

美国国家航空航天局新型航天发射系统(火箭) 任务规划指南

一、前言

(一) 目的

本航天发射系统(SLS)火箭任务规划指南(MPG)主要是为未来有效载荷研制人员和用户充分了解和掌握 SLS 火箭任务初步规划保障而编制的。该文件不是作为有效载荷操作的要求性文件,而是 SLS 火箭接口/配装的组织和详细性说明性文件,类似于目前一次性运载火箭(ELV)前期可行性评估的用户指南。与 ELV 项目一样,一旦 SLS 火箭发射任务得到批准,就会编制专门的有效载荷具体要求文件。SLS 火箭用户应联系 SLS 火箭的飞船/有效载荷综合与发展(SPIE)办公室,要求提供更多有关任务规划的信息或更加详细的有关 SLS 火箭具体配装的技术意见交换。

(二) 范围

本指南的内容主要根据用户所提出的有关 SLS 火箭适用及总体利用率等问题而编制。由于 SLS Block1 型火箭即将于 2018 年实施首次试验性飞行,以验证后续 SLS Block 1B 型火箭飞行任务中的“猎户座”飞船与 SLS 火箭系统。因此,SLS Block 1 型火箭的相关数据可能将作为 SLS Block 1B 型火箭的某些有效载荷适用及环

境与飞行利用率的依据，而本指南将对这些应用的数据给予清晰的说明。随着 SLS Block 1B 型火箭的有效载荷的具体操作、接口及运行条件不断成熟，本指南将会陆续更新以提供最新的基础性工艺要求。

本指南中所描述的代表性工艺要求完全是代表性内容，而不是美国国家航空航天局(NASA)空间探索目的、规划、投资或要求的体现。由于 SLS 火箭为美国提供的是独特的发射能力且并无其他可替换的系统，因此，SLS 的有效载荷应遵守美国法典 50131 章第 51 条“实施商业航天运输服务的要求”以及美国国家航天政策关于“除非国家安全或公众安全要求，应避免开展对美国商业航天活动形成阻碍、妨碍或竞争的美国政府性航天活动”的指令。

二、文件

(一) 应用文件

本指南仅用于参考，因此没有其他可适用的文件。

(二) 参考文件

以下文件包含了可指导用户应用本指南过程中所需的补充信息：

(1) MIL - STD - 461F——分系统和设备的电磁干扰特性的控制要求(2007 年 12 月 10 日)；

(2) NASA - STD - 4003A——NASA 运载火箭、飞船、有效载荷和飞行设备的电气联结(基本要求，2013 年 2 月 5 日)；

(3) NASA - STD - 6016——飞船的标准材料与工艺要求(基本要求，2016 年 11 月 30 日)；

(4) NP - 2015 - 08 - 2018 - HQ——NASA 火星探索任务；

(5) NPD 2570.5——NASA 电磁频谱管理(2011 年 7 月);

(6) SLS - SPEC - 159——自然环境的跨项目设计说明(DSNE)
(D 版 2015 年 11 月 4 日);

(7) SLS - SPIE - HDB - 005——航天发射系统(SLS 火箭)二次有效载荷用户指南(基本要求, 2015 年 2 月 6 日)。

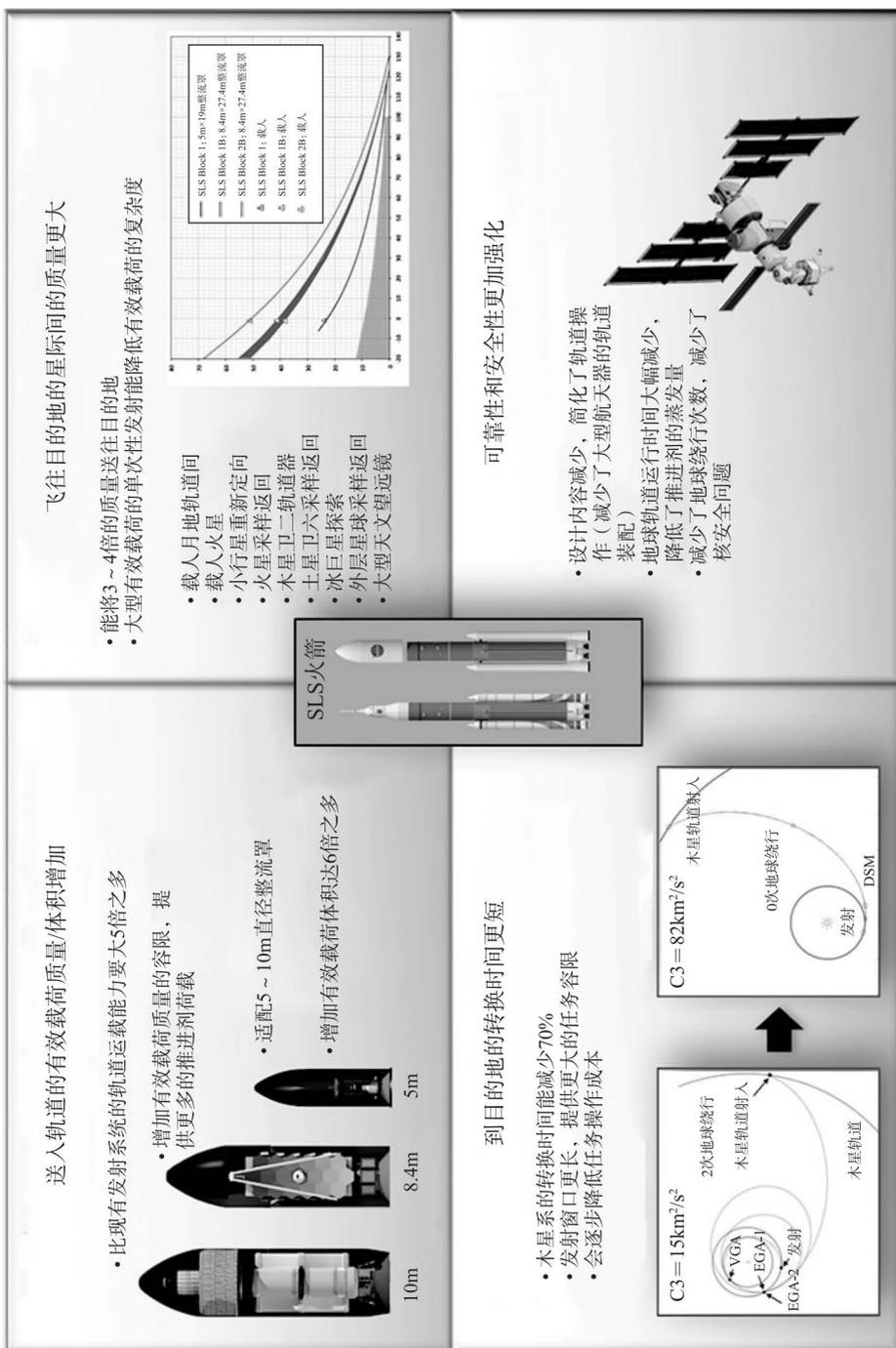
三、SLS 火箭总体概况

NASA 计划于 2018 年实施其首次发射的新一代航天发射系统(SLS 火箭), 能将 70 吨以上的载人空间探索有效载荷送入低地球轨道(LEO)并开展 LEO 以远的探索任务, 这在过去 40 多年的美国航天史上尚属首次。SLS 火箭所具备的能力要比处于同一时期的其他运载火箭都大, 运载有效载荷能力是航天飞机的两倍多。NASA 在研发 SLS 火箭的同时, 还开展了其他两个探索系统——“猎户座”飞船项目和地面系统研制与运营(GSDO)项目。“猎户座”飞船可通过探索任务将航天员送入深空, 而 GSDO 项目则是将肯尼迪航天中心(KSC)及其地面设施设备改造成能具备保障多类型运载火箭发射的新一代航天港。

在完成首次飞行任务后, SLS 火箭将逐步具备把更大重量的有效载荷送入 LEO 及以远之处。虽然 NASA 设计 SLS 火箭主要是用于载人空间探索, 但它还可为科学研究及其他国家重要任务提供专门的有效载荷运送、体积以及操作灵活性。图 1 为上述实施能力的主要效益。

(一) SLS 火箭各型号说明

为了能在未来载人月球和火星探索任务中最终实现将 130 吨的有效载荷送入 LEO 的目标, NASA 开展了分阶段设计的三种型号(亦称“Block”)SLS 火箭(见图 2)。



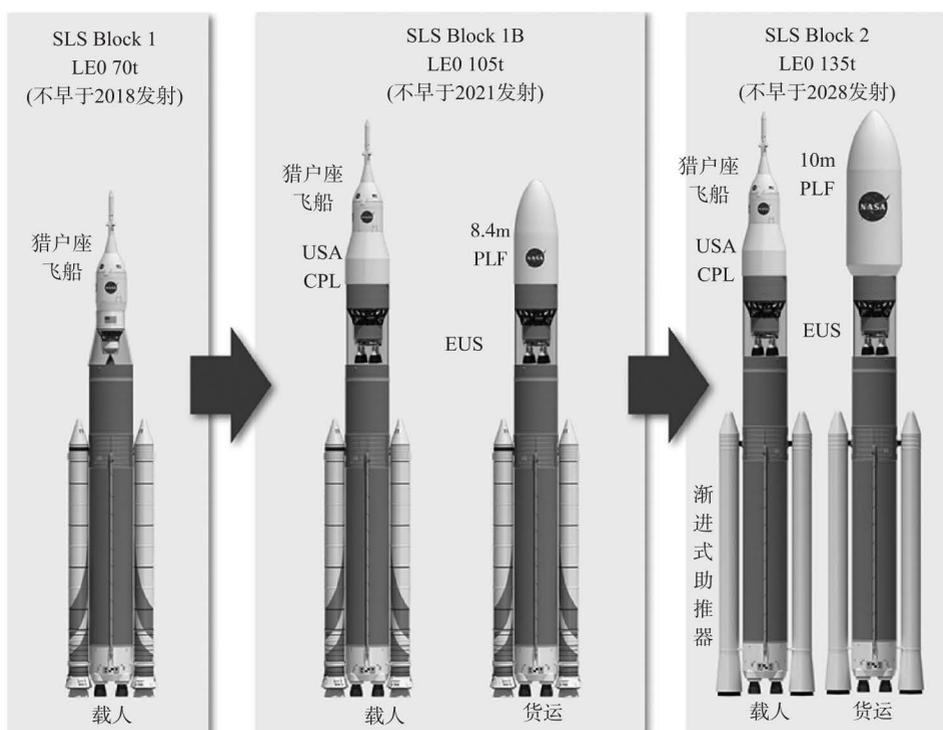


图2 SLS 火箭各 Block 构型示意

ICPS—过渡低温推进芯级；USA—通用型芯级适配器；CPL—附属有效载荷；
EUS—探索上面级；PLF—有效载荷整流罩

SLS Block 1 型火箭的 LEO 有效载荷运载能力为 70 吨。即将在 2018 年实施的首次 SLS 火箭试验性飞行任务将携带一个无人“猎户座”飞船和若干个二次有效载荷(SPL)。命名为“探索任务”(EM-1)的该次任务的目的是验证 SLS 火箭的能力以及“猎户座”飞船从月球轨道外进行航天员安全返回的能力。

SLS Block 1B 型火箭将使用一个新研制的探索型上面级(EUS)，以达到将 105 吨的有效载荷送入 LEO 的任务目标。其载人型火箭将携带“猎户座”飞船以及通过通用型芯级适配器(USA)将搭载有效载荷(CPL)与 SPL 并合成的一个组合体。其载货型火箭能携带直径 8.4 米的有效载荷罩和 SPL。SLS Block 1B 型火箭的

首飞时间将不早于 2021 年。

SLS Block 2 型火箭将使用 EUS，并将 Block1 型火箭的固体火箭助推器(SRB)替换成新研制渐进式助推器(EB)，以达到将 130 吨的有效载荷送入 LEO 的任务目标。其载人型火箭将携带“猎户座”飞船以及通过 USA 将 CPL 与 SPL 并合成的一个组合体。其载货型火箭能携带直径 8.4 米和 10 米的有效载荷罩和 SPL。SLS Block 2 型火箭的首飞时间将不早于 2028 年。

从 Block1 型到 Block 1B 型，SLS 火箭的演进与发展是无法逆向兼容的。一旦 Block 1B 型火箭服役，则不再支持 Block 1 型火箭。类似的，当从 Block 1B 型发展到 Block2 型，NASA 所有任务均采用 Block 2 型火箭，则不再支持 Block 1B 型火箭。这三种型号火箭均会依据各自所携带的飞船或有效载荷(如整流罩、适配器、附属配件、分离系统及伺服装置等)而配置专用的设备。在本指南中，“飞船”是指所指定的有效载荷，如“猎户座”飞船或科研/仪器承载设备；而“货物”则是指不携带“猎户座”飞船的 SLS 火箭运送任务。

NASA 针对 SLS 火箭各型号采用的是结构体系式设计研制方法，其主要作用是：减少寿命周期项目成本，实现深空探索任务，保有关键性技术，并将现有发射场地面设施设备进行有效转换。沿用航天飞机的技术能够有效利用已经为航天飞机系统建立的各种资源，如人力、加工技术、制造工艺、供应链、运输后勤保障、地面发射设施设备、大型固体火箭发动机生产能力以及液氧/液氢推进剂设施等。

(二) SLS 火箭坐标系统

SLS 火箭采用了航天飞机项目传统的笛卡尔右旋箭体坐标系，见图 3。



图3 SLS 火箭坐标系

- $+X_{SLS}$ 指向火箭轴线的尾部向下位置；
- $+Y_{SLS}$ 指向右旋(RH)助推器中心线；
- $+Z_{SLS}$ 完成右旋法则。

注：当 SLS 火箭竖立在活动发射平台上时，右旋助推器是位于火箭的右侧（即火箭的 $+Y_{SLS}$ ）。从火箭渲染视图看， $-Y_{SLS}$ 助推器反映出的是鼻锥体下方的黑色条带。

（三）SLS Block 1B 型火箭

在 NASA 目前积极准备 SLS 火箭试验性任务（Block 1 型火箭）之际，也早已开始 Block 1B 型火箭的设计研制，EUS 的设计研制是为了使 Block 1B 型火箭的 LEO 运载能力达到 105 吨。Block 1B 型火箭的主芯级仍采用 Block 1 型火箭的主芯级，只有少量分系统进行了改动。这种保持与 Block 1 型火箭类似的飞行硬件和地面系统接口的通用性设计研制策略能够有效地减少 Block 1B 型火箭的设计研制成本与风险。图 4 为载人型 Block 1B 型火箭的详细构成，图 5 则为载货型 Block 1B 型火箭的详细构成。

1. SLS Block 1B 火箭的主芯级

SLS Block 1B 火箭的主芯级直径 8.4 米，高 61 米，由 NASA 马歇尔航天飞行中心（MSFC）的米楚德装配制造厂（MAF）建造。MAF 曾建造过“土星”火箭各芯级和航天飞机的外贮箱。SLS Block 1B 火箭的 RS-25 主发动机使用液氧/液氢推进剂。RS-25 发动机有着 135 次飞行任务（400 多次的飞行中发动机燃烧成功）达到 100% 成功率的记录，地面热战火试验的燃烧时间累积达到超过 100 万秒。

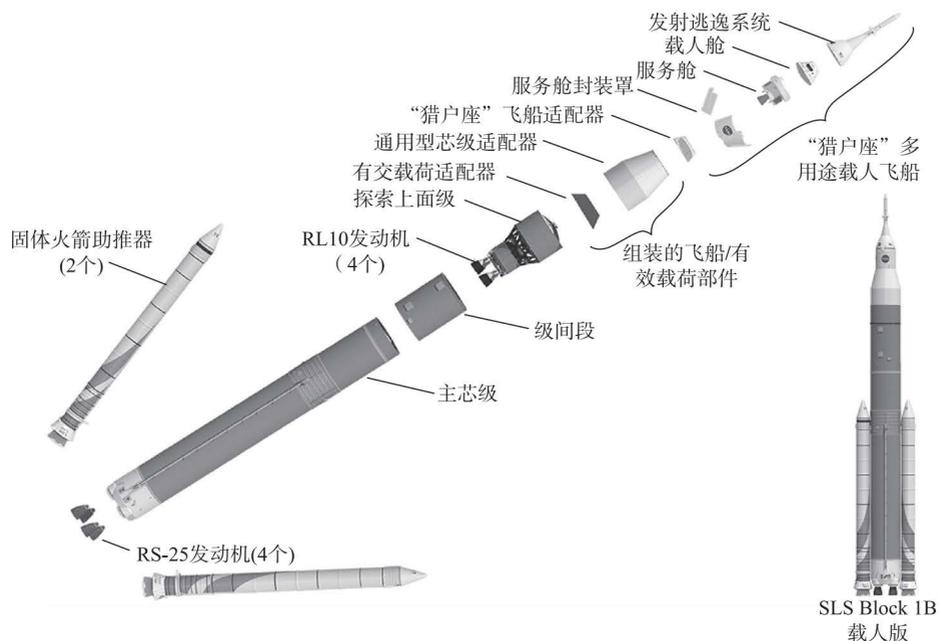


图 4 载人版 SLS Block 1B 型火箭示意

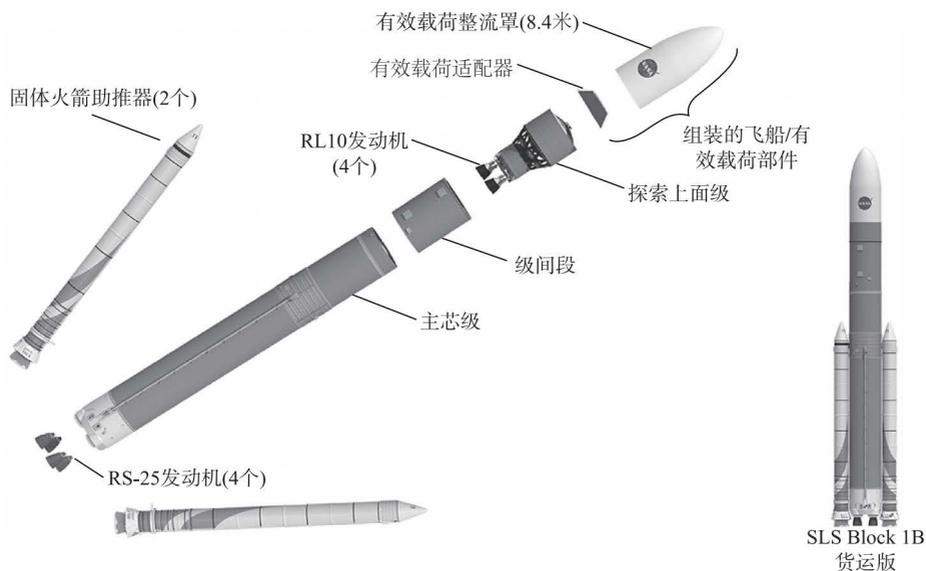


图 5 货运版 SLS Block 1B 型火箭示意

2. SLS Block 1B 火箭的固体火箭助推器

发射 SLS 火箭的推力大部分来自其捆绑的两个固体火箭助推器(SRB)，这也是沿用航天飞机项目的产品。NASA 针对 SLS 火箭项目的任务需求，将航天飞机时期的 4 段式 SRB 升级改造成更强大的 5 段式 SRB，将固体火箭发动机、电子设备与控制系统和无石棉绝缘材料等进行更新升级，但同时保留航天飞机时期的前端构件、金属壳件、后裙、推力向量控制部件等。

3. SLS Block 1B 火箭的探索上面级

图 6 为 NASA 目前正在设计研制新型的探索上面级(EUS)，它主要为有效载荷提供相应的上升/圆化和空间运输。EUS 配置了 4 台 RL10-C3 液氧/液氢发动机来提供动力。在 EUS 运行期间，当使用无源热控制系统减少低温推进剂蒸发时，则由箭载电池提供电子动力。EUS 通过一个直径 8.4 米的级间段与 SLS 火箭主芯级连接。8.4 米的 EUS 前端适配器与由有效载荷适配器和/通用型芯级适配器(USA)构成的有效载荷组件连接。该有效载荷组件在为搭载有效载荷或二次有效载荷提供封闭的同时，还为“猎户座”飞船提供一个标准接口。对于非载人型任务，EUS 则为各类有效载荷适配器或有效载整流罩提供相应的接口。

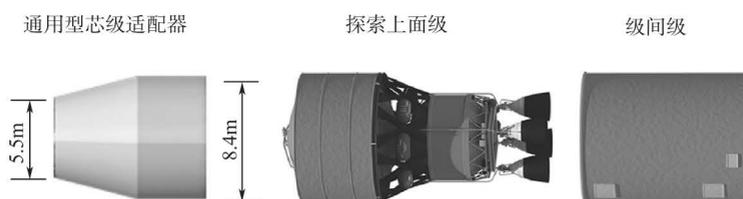


图 6 SLS 火箭探索上面级(EUS)示意

(四) SLS Block2 型火箭

图 7 为货运版 SLS Block 2 型火箭的主要构成，载人版 SLS Block 2 型火箭则是用猎户座飞船/USA/有效载荷适配器替换 PLF/有效载荷适配器。SLS Block 2 型火箭采用渐进式助推器替换现有的

五段式 SRB，以使该型火箭的 LEO 运载能力达到 130 吨或以上。该型火箭还可利用未来技术发展以具备实现载人探索火星的能力。

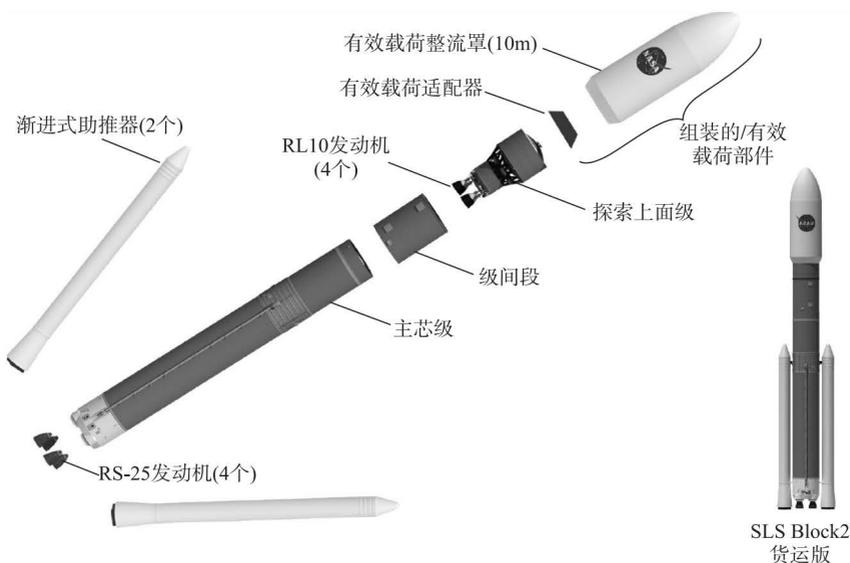


图 7 货运版 SLS Block 2 型火箭示意

1. SLS Block 2 型火箭的主芯级

SLS Block 2 型火箭的主芯级基本保持与 Block 1B 型的主芯级相同设计，无变化。

2. SLS Block 2 型火箭的渐进式助推器

采用渐进式助推器替换现有的五段式 SRB，可为 SLS Block 2 型火箭提供超过 Block 1B 型火箭更多的改进性特性。

3. SLS Block 2 型火箭的探索上面级

EUS 的直径 8.4 米前端适配器能够装配采用有效载荷适配器/USA 组成的“猎户座”飞船和搭载有效载荷，或带有效载荷适配器的有效载荷整流罩。目前，SLS Block 2 型火箭可以装配各种长度的直径 8.4 米和 10 米的有效载荷整流罩。

(五) SLS 火箭设计研制的初始时间表

图 8 为 2018 年 SLS 火箭首飞任务(EM-1)及其相关地面设施设备测试的设计研制时间表与主要进度。

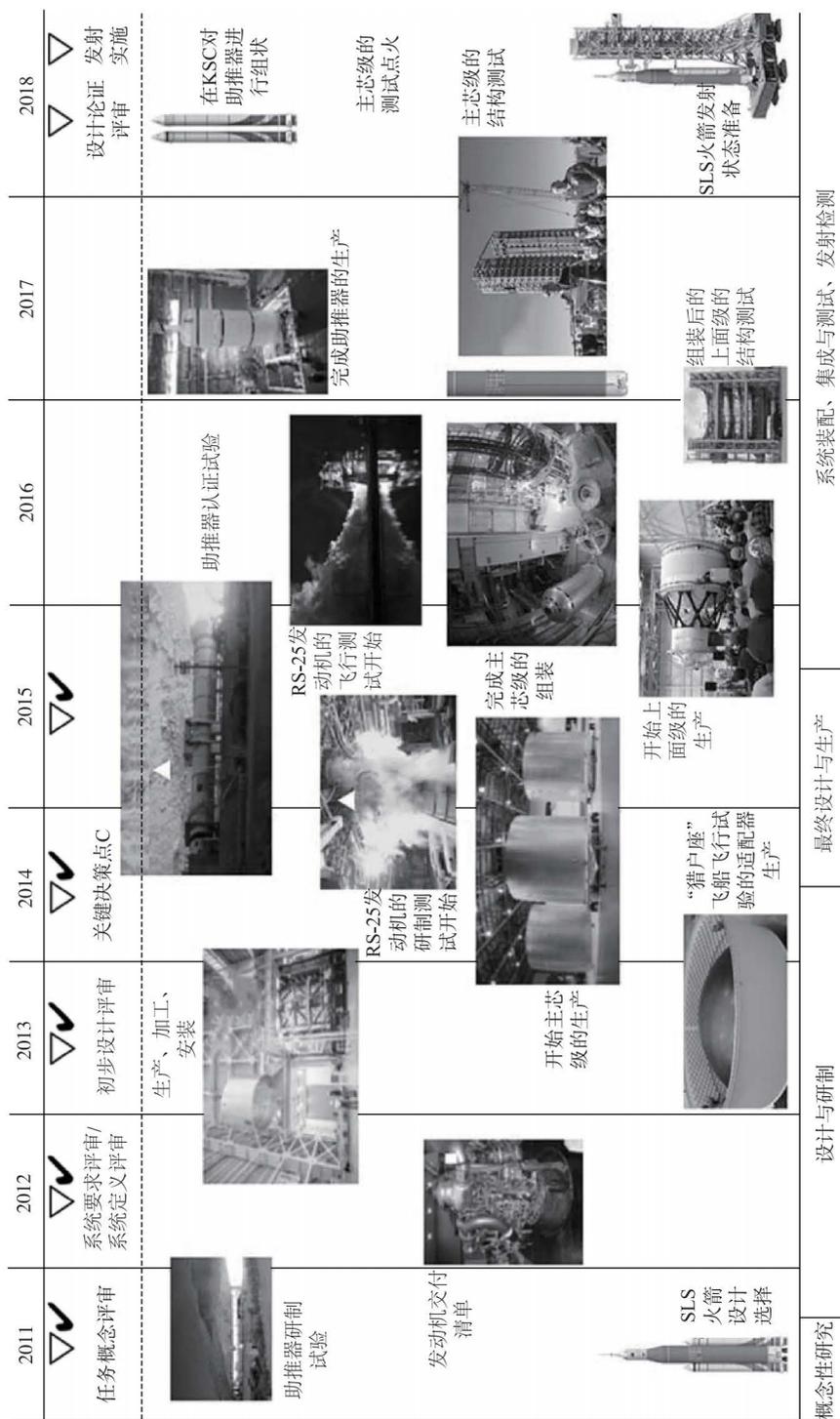


图 8 用于 SLS 火箭首次飞行任务(EM-1)的设计研制时间与主要流程示意

EM-2 任务将按照 EM-1 任务的设计研制与飞行测试方法进行实施，并增加新研制的 EUS、USA 或 PLF 以及有效载荷适配器，以完成 2021 年的 SLS Block 1B 型火箭的发射。

四、SLS 火箭任务设计与技术性能

(一) 任务轨迹与技术性能选项

NASA 的火星探索之旅将要经过三个发展阶段，每个阶段都会随着载人飞行任务距离地球愈远而面临不断出现的技术挑战。见图 9。

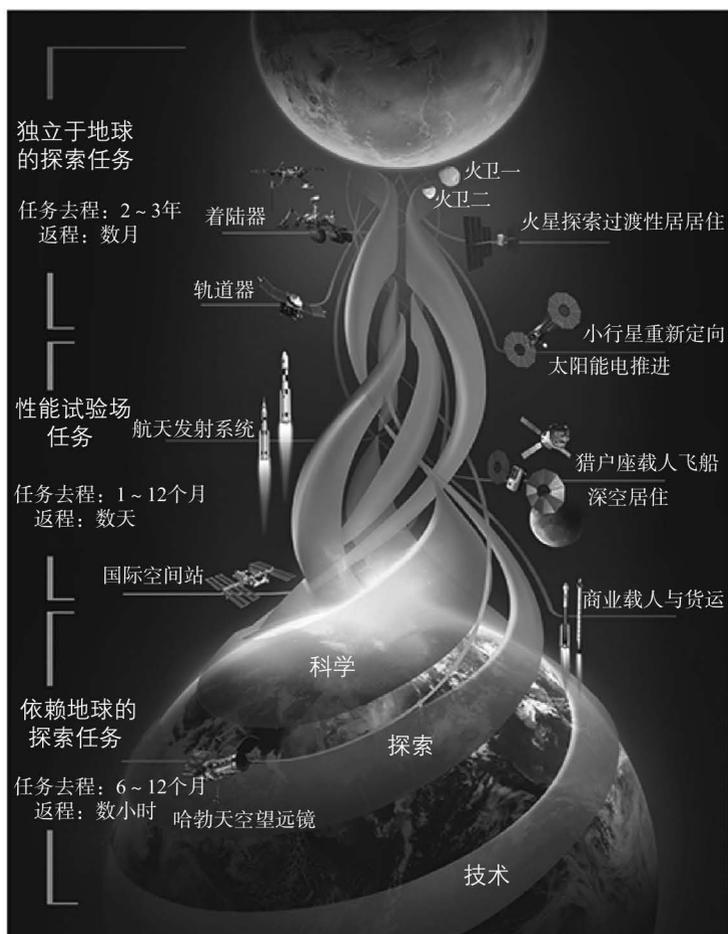


图 9 NASA 火星探索之旅的三个实施阶段示意

(1) 依靠地球的探索任务

依靠地球的探索 (Earth Reliant Exploration) 任务主要针对国际空间站 (ISS) 上的各项研究。NASA 将在 ISS 上测试验证各种技术, 推进人类健康与性能研究, 以此实现深空、长期性的探索任务。主要包括:

- 人类健康与行为研究;
- 先进通信系统;
- 材料可燃性测试;
- 舱外操作;
- 火星任务级环境控制与生命保障系统;
- 3D 打印;
- 针对原位资源利用演示验证的材料处理试验。

(2) 技术性能试验场任务

在性能试验场 (Proving Ground) 任务中, NASA 可以掌握如何实施让航天员在深空环境经过数天时间返回地球的复杂性操作。通过月地轨道空间的初期操作, NASA 可以推进和验证用于火星载人探索任务的各项技术能力。主要包括:

- 始于 2018 年 EM-1 任务的一系列探索任务;
- 2020 年实施的小行星重新定向机器人任务将从近地球小行星上采集一大块砾石, 并将其送到性能试验场, 然后通过小行星重新定向载人任务让航天员对该小行星砾石进行研究与取样;
- 针对用于测试诸如交会与对接以及先进信息技术方案等自主操作的长期性系统而建立的初期深空居住设施;
- 通过对消耗品、包装和材料的减少、再利用和循环来降低补给需求的概念性研究;
- 能具备独立于地球探索任务所需的其他关键性运行能力。

(3) 独立于地球的探索任务

独立于地球的探索 (Earth Independent Activities) 任务主要基于

NASA 在 ISS 和月地轨道间探索任务所积累的技术知识与经验，实现包括火星“月球”及最终火星表面在内的近火星区域载人探索任务。NASA 拟通过火星载人探索任务，以推进目前只能通过机器人探索所开展的各项科学技术。未来火星探索任务将代表着 NASA 及其合作方的共同努力——一项标志着人类探索火星将从参观游览转为居住的全球性成果。主要包括：

- 在可为居住者保障数年的过渡与表面居住地内进行工作和生活，只进行常规性维护；
- 采集火星资源，以生成所需的燃料、水、氧，并制造相应的材料；
- 利用先进的通信系统，在 20 分钟内将科学探索任务的数据和成果进行传递。

图 10 为保障火星探索之旅的三个阶段而设定的标准 SLS 火箭目的地飞行任务：地球轨道、近月区域以及地球逃逸。

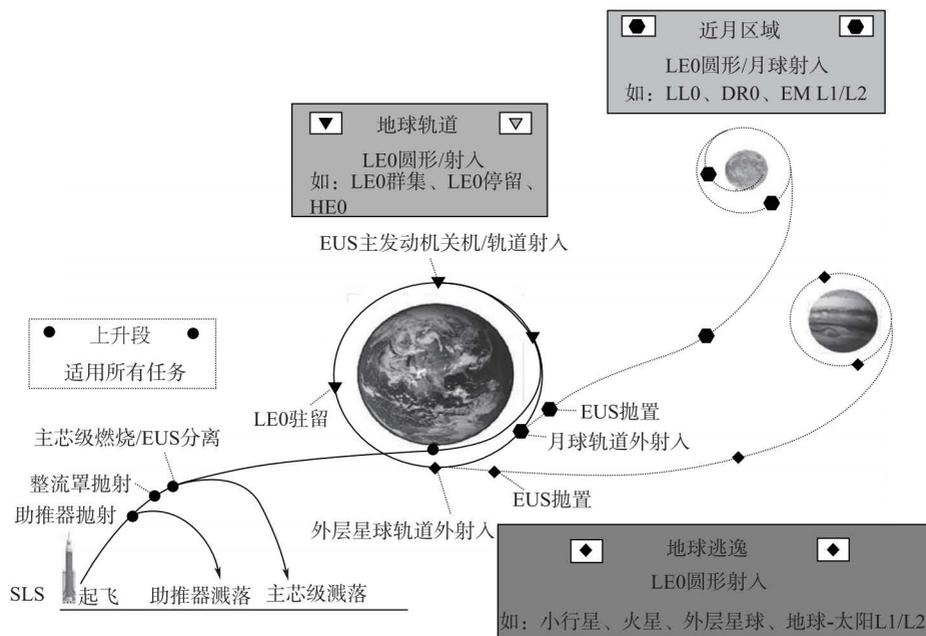


图 10 SLS 火箭的标准飞往目的地任务示意

1. 标准上升段曲线图

图 11 为 SLS Block 1B 型火箭的标准上升段曲线图。

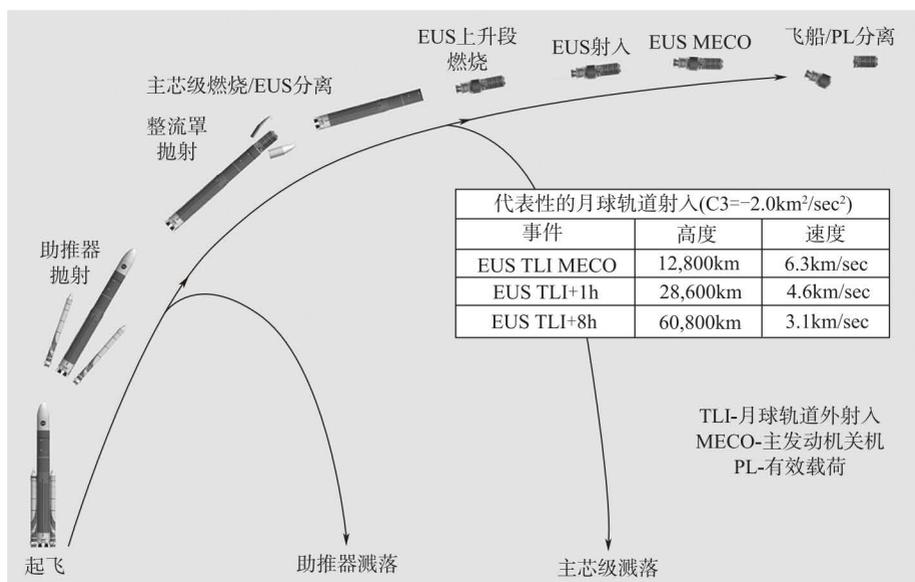


图 11 SLS Block 1B 型火箭的标准上升段曲线图

探索上面级(EUS)不仅应用于 SLS Block 1B 型火箭在上升段穿过地球大气层,而且还能为运载器提供所需的空射入燃烧。EUS 可实施数次发动机启动,其中一次就是在上升段。在图 11 中给出可代表所有飞行任务事例的上升段曲线的同时,还给出了具代表性的月球射入能量公式 $-C3=-2.0\text{km}^2/\text{s}^2$,以此为运行在月球轨迹上的飞船/有效载荷所用的高度与速度提供参考。

在具体任务的详细设计阶段,上升段曲线会基于若干决定因子而发生变化,其中一个决定因子是主芯级须在轨迹内燃烧而尽,以免对陆地产生影响,而另一个决定因子则是推进主芯级燃烧时的高度与速度矢量的有效载荷与探索上面级的质量。

需注意的是,为避免地面超界飞行或为确定目标轨道而启动轨道平面调整所实施的特殊上升操纵可能会影响到相应的任务技

术性能与地面落点区。虽然整流罩分离会基于上升段的有效载荷要求、运载火箭性能及大气加热等因素而发生变化，但通常整流罩是在主芯级燃烧过程中自由分子加热率降到 1136 瓦/平方米时进行抛置。如果某一任务要求一个低轨迹，则整流罩可能会在火箭芯级分离过程中保持原状态而在 EUS 燃烧时进行抛置。基于燃料的消耗率和不同的有效载荷质量与目标轨道，助推器及后续主芯级的分离会在上升段的不同轨迹位置进行。

2. 地球轨道的轨迹

图 10 标出的地球轨道的轨迹包含 185 千米低轨至 3700 千米高轨范围内的活动。

对于 SLS Block 1B/2 型火箭，EUS 将完成上升段燃烧的最后部分，并将自己和相应的有效载荷射入至某一地球轨道。EUS 可在该轨道上来回飞行(驻留)一段时间以实施其最后燃烧，而具体驻留时长则基于任务推进需求与 LEO 的推进剂蒸发度之间的平衡。EUS 的最后燃烧可将有效载荷送入一个较高的地球轨道。载人任务的有效载荷与 EUS 的分离则在“猎户座”飞船和通用型芯级适配器完成分离并获得一定安全距离后方可实施，而此项操作将根据具体的任务要求在发射后约 5~8 小时内进行。货运任务的有效载荷与 EUS 的分离则在有效载荷整流罩抛置后方可实施，而此项操作将根据具体的任务要求在发射后约 1~8 小时内进行。

对于 LEO 运输任务，EUS 将会在进入某一椭圆轨道后按需进行一次圆化/近地点燃烧，然后将有效载荷置入 LEO。在有效载荷分离后，EUS 将返回地球大气层进行最后处置。而另外一种方案则是由 EUS 直接将有效载荷置入某一圆形轨道，然后进行 EUS 的最后处置。

3. 近月区域的轨迹

对于近月区域的飞行任务，在 EUS 启动月球轨道外射入 (TLI) 燃烧之前，有效载荷在 LEO 上的停留时间有限。图 12 所示

意的是一个代表性的 SLS Block 1B 火箭绕月球飞行任务(即近直线晕轨道, NRHO) 曲线, 其中, EUS 在将其本身和有效载荷射入 LEO 之前进行最后的上升段燃烧。

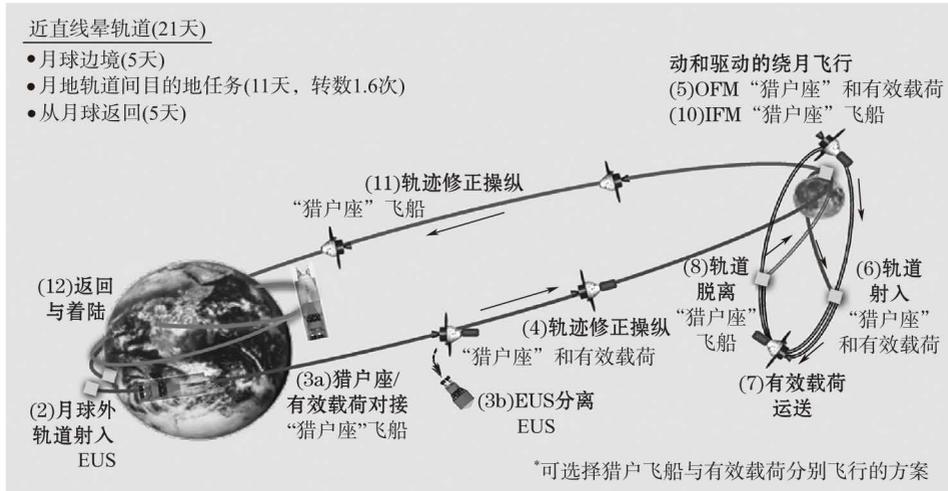


图 12 代表性的 SLS Block 1B 型火箭绕月飞行任务曲线(NRHO)示意

EUS 在完成其最后燃烧之前可按预定的时间要求在 LEO 上停留, 而这段时间的长短则基于任务推进需求与 LEO 的推进剂蒸发度之间的平衡。随后, EUS 将进行一次月球转移轨道射入燃烧。对于载人型任务, 其有效载荷则届时在“猎户座”飞船和通用型芯级适配器完成分离并获得一定安全距离后与 EUS 分离, 而此项操作将根据具体的任务要求在发射后约 5~8 小时内进行。对于货运型任务, 有效载荷则在有效载荷整流罩抛置后方可与 EUS 的分离, 而此项操作将根据具体的任务要求在发射后约 1~8 小时内进行。

4. 地球的轨迹

图 10 已标出了地球逃逸的轨迹线。在完成上升及有效载荷整流罩分离后, SLS 火箭的 EUS 将进行上升段的最后燃烧并将其本身和相关有效载荷射入至圆形或椭圆形轨道。EUS 在 LEO 完成其最后燃烧之前可按预定要求在该轨道上停留一段时间, 而具体时

长则基于推进剂荷载与 LEO 的推进剂蒸发度之间的平衡。随后，EUS 将进行一次地球重力逃逸的射入燃烧，而此项操作则可根据具体任务的需求在在发射后约 1~8 小时内的任一时段实施。

(二) SLS 火箭目的地任务技术性能

1. SLS 火箭质量输送技术性能定义

鉴于 SLS 火箭所配置的有效载荷的可行范围，用户在为飞船/有效载荷确定“可用性”技术性能数据时，了解和掌握 SLS 火箭目的地任务的技术性能数据统计是很重要的。

为此，本指南在图 13 中给出了货运版飞行任务应使用的 SLS 火箭质量输送定义。



图 13 货运版 SLS 火箭的质量运送定义

(1) 在 LEO 的射入质量 (IMLEO)

- 包括上面级的干质量、未用的上面级在轨燃料及有效载荷系统质量。

(2)有效载荷系统质量(PSM)

- 货运版的有效载荷体积(整流罩单独计算);
- PSM 等于 IMLEO 减去上面级燃烧质量;
- 包括飞船/有效载荷及需与上面级接口的有效载荷适配器的质量。

(3)可用性有效载荷系统质量(可用 PSM^{*})

- 可用性有效载荷系统质量等于 PSM 减去项目经理掌握的裕量(PMR);
- 见 4.2.2 了解 SLS 火箭的 PMR 计算方法。

(4)飞船/有效载荷

即用户提供的、由 SLS 火箭送往空间目的地的物品。可参照“德尔它”4 火箭的可用荷载质量及“宇宙神”5 火箭的有效载荷系统重量。

由于增加了通用型芯级适配器,因此与载人型飞行任务的飞船/有效载荷运送(如搭载有效载荷, CPL)相关的技术性能计算与一般性的 ELV 火箭飞行任务的有所不同。见 4.2.5 了解 CPL 的技术性能定义。

2. SLS 火箭技术性能裕度/裕量计算方法

由于目前 SLS Block 1B 型和 2 型火箭仍处于研制中,因而所有技术性能估算数据还包括适当的 SLS 火箭技术性能数据的裕量。本指南对这些技术性能裕度/裕量给予充分说明,但不可用于有效载荷(如:可用性 PSM 不包括项目经理掌握的任何技术性能裕量)。

质量增长裕度(MGA)是在硬件质量进入全部设计和构建之前用于准确预测硬件质量的指标,包含在硬件质量估算值中。MGA 的具体值则基于每项设计范围的精确度而在系统间存在差异。项目经理裕度(PMR)是包含在裕量中的技术性能分配指标,主要应对设计研制过程中的意外事件(如运载火箭要求的变更等)。尽管存在着 SLS 火箭惰性质量的潜在增长或火箭推进系统的技术性能

低于预期，但在 SLS 火箭的整个设计研制过程中将始终保有 MGA 和 PMR 这两个指标，以确保技术性能能满足项目目标。除了 MGA 和 PMR 这两个设计研制性裕度外，飞行技术性能裕度 (FPR) 则是一个操作性裕度。这项包含在火箭裕量中的技术性能分配指标能反映出发射环境中的每天变化情况和硬件技术性能的允许变量。本指南中的有效载荷技术性能预测值无需采用上述裕度/裕量进行删减。

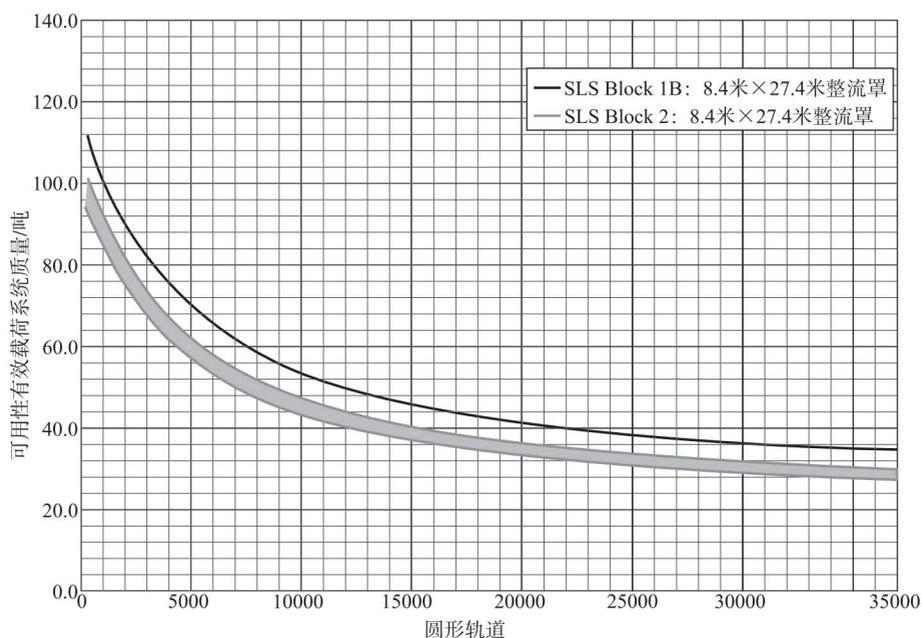
3. SLS 火箭地球轨道任务技术性能

SLS Block 1B/2 型火箭在各种地球轨道上的技术性能数据见图 14、图 15 和图 16。

除非另有说明，则本指南中的所有轨道均为 28.5 度倾角，有效载荷整流罩直径 8.4 米，长 27.6 米。由于一直未确定主芯级的抛置位置，因此最后的技术优化将包括主芯级抛置目标确定，而这将可能影响到技术性能的预测。任务规划人员可以逐案评估的方式对更具体的技术性能指标进行鉴定。

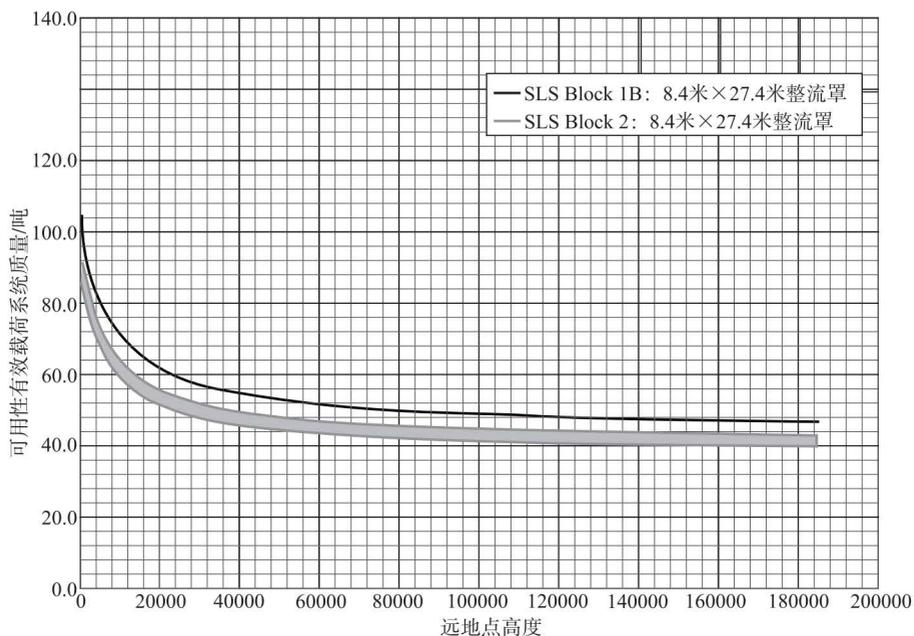
图 14 列出了使用 8.4 米整流罩的 SLS Block 1B/2 型火箭在圆形地球轨道上的可用性有效载荷系统质量。针对 Block 1B 型火箭所给出的最小和最大技术性能数据，是基于目前采用 8.4 米整流罩的火箭型号的设计研制研究而分别表示初始技术性能(最小)和目标技术性能(最大)。Block 2 型火箭的技术性能数据则基于采用 8.4 米整流罩的渐进型助推器方案的最小技术性能数据的当前估算值。

图 15 列出了使用 8.4 米整流罩的 SLS Block 1B/2 型火箭在椭圆形地球轨道上的可用性有效载荷系统质量。推进剂从 EUS 上卸载以使有效载荷的提升能力最大化。针对 Block 1B 型火箭所给出的最小和最大技术性能数据，是基于目前设计研制研究而分别表示初始技术性能(最小)和目标技术性能(最大)。Block 2 型火箭的技术性能数据则基于渐进型助推器方案的最小技术性能数据的当前估算值。



可用性有效载荷系统质量/吨											
远地点	SLS Block 1B 直径8.4米 整流罩/吨		SLS Block 2 直径8.4米 整流罩/吨	远地点	SLS Block 1B 直径8.4米 整流罩/吨		SLS Block 2 直径8.4米 整流罩/吨	远地点	SLS Block 1B 直径8.4米 整流罩/吨		SLS Block 2 直径8.4米 整流罩/吨
	最小	最大			最小	最大			最小	最大	
463	94.0	100.7	108.3	2593	72.7	77.9	84.2	9260	46.7	50.2	55.1
556	92.7	99.3	106.9	2963	70.1	75.1	81.2	11112	43.4	46.7	51.4
648	91.6	98.1	105.6	3334	67.7	72.6	78.6	12964	40.9	44.0	48.4
741	90.4	96.8	104.3	3704	65.6	70.2	76.1	14816	38.9	41.9	46.0
926	88.2	94.4	101.8	4074	63.5	68.1	73.9	16668	37.2	40.2	44.1
1111	86.1	92.2	99.5	4445	61.7	66.1	71.8	18520	35.9	38.7	42.4
1296	84.1	90.1	97.2	4815	60.0	64.3	69.9	22224	33.8	36.4	39.9
1482	82.2	88.1	94.8	5556	56.9	61.1	66.6	25928	32.2	34.7	37.9
1667	80.4	86.1	92.8	6482	53.7	57.7	63.0	29632	30.8	33.4	36.6
1852	78.7	84.3	90.9	7408	51.0	54.8	60.0	33336	30.0	32.4	35.4
2222	75.6	81.0	87.4	8334	48.7	52.3	57.4	37040	29.2	31.5	34.5

图 14 用于地球圆形轨道的 SLS 火箭
(直径 8.4 米整流罩)的可用性 PSM



可用性有效载荷系统质量/吨											
远地点	SLS Block 1B 直径8.4米 整流罩/吨		SLS Block 2 直径8.4米 整流罩/吨	远地点	SLS Block 1B 直径8.4米 整流罩/吨		SLS Block 2 直径8.4米 整流罩/吨	远地点	SLS Block 1B 直径8.4米 整流罩/吨		SLS Block 2 直径8.4米 整流罩/吨
	最小	最大			最小	最大			最小	最大	
407	91.4	97.7	105.2	3704	75.3	80.6	87.2	27780	49.3	53.0	58.1
556	90.4	96.7	104.1	4630	72.4	77.5	83.9	37040	46.8	50.3	55.4
741	89.2	95.4	102.7	5556	69.8	74.8	81.0	55560	44.0	47.4	52.1
1111	87.0	93.0	100.2	7408	65.8	70.4	76.5	74080	42.5	45.8	50.3
1482	84.9	90.7	97.9	9260	62.6	67.1	72.9	92600	41.5	44.8	49.1
1852	83.0	88.7	95.7	13890	57.1	61.2	66.8	138900	40.2	43.4	47.5
2778	78.8	84.3	91.1	18520	53.5	57.5	62.9	185200	39.5	42.6	46.6

图 15 用于地球椭圆轨道任务的 SLS 火箭
(直径 8.4 米整流罩)的可用性 PSM

4. SLS 火箭的近月球区域任务技术性能

图 16 和表 1 以 C^3 曲线与相应的 C^3 数据形式列出了 SLS Bloc 1B/2 型火箭通过 TLI ($C^3 = -0.99$ 千米²/秒²) 可运送的可用性有效载荷系统质量。SLS Bloc 1B 型火箭的技术性能数据呈多个曲线是主要基于目前仍在鉴定中的不同技术性能设计研制路径；而 SLS Bloc 2 型火箭的技术性能数据则基于渐进型助推器方案的最小技术性能数据的当前估算值，随着设计方案的成熟可以获得更多的技术性能数据。目前可应用于任务规划的 SLS Bloc 1B 型和 2 型火箭主有效载荷技术性能数据则通过直径 8.4 米、长 27.4 米的整流罩来表示。直径 10 米整流罩的技术性能数据目前仍在鉴定中。

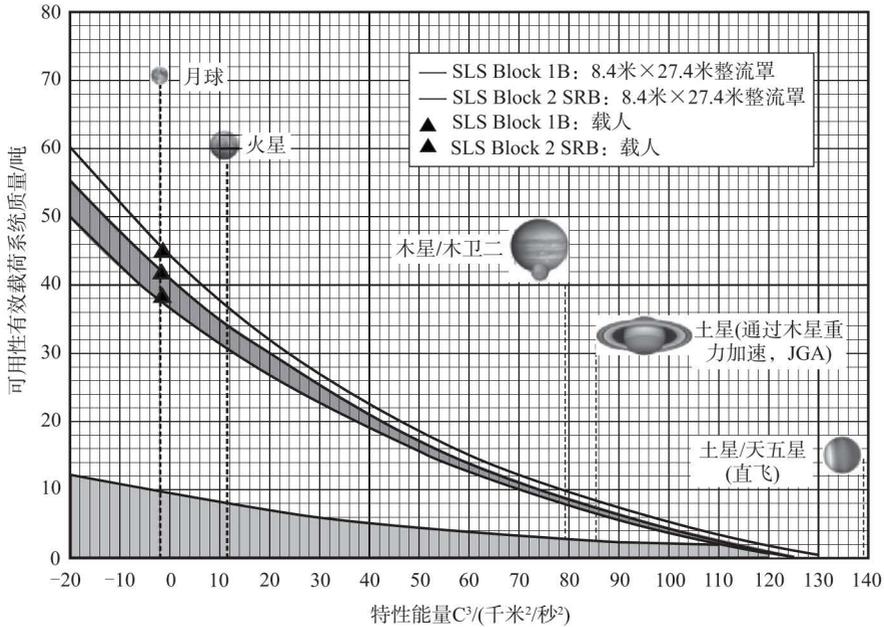


图 16 用于地球逃逸轨道任务的 SLS Block 1B/2 型火箭的可用性 PSM

表 1 地球逃逸任务的可用性有效载荷系统质量一览表

SLSBlock 1B 型火箭 (8.4 米×27.4 米整流罩)			SLSBlock 2 型火箭 (8.4 米×27.4 米整流罩)	
实际 C ³ / (千米 ² /秒 ²)	最小有效 载荷/吨)	最大有效 载荷/吨)	实际 C ³ / (千米 ² /吨 ²)	有效载荷/ 吨
-20	49.9	55.2	-20	59.8
-10	42.8	47.4	-10	51.8
-0.99	37.3	41.3	-0.99	45.0
0	36.7	40.7	0	44.3
10	31.5	34.9	10	37.6
20	26.8	29.6	20	31.7
30	22.6	24.9	30	26.6
40	18.9	20.7	40	22.1
50	15.6	17.0	50	18.2
60	12.6	13.8	60	14.9
70	10.0	10.9	70	11.9
80	7.7	8.3	80	9.3
83	7.0	7.6	83	8.6
90	5.6	6.0	90	7.0
100	30.8	4.0	100	5.0
110	2.1	2.2	110	3.2
120	0.6	0.6	120	1.6
130			130	0.2

SL Block 1B/2 型火箭可根据需求通过通用型芯级适配器世 (USA) 将“猎户座”飞船和搭载有效载荷(CPL)同时运送至 LEO 或

TLI 目的地。

表 2 列明的是所估算的应用于目的地任务的 SLS Block 1B/2 型火箭的 CPL 质量数据，而其也相当于载人任务中的飞船/有效载荷质量及 USA 中的有效载荷适配器质量的总和。SLS Block 1B 型火箭的技术性能数据则是基于目前处于鉴定中的不同 Block 1B 技术性能设计研制路径而分别标示为“阈值”或“目标值”。SLS Block 2 型火箭的技术性能数据则是基于采用渐进型助推器概念的下限技术性能数据的目的地任务的 CPL 质量估算值。目的地任务的 CPL 技术性能数据将随着 Block 1B/2 型火箭的技术性能的不断成熟而进一步完善与更新。表中的相关数据应仅为初始用户进行评估所用。

表 2 目的地任务可用的 SLS Block 1B/2 型火箭多种质量一览表

目的地任务	Block 1B 型搭载有效载荷质量/吨	
	初始	目标
LEO*	20.0	-
TLI($C^3 = -0.99$)	5.0	10.0
目的地任务	Block 2 型搭载有效载荷质量/吨	
LEO*	20.0	
TLI($C^3 = -0.99$)	20.0	
* 可用的 CPL 的密度与体积将是 LEO 规定参数，而非 CPL 质量		

5. SLS 火箭地球逃逸任务技术性能

图 16 给出了采用 8.4 米整流罩的载人型 SLS 火箭将有效载荷送入地球逃逸轨道所对应的特性能量(亦称 C^3)。在实施 C^3 射入前，假定过渡性圆形轨道的高度为 185 千米。表 1 列出了每组曲线的具体数据点。