

美国 SLS 重型运载火箭最新进展分析

摘要：航天发射系统(SLS)为美国新一代重型运载火箭，将用于执行近地轨道及以远区域深空探索任务。该项目于2011年启动，已通过关键设计评审(CDR)，火箭各主要部段正在开展制造、试验工作。项目开展至今虽然遭遇诸多工程技术挑战，但也取得了稳步进展。本文梳理了SLS项目的最新进展，对火箭未来可能执行的科学任务进行了讨论。

作为执行美国载人深空探测任务的美国新一代重型运载火箭，SLS将在重返月球计划中继续发挥重要的运输作用。SLS火箭共有3种构型：SLS 1型、SLS 1B和SLS 2型。目前，NASA正在开展火箭各部段的制造、试验等工作，计划在2020年实现首飞(EM-1)。SLS 1型将采用五段式固体助推器、通用芯级和过渡型低温上面级(ICPS)，可实现70吨近地轨道运载能力和30吨月球轨道运载能力。后续通过采用探索上面级(EUS)替换ICPS形成SLS 1B型，近地轨道运载能力将达105吨，月球轨道运载能力达40吨。在SLS 1B型的基础上，再通过使用先进助推器替代五段式固体助推器，可以实现130吨的近地轨道运载能力(见表1)。

表 1 SLS 火箭各构型设计

低温上面级			
探索上面级			
SLS 构型	SLS 1	SLS 1B	SLS 2
芯级	8.4 米通用芯级 RS-25D×4	8.4 米通用芯级 RS-25E×4	8.4 米通用芯级 RS-25E×4
助推器	五段式固体助推器 RSRMV	五段式固体助推器 RSRMV	先进助推器 ASB/GG/ORSC
上面级	过渡型低温上面级 RL10B-2×1	探索上面级 RL10C-3×4	探索上面级 RL10C-3×4
有效载荷	猎户座	猎户座 8.4 米整流罩	10 米整流罩

一、SLS 重型火箭最新进展

(一) RS-25 发动机

SLS 火箭三种构型都采用 RS-25 作为通用芯级发动机，每个芯级安装 4 台，在火箭上升段为芯级提供推力，每台发动机可以产生约 2320 千牛的真空推力，总推力约 8900 千牛。RS-25 由航天飞机主发动机(SSME)改进而来，现有库存 18 台，其中 2 台作为研制用发动机，16 台为飞行用发动机。SLS 火箭前 4 次飞行计划使用库存的 16 台可重复使用 RS-25D 发动机，自第 5 次任务开

始，将采用改进后的一次性使用 RS-25E 发动机，改进后的发动机性能与 RS-25D 相当。NASA 已向航空喷气·洛克达因公司授出 11.6 亿美元合同将可重复使用 RS-25D 发动机改为一次性使用发动机，并进行热试车。改进后的发动机精简了零部件和焊接点，推力可达到额定功率的 109%，成本降低 30%。

为满足 SLS 性能需求，NASA 从 2015 年 1 月对改进后的发动机进行了热试车(表 2)，重点对新型控制器及防热材料进行了试验。2017 年，NASA 共进行了 8 次飞行控制器试验，每次点火持续时间 500 秒。截至 2017 年 12 月 31 日，SLS 首飞用 4 台发动机已完成飞行准备工作，即将与芯级集成，为发射前的最终测试做准备。之后，4 台发动机将在改装后的 B-2 试验台上进行联合试车。

表 2 RS-25 热点火试车情况

试验	序号	时间	主要试验内容	时长
第一轮： 使用单台试 验用发动机 (0525)	1	2015. 1. 09	测试发动机新控制器、材料及发动机推进剂入口压力条件，获取关键试验数据，验证 SSME 硬件是否满足 SLS 性能要求；同时还检验新防热层及燃气发生器的性能	500 秒
	2	2015. 5. 28		450 秒
	3	2015. 6. 11		500 秒
	4	2015. 6. 25		650 秒
	5	2015. 7. 17		535 秒
	6	2015. 8. 13		535 秒
	7	2015. 8. 27		535 秒
	合计 3705 秒			

美国 SLS 重型运载火箭最新进展分析

续表

试验	序号	时间	主要试验内容	时长
第二轮： 使用单台飞行用发动机 (2059)	1	2016. 3. 10	收集单台飞行用 RS-25 发动机的性能数据，检验 RS-25 发动机新型控制器及防热材料的性能，验证改进后的发动机是否满足 SLS 的要求	650 秒
第三轮： 使用单台研制用发动机 (0528)	1	2016. 7. 14	检验发动机新控制器及防热材料的性能，验证改进后的发动机是否满足 SLS 的要求	650 秒，提前 193 秒关机
	2	2016. 7. 29		650 秒
	3	2016. 8. 18		420 秒
	4	2017. 2. 22		380 秒
	5	2017. 3. 23		500 秒
	6	2017. 5. 23		500 秒
	7	2017. 7. 23		500 秒
	8	2017. 8. 9		500 秒
	9	2017. 8. 30		500 秒
	10	2017. 12. 13		500 秒
合计 4907 秒				
第四轮：单台飞行用发动机(2063)	11	2017. 10. 19	EM-2 任务飞行发动机验证试验	500 秒
RS-25 发动机 4 台联合试验	待定	待定	验证芯级整体动力系统工作性能	待定

(二) 芯级

SLS 芯级是目前世界上最大的火箭推进级，高 64.6 米，直径 8.4 米，由波音公司制造。主要分为 5 部分：前裙段、氧箱、箱间段、氢箱和发动机段。各部分通过环状连接件连接以保证强度，芯级结构主要材料采用铝合金 2219。

芯级前裙段为芯级与上面级的接口，主要用于安装包括飞行计算机在内的火箭电子设备。前裙结构内有由发动机舱段延伸至前裙的气态氧增压管路，壳体上设有气态氧排气管路安装点和开口。SLS 1 型和 SLS 1B 构型的接口及脐带开口设计相同。

氧箱位于前裙与箱间段之间，可贮存 742 立方米低温液氧 (-183°C)。氧箱由 2 个箱底、2 个 Y 型环和 2 个筒段组成，筒段内表面为正交网格，氧箱内还装有推进剂感应器及防晃板。

箱间段用于连接芯级氧箱和氢箱，是芯级厚度最大的结构，也是芯级唯一一个采用螺栓连接的部段。部段内有由发动机舱段延伸至氢箱的气态氢增压管路。火箭航电设备放置于箱间段内壁搁板上。五段式固体助推器与芯级的上连接点位于箱间段上。

氢箱位于箱间段和发动机舱段之间，直径 8.4 米，高度超过 39.6 米，可贮存 2033 立方米液氢 (-253°C)。氢箱由 2 个箱底、2 个 Y 型环和 5 个筒段组成，每个筒段高 6.7 米、质量 4.1 吨，箱底则由 12 块德国 MT 宇航公司供应的铝合金瓜瓣焊接而成。箱体外部光滑，内壁为正交网格。箱底和筒段经搅拌摩擦焊工艺焊接在一起后，通过塞焊消除搅拌摩擦焊匙孔并修复焊接缺陷。匙孔的直径约 25 毫米。氢箱内壁还装有推进剂感应器。

发动机舱段内置 4 台 RS-25 发动机、氢氧输送管路、主推进系统部件、推力矢量控制部件和航电部件。五段式固体助推器与芯级的下部连接点位于发动机舱段上。发动机筒段内表面采用三角形网格。

截至 2017 年 12 月 31 日，用于 EM-1 任务的 5 个芯级部段飞

行件已制造完毕，计划在 2018 年秋天完成芯级组装，并运往斯坦尼斯准备在 2019 年初进行芯级首次试验。发动机舱段试验件已于 2017 年 5 月安装在马歇尔航天中心结构试验台上。氢箱、氧箱、箱间段试验件有望于 2018 年运往该中心进行结构试验。

(三) 五段式固体助推器

SLS 1 型和 1B 型火箭配备的五段式助推器由轨道 ATK 公司（后由诺·格公司收购）研制并生产，继承了航天飞机固体助推器的很多硬件和设计，如：前裙、金属外壳、尾裙和推力矢量控制系统。改进之处在于：采用无石棉隔热层，增大喷管直径以适应更大的内部压力，采用新的控制设备和推进剂药柱等。芯级和助推器的连接点也比航天飞机外贮箱的连接点更低。相比于航天飞机四段式固体助推器，该助推器的推力提高了 20%，比冲提高了 24%。发动机性能见表 3。

表 3 五段式固体火箭发动机性能参数

性能	参数
直径	3.7 米
单台海平面推力	16000 千牛
真空比冲	269 秒
推进剂	聚丁二烯丙烯腈
燃烧时间	124 秒

2015—2016 年，五段式固体火箭助推器完成了 2 次全工况地面鉴定试验 QM-1 和 QM-2，测试助推器在极限温度条件下的性能。QM-1 为高温极值试验，助推器加热至 32℃ 后持续点火 2 分钟，共产生约 16014 千牛推力，试验过程中助推器内部温度高达 3093℃。QM-2 中，助推器冷却至 4.4℃ 后点火，试验时长 126 秒，内部温度达 3300℃，助推器尾焰速度达到马赫数 3。低温试

验是 SLS1 型首飞前固体助推器进行的最后一次全工况点火试验。

现阶段，SLS 1 型火箭首飞使用的固体火箭助推器已进入全面生产阶段。所有发动机部段制造完成后，将运至肯尼迪航天中心与前裙和尾裙集成，并安装在芯级两侧。固体助推器前裙、尾裙和鼻锥段正在肯尼迪航天中心加工。2017 年 10 月，助推器航电系统完成了系统级鉴定试验。

(四) 过渡型低温上面级(ICPS)

ICPS 是 SLS 1 型二子级，由“德尔它”4 低温二子级改进而来。ICPS 高 13.7 米，最大直径 5.0 米，总重约 31 吨，结构质量约 3.5 吨，推进剂最大加注量约为 27 吨，采用单台 RL10B-2 发动机提供动力。氧箱直径 4 米，氢箱直径 5 米，分别用氮气和氢气增压，氧箱通过箱间桁架(V 形支杆)吊挂在氢箱下方。为满足 SLS 要求，波音公司对 ICPS 进行了微小的改进，包括：增加氢箱长度，增加姿控氮气瓶以及调整航电系统设计。

表 4 RL10B-2 发动机性能参数

性能	参数
真空推力	110 千牛
混合比	5.88
真空比冲	453 秒
可用推进剂质量	27 吨

2012 年 7 月，NASA 与波音公司签订为期 8 年、金额 1.75 亿美元的合同，要求波音公司在 2016 年 9 月 30 日前完成“德尔它”4 低温二子级的改进工作。2017 年 7 月，ICPS 上面级飞行件已在卡纳维拉角空军基地完成最终测试和检查，并抵达肯尼迪航天中心与其他部段集成。

(五) 探索上面级(EUS)

NASA 从 2014 年开始考虑调整 SLS 第 2 次飞行任务 EM-2 的上面级, 改用新的探索上面级(EUS)。探索上面级长 18.3 米, 推进剂最大加注量为 129 吨。其结构主要包括: 前适配器、氢箱、箱间结构、氧箱、设备架和推进结构。

前适配器为铝锂合金正交网格筒段, 高 1.8 米, 直径 8.4 米, 用于连接飞船和 EUS 氢箱。筒段采用搅拌摩擦焊工艺。内部装有氢箱增压管路、氢气通风管道和地面接口配线。

氢箱直径 8.4 米, 可贮存 295 立方米液氢(-253°C), 主结构包括采用搅拌摩擦焊接技术连接起来的 2 个铝锂合金椭圆拱底和 1 个正交网格筒段。氢箱内装有先进的燃料水平感应系统和防晃板。为保持贮箱低温条件, 同时防止贮箱结冰, 箱体外附有橙色泡沫防护层。

箱间结构为氢箱和氧箱的连接结构, 包括后适配器和金属 V 形支杆。后适配器主结构与前适配器相似, 高 1.8 米, 直径 8.4 米, 采用铝锂合金材料。V 形支杆交叠排列支撑氧箱。箱间结构也是增压系统、增压箱、计算机硬件和天线的支撑结构。

氧箱直径 5.5 米, 可贮存液氧 95 立方米液氧(-183°C)。箱体采用铝锂合金材料, 内装液氧水平感应系统。推进结构连接在旋压成型的箱底上, 设备架与氧箱后法兰相接。

设备架由平板和支架组成, 与氧箱法兰相连。平板采用铝锂合金材料, 用于支撑航电和推进系统。其中, 航电系统包括飞行计算机、制导和 RL10C-3 发动机控制系统; 推进系统包括轨道机动反控制系统和肼燃料贮箱。

推进结构包括连接在氧箱箱底的横梁和支杆, 用于支撑 RL10C-3 发动机。横梁和支杆都由高强铝合金制成。

级间段用于连接上面级和芯级, 为铝锂合金正交网格筒段。该部段承受芯级以上结构的全部重量, 约 181.4 吨。上面级和芯

级的分离系统置于该部段中。

NASA 已与洛克达因公司签订金额 1.74 亿美元的合同，洛克达因公司需在 2024 年 1 月 29 日前完成研制、测试、验证和交付，为 SLS 火箭第 2 次、第 3 次飞行提供 10 台 RL10C-3 发动机(其中 2 台为备用)。使用该型发动机可以缩短 SLS 改进型号的研制时间，同时避免研制新型发动机所产生的高额研制成本。发动机交付后，NASA 将进行单机试验和 4 台发动机首次联合试验，验证发动机的兼容性和功能性。2017 年 1 月，EUS 通过了初步设计评审。

(六) 其他

SLS 1 型级间段整体呈圆锥形，下部直径 8.4 米，上部直径 5 米，用于连接芯级和 ICPS。该结构件通过招标的方式转给承包商美国特利丹布朗工程公司生产。2017 年 8 月，用于 EM-1 任务的级间段已焊接完成，并已从先进焊接和制造设施转移至国家先进制造中心喷涂热防护层，2 个设施都位于马歇尔航天中心内。

飞行用“猎户座”飞船支架已装配完毕，目前正在进行次级载荷、电缆、航电设备的安装工作。2017 年 7 月，飞船支架试验件已由超级古比鱼飞机运往洛克希德·马丁公司，与“猎户座”集成进行结构试验。

二、任务规划新进展

SLS 超大的起飞质量、载荷容积和特性能量(C3)为科学任务提供了更多的可能。NASA 考虑将 SLS 应用于木卫二多次飞越任务中，该任务用于观测木卫二并调查其是否适宜居住，科学家认为木卫二上有巨大的地下海洋，水量为地球水量的 2 倍之多。如果使用“宇宙神”5(551)火箭执行该任务，则需要利用金星-地球-地球重力辅助轨道，将耗时 7~8 年；而使用 SLS 则可在 3 年内直接转移至木星，相应的返回任务也可提早完成。提前返回有助于

更好地利用飞越任务的数据，避免延迟着陆任务。后续的木卫二着陆器任务也可使用 SLS 火箭，通过重力辅助轨道发射 16 吨有效载荷。图 1 为使用“宇宙神”5 和 SLS 执行的木卫二任务规划。

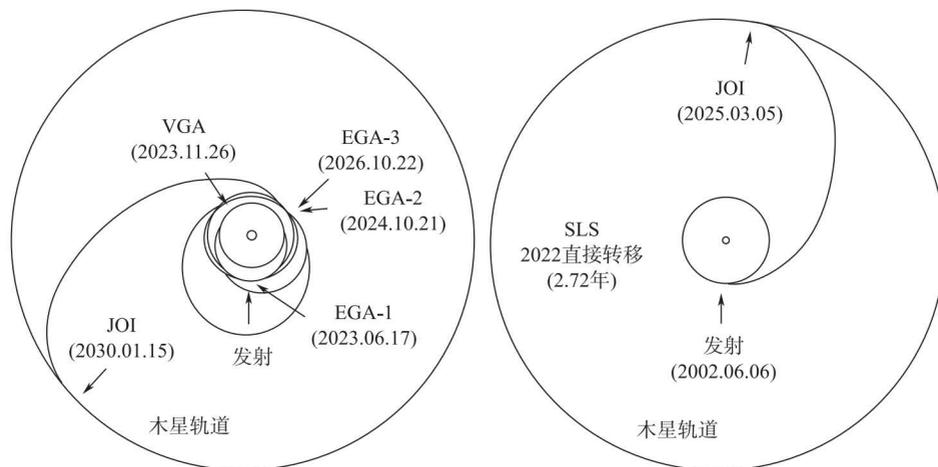


图 1 使用“宇宙神”5 和 SLS 执行的木卫二任务规划

SLS 大直径整流罩 (8.4 米或 10 米直径) 可以容纳大孔径 (16 米级) 太空望远镜，技术人员就可使用超高对比分光镜观测行星，实现 2013 年提出的 NASA 天体物理路线图的目标。此项目的方案评估为未来科学和载人探索系统在深空的合作创造了机会。

此外，SLS 未来不仅可以执行超出现有火箭能力范畴的任务，一些小型实验也可作为次要载荷受益于 SLS。在首飞任务中，SLS 将搭载 13 个立方体卫星，包括载人探索和操作任务理事会先进探索系统部的“月球冰立方”等，验证了 SLS 广阔的应用前景。

2017 年特朗普签署了其就任后的首项航天政策指令，明确表示美国将重返月球，并最终实现载人探火，但具体时间表尚未透露。

三、小结

(一) 提前布局，尊重火箭研制规律

重型运载火箭的起飞质量一般在 2000 吨以上，近地轨道运载能力大多在 100 吨以上，具有推力水平高、结构尺寸大、控制系统复杂的特点，给火箭研制提出了更高的要求。在研制期间需开展大量技术攻关与试验验证工作，因此需要一定的研制周期。虽然 SLS 的研制有前期良好的基础，但从研制进程来看，首飞时间也一推再推，从最初的 2017 年推迟至 2019 年。从其研制周期看，SLS 火箭仍然需要 9~10 年的时间。我国在重型运载火箭研制方面可借鉴的成熟技术较少，应该在总体牵引下启动整体规划和布局，推进关键技术的攻关，加紧重型运载火箭的立项和研制步伐。

(二) 注重部件通用化设计，降低研制和发射成本

部件的通用化设计有利于减小研制难度和风险，降低研制和发射成本，成为各国未来发展新型重型运载火箭的有效途径。在 SLS 最初方案中，SLS 1B 型和 2 型所采用的探索上面级原计划配备 1 台百吨级 J-2X 发动机，后来方案调整采用 4 台 RL10C-3 发动机。RL10C-3 发动机是“德尔它”4 火箭和“宇宙神”5 火箭末级发动机的改进型，也计划用于新型主力火箭“火神”的末级，开始向系列化方向发展。

(三) 采用承包商制度，打造创新且灵活的管理模式

美国 SLS 重型运载火箭的研制采用了承包商管理制度，项目决策权在总统和国会，NASA 负责项目计划，而火箭研制的实施者为各个承包商。SLS 芯级、固体助推器、上面级等模块分别由波音公司、轨道 ATK 公司(后由诺·格公司收购)、联合发射联盟等不同的公司负责研制生产，并运输至肯尼迪航天中心，再由合

同的提出方 NASA 组织联合发射中心人员对承包商产品进行验收，待验收通过后会转入总装厂房进行下一阶段工作。承包商制度责权更加分明，研制流程更加灵活，同时还有助于减少总装测试时间，缩短发射周期。但是由于承包商比较分散，可能会增加研制以及运输的成本和风险。

(北京航天长征科技信息研究所)