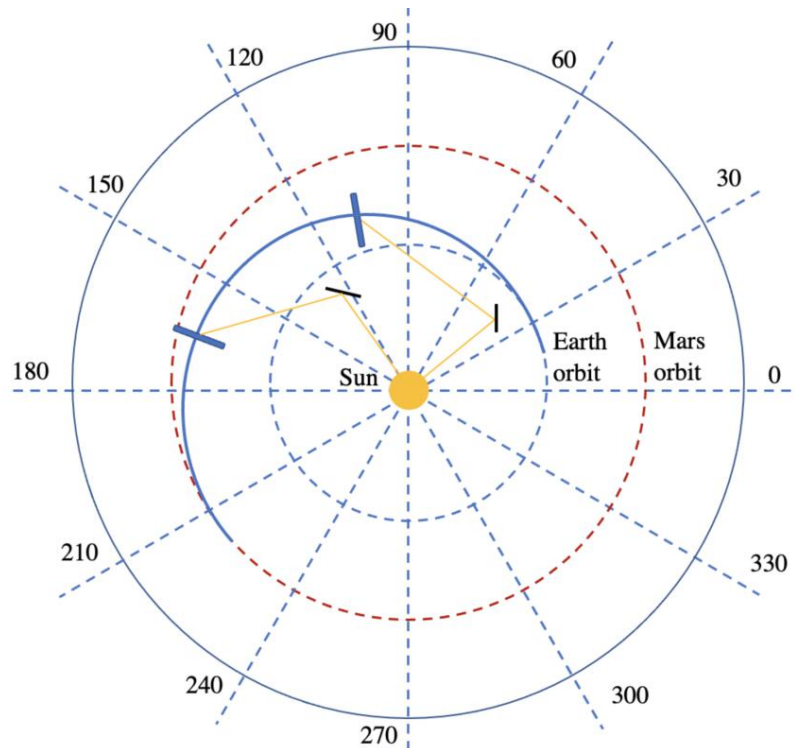


图 26: 地球到火星“路灯”摆放系统示意图

关于地球与火星之间的光帆飞行轨道和“路灯”系统我们的最终初步模拟结果如图 26 所示，理论上来说，仅需 2 个反光镜便可以覆盖全程，以达到最优效果，而反光镜总体靠前，主要利用引力弹弓效应，在前期给予更大的加速度。由于我们初步设计中，将反光镜放置的代价调整较高，主要参考现实发射成本，所以理论上来说反光镜越多越好，而在此代价约束限制下，则 2 个为最佳情况。

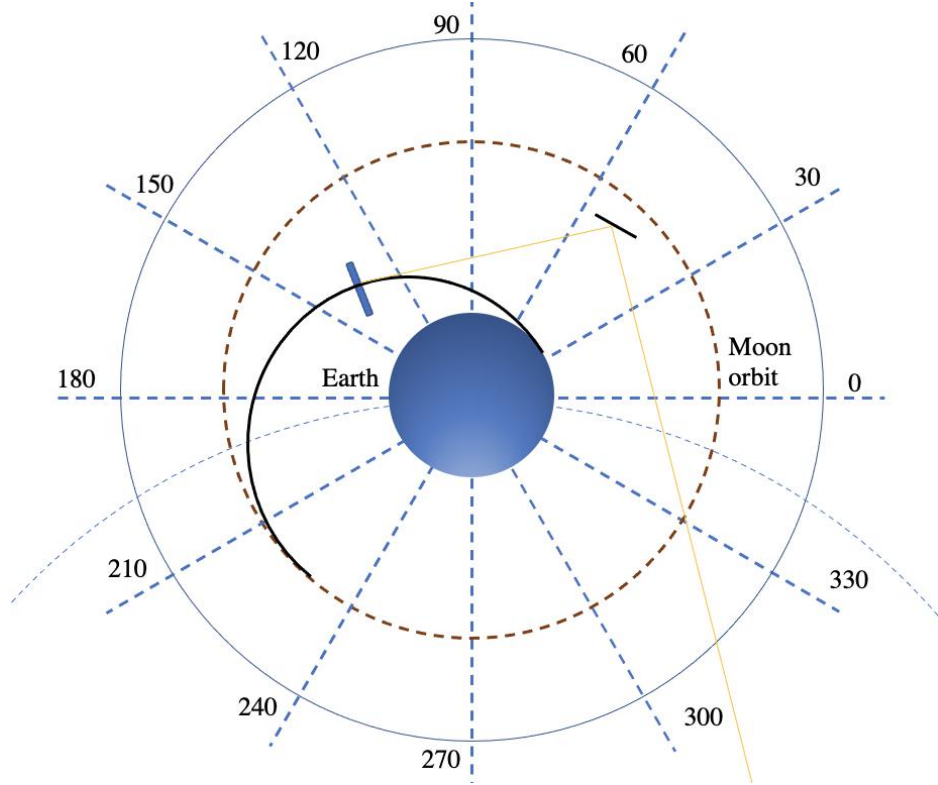


图 27：地球到月球“路灯”摆放系统示意图

关于地球与月球之间，由于距离相对较短，如图 27 所示，所以仅一个反光镜则可以达到最优效果。

6.4. 微卫星

世界上目前许多光帆飞行器都以微卫星（CubeSat）方式升空，如 Johnson2011^[26]一文中提到的 NanoSail-D 项目，还有 Tang2020^[27]一文中提到的地球到火星计划中也使用了微卫星。我们则也希望采用这种方式进行测试；在所有的方案设计、轨道规划、飞行器设计完成后，若资金充足及条件允许情况下，我们将把“太一号”制作出来，然后与国家航天计划合作将其作为一个微卫星发射升空，进行进一步的测试实践，并可以收集飞行相关数据、月球火星数据等。但目前来看，在技术和资金等多方面还比较困难，难以实现。

7. 未来研究

基于本项目难度较大，学科交叉较广，所以我们将进一步长期研究下去，并在途中寻求合作者，吸纳不同专业如物理、材料等专业人士进一步开展研究。

8. 总结

我们在中期就已完成调查了国内外的光帆研究现状，探索了地月和地火理想情况下光帆飞行计划的可行性，并对我们新提出的方案也进行了初步计算验证。与目前当下已有的一些项目比较我们的方案有明显的优势，在飞行所需时间、载重、性价比等方面都比传统化学燃料的航天项目有较大提升，进一步说明了光帆是未来航天的一个强而有力的新方式，也体现了我们的“太一号”前景广阔。后期我们进一步对我们的“太一号”光帆和“路灯”系统进行了详细设计，对地月轨道和地火轨道使用进行了设计，对光帆姿态的调整与“路灯”系统反光镜的放置方案使用了强化学习进行优化设计，进行了初步可行性计算，获得了较好的结果，证明了我们光帆系统的先进性。但由于技术上和知识上的一些不足，所以模型很多地方均较为理想化，还缺乏一定的实际操作性。

9. 附录：计算绘图相关代码与额外补充材料

本项目主要使用 python 进行计算绘图，部分代码如下：

```
1. from mpl_toolkits.mplot3d import Axes3D
2. import numpy as np
3. from matplotlib import pyplot as plt
4. plt.rcParams['font.sans-serif'] = ['SimHei'] #用来正常显示中文标签
5. plt.rcParams['axes.unicode_minus'] = False #用来正常显示负号
6.
7. #x 是时间, y 是速度
8. # 一元一次函数图像
9. x_1 = np.arange(0, to, 1)
10. x_2 = np.arange(0, tm, 1)
11. y_1 = a3 * x_1 * day
12. y_2 = 2 * a3 * x_2 * day #加镜子
13. plt.xlabel('t(day)')
14. plt.ylabel('v(m/s)')
15. plt.title("m=1t")
16. plt.plot(x_1, y_1)
17. plt.plot(x_2, y_2)
18. plt.show()
```

```

19. print("day1=",tm)
20. print("day2=",to)

1. #x 是时间, y 是速度
2. # 一元一次函数图像
3. x_1 = np.arange(0, time1, 0.01)
4. x_2 = np.arange(0, time2, 0.01)
5. interval1=[1 if(i<to) else 0 for i in x1]
6. interval2=[1 if(i>=to) else 0 for i in x1]
7. interval3=[1 if(i<tm) else 0 for i in x2]
8. interval4=[1 if(i>=tm) else 0 for i in x2]
9. y_1 = 2*a3*x_1*day*interval1 + (-2*a3*x_1*day+2*a3*time1*day)*interval2
10. y_2 = a3*x_2*day*interval3 + (-a3*x_2*day+a3*time2*day)*interval4
11. plt.xlabel('t(day)')
12. plt.ylabel('v(m/s)')
13. plt.title("m=10t Mars")
14. plt.plot(x_1, y_1)
15. plt.plot(x_2, y_2)
16. plt.show()
17. print("day1=",time1)
18. print("day2=",time2)

```

强化学习部分条件补充（来自参考文献）：

约束条件：

Initial conditions:

$$\begin{aligned}
 r_0 &= 1, \\
 \theta_0 &= 0.1, \\
 v_{r0} &= 0, \\
 v_{\theta 0} &= 1
 \end{aligned} \tag{40}$$

Terminal constraint:

$$\begin{aligned}
 r_f &= 1.524, \\
 v_{rf} &= 0, \\
 v_{\theta f} &= \frac{1}{\sqrt{1.524}}
 \end{aligned} \tag{41}$$

Control variable constraints:

$$0 \leq \alpha \leq \frac{\pi}{2} \tag{42}$$

Motion Equations in the Polar Coordinate System:

$$\begin{aligned}
 \dot{r} &= v_r \\
 \dot{\theta} &= \frac{v_\theta}{r} \\
 \dot{v}_r &= -\frac{\mu}{r^2} + \frac{v_\theta^2}{r} + g_1(\mathbf{x}, \alpha) \\
 \dot{v}_\theta &= -\frac{v_r v_\theta}{r} + g_2(\mathbf{x}, \alpha)
 \end{aligned} \tag{8}$$

where $g_1(\mathbf{x}, \alpha) = \beta(\mu/r^2)\cos^3\alpha$ and $g_2(\mathbf{x}, \alpha) = \beta(\mu/r^2)\cos^2\alpha \sin\alpha$ are, respectively, the radial acceleration and the tangential acceleration produced by the SRP force, and the control variable is the pitch angle α .

Cost function:

$$J = \Phi[x(t_0), t_0, x(t_f), t_f] + \int_{t_0}^{t_f} g[x(t), u(t), t] dt \tag{9}$$

where Φ is the performance index function of end value type (Mayer type), and g is the performance index function of integral type (Lagrange type); the state $x(t) \in \mathbb{R}^n$, the

The dynamic constraints:

$$\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), t] \quad t \in [t_0, t_f], \tag{10}$$

the boundary conditions

$$\phi(x(t_0), t_0, x(t_f), t_f) = 0, \tag{11}$$

and the inequality path constraints

$$\begin{aligned}
 C[x(t), u(t), t] &\leq 0 \\
 C[x(t), u(t), t] &\in \mathbb{R}^l
 \end{aligned} \tag{12}$$

The control constraints are denoted by $u \in U \subset \mathbb{R}^m$, $U = \{u \in \mathbb{R}^m : u_L \leq u \leq u_R\}$, where u_L and u_R are the lower and upper bounds of the control variables, respectively.

正则化 t 之后的 cost function 和 constraints

The variable $t \in$

$[t_{k-1}, t_k]$ is transformed to the variable $\tau \in [-1, 1]$ via the time domain transformation

$$\tau = \frac{2t - t_k - t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}}, \quad (t_{k-1} < t_k) \quad (13)$$

Moreover, the following relationship remains:

$$\frac{d\tau}{dt} = \frac{2}{t_k - t_{k-1}}, \quad (k = 1, \dots, K) \quad (14)$$

After transformation, the cost functional in (9) can be rewritten as

$$J = \Phi \left[x^{(1)}(-1), t_0, x^{(K)}(+1), t_K \right] + \sum_{k=1}^K \frac{t_k - t_{k-1}}{2} \int_{-1}^{+1} g \left[x^{(k)}(\tau), u^{(k)}(\tau), \tau \right] d\tau \quad (15)$$

The system differential equations, boundary constraints, and path constraints are given, respectively, as

$$\begin{aligned} \frac{dx^{(k)}(\tau)}{d\tau} &= \frac{t_k - t_{k-1}}{2} f \left[x^{(k)}(\tau), u^{(k)}(\tau), \tau \right] \\ \phi \left(x^{(1)}(-1), t_0, x^{(K)}(+1), t_K \right) &= 0 \\ \frac{t_k - t_{k-1}}{2} C \left[x^{(k)}(\tau), u^{(k)}(\tau), \tau \right] &\leq 0 \end{aligned} \quad (16)$$

In addition, there are linkage constraints that need to be satisfied

$$x^{(k)}(+1) - x^{(k+1)}(-1) = 0 \quad (17)$$

参 考 文 献

- [1] S. Gong, M. Macdonald, Review on solar sail technology, *Astrodyn.*, 3 (2019) 93-125.
- [2] D.A. Spencer, B. Betts, J.M. Bellardo, A. Diaz, B. Plante, J.R. Mansell, The LightSail 2 solar sailing technology demonstration, *Adv. Space Res.*, 67 (2021) 2878-2889.
- [3] E. Duplay, Z.F. Bao, S.R. Rosero, A. Sinha, A. Higgins, Design of a rapid transit to Mars mission using laser-thermal propulsion, *arXiv*, DOI (2022).
- [4] D.A. Spencer, B. Betts, J.M. Bellardo, A. Diaz, B. Plante, J.R. Mansell, The LightSail 2 solar sailing technology demonstration, *Advances in Space Research*, 67 (2021) 2878-2889.
- [5] H.-T. Tung, A.R. Davoyan, Low-Power Laser Sailing for Fast-Transit Space Flight, *Nano Lett.*, 22 (2022) 1108-1114.
- [6] H.A. Atwater, A.R. Davoyan, O. Ilic, D. Jariwala, M.C. Sherrott, C.M. Went, W.S. Whitney, J. Wong, Materials challenges for the Starshot lightsail, *Nat. Mater.*, 17 (2018) 861-867.
- [7] L. Norder, Lightsail design with neural optimization of topology, 2022.
- [8] M.A. Rozhkov, O.L. Starinova, I.V. Chernyakina, Influence of optical parameters on a solar sail

- motion, *Adv. Space Res.*, 67 (2021) 2757-2766.
- [9] Y. Guo, D. Feng, X. Wang, C. Li, Y. Liu, The Earth-Mars Transfer Trajectory Optimization of Solar Sail Based on hp-Adaptive Pseudospectral Method, *Discrete Dyn. Nat. Soc.* %@ 1026-0226, 2018 (2018).
- [10] 崔乃刚, 刘家夫, 荣思远, 太阳帆航天器动力学建模与求解, *航空学报*, DOI (2010) 1565-1571.
- [11] 张旭辉, 刘竹生, 火星探测器轨道设计与优化技术, 导弹与航天运载技术, DOI (2008) 15-23.
- [12] G.G. Wawrzyniak, K.C. Howell, Generating Solar Sail Trajectories in the Earth-Moon System, *Int. J. Aerosp. Eng.*, 2011 (2011) 476197.
- [13] L. Niccolai, A.A. Quarta, G. Mengali, Solar sail heliocentric transfers with a Q-law, *Acta Astronautica*, 188 (2021) 352-361.
- [14] A. Caruso, A.A. Quarta, G. Mengali, M. Ceriotti, Shape-based approach for solar sail trajectory optimization, *Aerospace Science and Technology*, 107 (2020) 106363.
- [15] G. Martinez Cabalga, Numerical optimization of solar sail trajectories to Mars, 2020.
- [16] A. Zavoli, L. Federici, Reinforcement Learning for Robust Trajectory Design of Interplanetary Missions, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, DOI (2021).
- [17] T.K. Percy, T. Taylor, T.C. Powell, T. Taylor, T.C. Powell, a study of possible solar sail applications for mars missions, 2004.
- [18] N. Perakis, L.E. Schrenk, J. Gutmiedl, A. Koop, M.J. Losekamm, Project Dragonfly: A feasibility study of interstellar travel using laser-powered light sail propulsion, *Acta Astronautica*, 129 (2016) 316-324.
- [19] E.S. Proano, C. Bernaza, D. Seo, Laser Augmented Attitude Control for Spacecraft with Solar Sail, *ResearchGate*, DOI (2016).
- [20] J. Heiligers, M. Macdonald, J.S. Parker, Extension of Earth-Moon libration point orbits with solar sail propulsion, *Astrophys. Space Sci.*, 361 (2016) 1-20.
- [21] H. Gong, S. Gong, D. Liu, Attitude dynamics and control of solar sail with multibody structure, *Adv. Space Res.*, 69 (2022) 609-619.
- [22] B. Betts, D.A. Spencer, B. Nye, R. Munakata, J.M. Bellardo, S.D. Wong, A. Diaz, R.W. Ridenoure, B.A. Plante, J.D. Foley, others, Lightsail 2: Controlled solar sailing using a CubeSat, The 4th International Symposium on Solar Sailing. Kyoto Research Park, Kyoto, Japan (17--20 Jan 2017b), 2017.
- [23] J.R. Mansell, D.A. Spencer, B.A. Plante, M.A. Fernandez, C.T. Gillespie, J.M. Bellardo, A. Diaz, B. Betts, B. Nye, Orbit and attitude performance of the lightsail 2 solar sail spacecraft, {AIAA Scitech 2020 Forum}, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA2020, pp. 1-18.
- [24] D. Ma, J. Murray, J.N. Munday, Controllable Propulsion by Light: Steering a Solar Sail via Tunable Radiation Pressure, *Adv. Opt. Mater.*, 5 (2017) 1600668.
- [25] M. Jorba-Cusc, A. Farris, n. Jorba, On the stabilizing effect of Solar Radiation Pressure in the Earth-Moon system, *Advances in Space Research*, 67 (2021) 2812-2822.
- [26] L. Johnson, M. Whorton, A. Heaton, R. Pinson, G. Laue, C. Adams, NanoSail-D: A solar sail demonstration mission, *Acta Astronautica*, 68 (2011) 571-575.
- [27] A.J. Tang, X. Wu, An Interplanetary Mission Design of a Solar Sailing CubeSat to Mars, *J. Phys. Conf. Ser.* %@ 1742-6588, 1509 (2020) 012026.