

重型运载火箭大型固体助推器技术研究

叶定友 高波 甘晓松 王建儒

(航天动力技术研究院)

摘 要 大型固体助推器是重型捆绑运载火箭助推器首选动力。在深入分析国外重型运载火箭及其大型固体助推器发展现状与技术特点的基础上,按照我国载人登月重型运载火箭对大型固体助推器提出的技术要求,总结现有固体发动机的技术基础和研制能力,提出了千吨级推力大型固体助推器的技术方案、关键技术和发展设想。

关键词 重型运载火箭 载人登月 固体助推器

分类号 V435 **文献标识码** A **文章编号** 1674-5825 (2011) 01-0034-06

1 引言

运载火箭是目前世界上进入空间的主要运载工具,其规模和水平在很大程度上决定了人类进入空间的能力。重型运载火箭是我国实施太空发展战略的重要步骤,对于提高进入空间能力,增强我国在国际社会的政治影响力,提高综合国力有着重要的战略意义。

我国在“三步走”战略方针的正确指导下,已经实现了载人航天的伟大壮举,并以“航天员出舱活动、空间交会对接和建设空间站”为目标的载人航天任务已经启动。目前正在深化论证载人登月技术方案。动力系统作为运载火箭的核心,其技术水平的高低直接关系到载人登月总体方案的优劣。经过前期的论证,为确保我国载人登月技术方案达到“系统、全面、经济可承受、途径可实施”的目的,已经初步形成了我国实现载人登月的技术方案,特别在重型运载火箭技术方案中明确提出了采用千吨级推力大型固体火箭发动机作为助推器的技术方案和可行性论证。

固体火箭发动机结构简单、可靠性高、机动性好、易实现大推力,是满足大型、重型运载火箭大起飞推力的重要途径之一。纵观世界航天强国运载火箭技术的发展历程,固体火箭发动机一直在航天运

载领域占有相当的比例和独特优势,特别在运载火箭助推器方面获得成功的应用和发展,目前国外捆绑运载火箭中固体助推器约占 81%。特别是大型、重型运载火箭的发展几乎都将固体火箭发动机作为助推器的首选动力。

本文将通过深入分析国外重型运载火箭动力技术发展的现状与趋势、探讨国内已有的动力技术和研制能力,按照我国重型运载火箭对大型固体发动机的技术要求,提出了具体的技术方案,并分析其技术可行性。同时也提出了我国发展大型固体发动机技术的研制保障条件建设规划。

2 国外重型运载火箭及其大型固体助推动力技术发展情况

2.1 美国重型运载火箭发展情况

2004 年 1 月 14 日,美国总统布什宣布新的空间计划,美国探索太空的新计划要实现 3 个目标,其中最重要的一个目标是在 2020 年前重返月球,这也是更长远太空探索计划的跳板。为了安全和增加运载能力,美国此次重返月球融入“人货分运”的思想,将载人探测飞行器猎户座与月球登陆器先是分别发射至近地轨道,然后在太空将猎户座与月球登陆器和上一级奔月运载火箭“飞离地球级”通过交会对接后一同进入奔月轨道。

来稿日期:2010-11-25;修回日期:2010-12-18。

作者简介:叶定友(1940.07-),男,大学,研究员,主要从事固体火箭推进技术的研究、设计工作。

Ares I 和 Ares V 运载火箭的第一级发动机均为五段式固体火箭发动机。该大型固体发动机是在航天飞机 RSRM 的基础上进行了改进,增加了一个发动机分段。RSRMV 能够产生约 16457.6kN 的真空推力,当与 J-2X 上面级发动机结合使用时,能够将重量超过 26308.8kg 的载荷送至低地轨道。

2009 年 9 月, NASA 与 ATK 公司首次成功地进行了“战神” I 五段式发动机研制试验。除验证了本级的基本性能特征外,还获得了诸如侵蚀燃烧,推力振荡与推力减小等方面的宝贵资料。2009 年 10 月,“战神” I-X 在佛罗里达州肯尼迪航天中心首次进行了试飞。来自 700 多个机载传感器的数据表明,运载火箭在飞行中有效地进行了控制和稳定。“战神” I-X 在飞行中的推力振荡频率和幅度也与航天飞机测量的数据一致。在奥巴马宣布取消“重返月球计划”后,美国继续开展大型固体助推器研究工作。2010 年 8 月 31 日完成了“战神”1 火箭 DTM-2 发动机的低温性能试验,有效验证了发动机低温工作的性能和一些新型材料的低温工作性能,地面点火试验获取了 53 个重要参数,结果显示所有性能全部达标。

2010 年 4 月 15 日,奥巴马在肯尼迪航天中心宣布了新太空探索计划,表示美国将放弃旨在重返月球的“星座计划”,而将火星作为美国载人航天计划的目的,他希望通过在本世纪 30 年代中期之前将航天员送上火星。随着航天飞机的退役, Ares 项目的总结,美国开始考虑下一代重型航天运载器的研究。目前有多种方案提交,包括一些新概念技术。但国会与 NASA 目前有很大的分歧。国会希望下一代重型航天运载器能充分利用现有技术,即航天飞机与 Ares 项目的固体助推器技术。美国下一代重型运载火箭的论证方案中,提出了发展 Jupiter-130 火箭,该火箭主要总结了 Ares 火箭在技术方案、研制经费、研制周期等方面的教训,以“安全、可靠、简单、快捷”为指导,采用航天飞机和“阿波罗”登月的成熟技术,在主动动力方面坚持采用两枚航天飞机 4 段式固体助推器成熟技术,芯级动力采用航天飞机的 SSME 发动机,箭体结构尺寸尽可能与航天飞机一致,近地轨道运载能力 130t。特别指出如果现在启动该项目,到 2013 年即可实现应用,将有效填补航天飞机退役和重型火箭研制之间的空缺。

2.2 欧空局重型运载火箭计划

2008 年 6 月,欧洲发布了《空间探索体系研究报告》,报告详细讨论了欧洲 2016 年~2030 年的空间探索体系结构方案,计划分四个阶段实施:第一个阶段到 2020 年,主要开展国际空间站的利用和机器人探索月球和火星;第二个阶段为 2025 年前后,开展国际空间站的近地轨道科学活动和为载人登月做准备;第三阶段为 2025 年~2030 年前后,包括月球常驻人员基地建设,并为载人登陆火星做准备;第四个阶段为 2035 年之后,根据载人登月获取信息实现载人登陆火星。欧洲空间探索体系方案的载人任务需要载重 50t 的运载火箭进行多次近地轨道发射,阿里安 5 运载火箭的改进型将是最佳的可选方案。

欧洲航天局 (ESA)“阿里安”5 火箭的最新型号—中期改进型 (ME) 计划于 2016 年投入使用,该型火箭能够将重 11.2t 的有效载荷送入近地转移轨道。这一运载能力比阿里安公司目前在役的“阿里安”5 ECA 提高 16%。它将能够提供 21t 的近地球轨道卫星运载能力。ME 型火箭没有改变“阿里安”5 火箭下面级,仍旧采用两枚大型固体助推器作为助推动力,上面级需要一个新型发动机。

2.3 国外大型固体发动机技术发展

纵观世界各国大型、重型运载火箭的发展历程,液体芯级捆绑固体助推已成为国外大型运载火箭发展的一条主要技术途径。这种动力组合可以充分发挥固体大推力、液体长时间工作的技术优点,形成性价比较高的运载火箭起飞级动力。目前,这种趋势正在不断发展,如美国替代航天飞机的“战神”系列火箭,欧洲新研发的“阿里安”5 火箭,日本最新的 H-2A、H-2B 火箭 (H-2B 火箭运载能力已经超过了我国)、印度新研的 GSLV 火箭等无不采用了大型固体火箭发动机作为助推器。大型固体发动机在世界范围内已经得到充分发展,成为是大型运载火箭动力发展的主要趋势。

美国的固体助推器主要是“大力神”系列和“宇宙神”系列、航天飞机以及“战神”系列运载火箭固体助推器。“大力神”4 助推器直径为 3.2m,分 3~5 段,最大装药量 312t; 航天飞机助推器 RSRM 直径 3.71m,长 38.4m,分 4 段,装药量约 503t;正在开展用于“战神”火箭的 RSRMV 助推器^[1],长 47.45m,直径

3.71m,装药量达到 630t,燃烧室采用 5 段式结构。

欧洲航天局主要是“阿里安”5 运载火箭 P230 固体助推器,其尺寸和性能与“大力神”4 助推器相似,直径约 3.05m,长 31.16m,装药量达 237t,分为 3 段;日本的主要是 H-2B 运载火箭固体助推器,直径 1.8m,长 23.4m,分 4 段,装药质量 59t;印度大型

固体助推器主要是 GSLV-MK III 捆绑固体助推器 S-200,其直径 3.2m,装药量达到 200t 以上。日本、印度等国近年来在大型固体发动机技术领域投入了大量的经费,发展起来的大型固体发动机能力已经超过我国。国外典型的固体助推器发动机基本参数见表 1。

表 1 国外大型固体发动机主要性能参数

发动机	单位	战神 1-X I 级 发动机	航天飞机 助推器	大力神 4B 助推器	阿里安 5 助推器	GSLV-MK III 固体助推器	PSLV 助推器	H-2B 助推器
直径	m	3.71	3.71	3.2	3.05	3.2	2.8	1.8
长度	M	47.45	38.4	31	31.16	25	20	23.4
装药量	t	630	503	314	237	200	138	69
质量比	/	0.858	0.884	0.894	0.855		0.876	0.915
推进剂	/	PBAN	PBAN	PBAN	HTPB	HTPB	HTPB	HTPB
分段数	/	5	4	3	3	3	5	4
平均压力	MPa	5.0	4.56	8.4	6.9	-	5.9	11.8
平均推力(真空)	kN	12200	11530	7560	4696	4000	3463	2254
工作时间	s	123	123	140	132	110	110	100

2.4 国外发展特点与趋势分析

美国、欧洲等航天强国在重型运载火箭方面的发展已经呈现出以下几方面的发展趋势和技术特点。

(1)要发展重型运载火箭,大推力的火箭发动机必不可少,为了提高可靠性、降低发动机组合数量,发动机推力一般都要求在 500 吨级以上。

(2)高比冲的氢氧发动机作为芯级,大型固体助推发动机作为助推动力成为国外大型、重型运载火箭动力的主要形式。

(3)后续重型运载火箭的发展非常强调可靠性和技术继承性,特别是美国 Ares 火箭、“战神”火箭以及新近提出的重型火箭技术方案,在动力技术方面都是基于成熟技术,不断改进、不断增强。

(4)发展重型运载火箭涉及国家战略发展与力量的可持续发展等方面的因素,在重点技术环节,国家往往深度介入。如在航天飞机、Ares 火箭以及后续重型火箭的动力选择方面,美国国会处于维护固体动力技术的战略地位,强行要求采用大型固体发动机作为助推动力。

3 我国发展大型固体助推发动机的技术基础和研制能力

我国大型固体助推发动机技术基础逐步壮大,

研保条件不断提升,发展时机已经成熟。我国固体火箭发动机经过多年的发展与建设,已经形成不同系列固体发动机的设计、研制、生产、测试的能力。

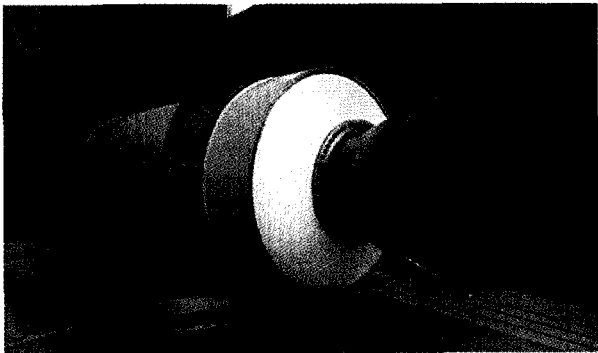


图 1 Φ2.0m 整体式大推力固体发动机

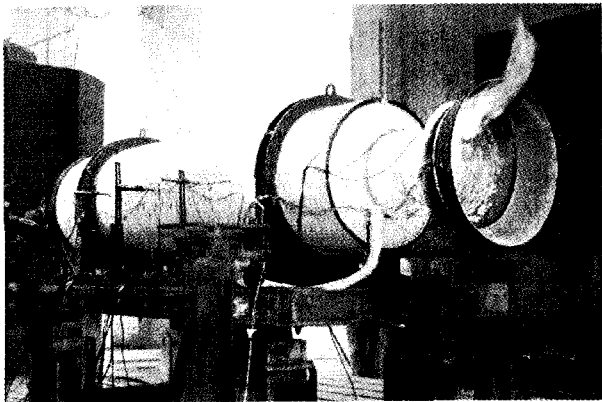


图 2 Φ1.0m 分段式固体发动机

通过大型固体发动机技术发展的多年积累,已经全面掌握了各型固体发动机的设计和工艺制造方法。仅通过一年的研制,于 2009 年初完成了国内最大直径 2m 的整体式大型固体发动机研制与热试,推力提升至 120t。2010 年初成功完成了国内首台 1m 直径分段式固体发动机地面热试车,有效验证了关键技术的攻关成果。

在研制能力方面,国内目前已经具备直径 2.25m、百吨级装药量以内的大型固体发动机研制、生产和试验能力。在此基础上结合后续研制条件建设,在“十二五”末,大型固体火箭发动机研制能力将提升至 500t 级推力水平。充分发挥固体发动机技术继承性高的优点,在现有条件基础上发展千吨级推力大型固体助推器,不存在重大技术瓶颈,研制过程中面临的主要难点是大型固体发动机的研制保障条件建设,但国内具备相关生产基础。

4 大型固体助推器需求初步分析

我国在不断加快太空探索进程的同时,进入太空的规模也在不断扩大,可能的任务包括向空间站运送重型构件、人员补给、载人登月、深空探测等。为满足后续大规模进入太空的需要,发展重型运载火箭势在必行。根据我国目前载人登月技术方案的前期论证结果,要实现近地轨道 130t 运载能力的需求,采用大推力液体芯级发动机和推力千吨的固体火箭发动机作为重型运载火箭的起飞级动力成为首选的动力组合方案。固体火箭发动机通过分段对接技术可以在有限的规模内实现百吨级甚至千吨级的推力,技术成熟度高、攻关难度小,所组合的运载火箭地面起飞发动机台数少、可靠性高,是满足重型运载火箭千吨级起飞推力的一条有效途径。因此,发展适合我国重型运载火箭的千吨推力量级的大型固体火箭发动机研究可以有效弥补目前国内运载火箭运载能力的不足,走出一条符合中国特色的航天运载发展之路。

5 我国重型运载火箭大型固体助推发动机技术方案

5.1 大型固体助推发动机技术方案

依据我国目前重型运载火箭的初步论证结果,其主要方案之一将采用两级半、捆绑助推器的构型

方案。通过深入论证,初步形成了重型运载火箭五段式固体助推器方案,该发动机直径可优选 3.5m,燃烧室采用分段装药结构,总长约 49m,平均推力大于 1000t。采用金属壳体、HTPB 推进剂,全轴摆动柔性喷管和小火箭式点火发动机。采用标准中间段设计,通过中间段数量的调整实现不同的助推能力,结构简图具体见图 3。

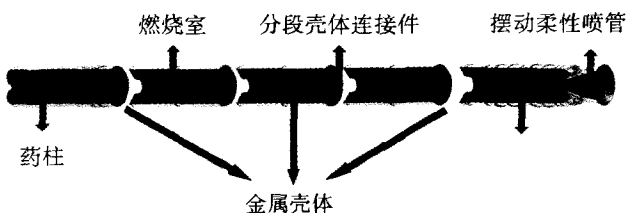


图 3 五段式固体发动机方案

5.2 关键技术

依据上述初步技术方案,梳理出大型固体助推器的重大关键技术主要有:

(1) 大型固体助推器分段对接技术

分段对接技术是实现固体发动机大型化的关键技术,目前分段式发动机广泛采用的壳体连接方式是带定位栓的插裙-U 形槽连接密封结构。在分段药柱绝热层对接部位拟“J”型绝热对接结构^[2],”J”型绝热对接结构是指分段药柱接头处绝热层贴合面以压配合或粘接形式对接,该贴合面垂直于发动机轴线。同时,分段式发动机流场分析表明:分段式内孔燃烧装药,各段装药之间的绝热环、装药内表面及内型面转角处可能分别形成障碍脱落涡、表面脱落涡及转角脱落涡。涡脱落可能会与发动机的声场相互作用形成声涡耦合,导致发动机产生一定频率的压强震荡,并形成强烈的燃烧不稳定,给分段装药的固体发动机带来了安全隐患^[3,4]。故声涡耦合分析技术也是大型分段式发动机研制必须解决的关键技术,需采用理论分析、试验研究与数值模拟相结合的研究方法。

(2) 大尺寸柔性喷管设计与制造技术

目前碳/碳材料发展迅速,其耐烧蚀性好、比强度高、膨胀系数小、导热率低,未来的高性能助推器将主要通过采用该种材料作为喷喉材料来减轻烧蚀。大型固体助推器喉径在 $\Phi 600\text{mm} \sim \Phi 1500\text{mm}$ 之间,随着结构尺寸的增加,喉衬成型工艺对喉衬的力学和烧蚀性能影响较大,在生产中也存在气象沉积

(CVD)周期长,喉衬内部及表面性能差异大等缺点。因此需要按照大型碳/碳喉衬的使用要求,开展大型喉衬热结构设计及工艺技术研究,更新工艺设备,实践新的喉衬制备工艺和方法提高喉衬热结构性能,降低成本,提升我国大型发动机喷管设计及生产水平。

(3)大型固体助推器推力偏差控制技术

由于固体助推器之间推力存在偏差,会对运载器主体产生干扰力矩,影响飞行稳定性,并增加控制系统的复杂性和工作负载。目前,引起推力不平衡的因素很多,但最主要的有点火时间不同步、固体推进剂燃速和燃面的偏差、喉衬烧蚀的不一致性等。首先须从生产工艺上保证固体助推器工作性能的一致性:如对于分段式固体助推器,将同批次对称使用的两个助推器的每段药柱由同次混合的药浆轮流浇注,以保证每段药柱的均匀一致。此外,可通过采用合理的布局结构以减小推力不平衡性,主要是将助推器喷管或助推器本身以适当的角度倾斜安装,使助推器工作末期出现的最大推力不平衡时刻的推力矢量通过运载火箭重心,使火箭只承受平移力。

(4)大型固体助推器低成本技术

从设计源头准确把握固体助推器高可靠和低成本的特点,在现有固体发动机研制基础上,通过采用低成本设计方法、设计思路,简化工艺、降低检测。重点从占发动机成本比重高的推进剂、复合材料等方面入手。例如采用廉价高强度钢、低成本的丁羟推进剂、低成本喉衬材料等方法降低成本;在生产工艺方面,可采用低成本生产工艺,如推进剂常温固化工艺、连续混合工艺、组批生产工艺等;在性能测试方面,可选用工艺成熟且通用化、系列化的原材料,可以做到材料性能检测数量的最小化以及检测类型的最少化;另外,可进一步发展发动机部组件的重复使用技术以及发动机退役再利用技术等。

6 我国运载火箭大型固体助推器发展设想

6.1 发展路线

依据“需求牵引,技术引领,统筹安排,快速推进”的指导思想,按照“航天运载,动力先行”的发展原则,结合我国载人登月的初步论证结果,现有大型固体发动机研制基础和技术能力,运载火箭大型固体助推器研制计划分为以下两个阶段:

第一阶段(2011年~2015年):主要以重型运载火箭千吨级固体助推器应用为背景,以关键技术突破为重点,推动千吨级固体发动机工程立项。逐步通过直径1m、2.25m和3.5m分段式固体发动机技术验证,全面突破千吨级固体发动机各项关键技术,最终实现装药量200t、推力500t级大型固体发动机技术的演示验证。

第二阶段(2016年~2020年):实现直径 $\Phi 3.5\text{m}$,千吨级推力大型分段式固体助推器的工程研制,全面满足重型运载火箭技术需求。

6.2 初步研制流程

(1)美国航天飞机固体助推器总装流程

航天飞机固体助推器的设计、研发、制造和地面试验都在犹它州的锡奥科尔公司瓦萨奇分部中进行。航天飞机固体助推器燃烧室各段从瓦萨奇公司经公路运往铁路入口,再通过铁路运往佛罗里达州的肯尼迪航天中心发射场。

航天飞机固体助推器点火装置、壳体、燃烧室、喷管等部组件的研制全部集中在锡奥科尔公司瓦萨奇分部进行。地面试验前,发动机燃烧室前段与点火装置连接、后段与喷管连接,各段运往试车台后,在试车台进行卧式总装、检测,完成地面热试车。飞行试验前,固体助推器在试验场立式装配、总装、检测、运输。两个固体助推器在发射场运载器装配大楼(VAB)中进行装配。首先将燃烧室各分段立式连接,再将助推器与液体芯级和轨道器相连接。总装完成后,使用运输车慢速将航天飞机送到发射台。抵达发射台后,移动发射台下降被安放在几处固定座上,运输车驶离发射台。

(2)欧空局“阿里安”5助推器总装流程

“阿里安”5火箭固体助推器(MPS)的研制任务主要由法国、德国和意大利承担。德国MAN公司研制分段式壳体金属件,然后送往意大利Avio进行壳体的准备、绝热(前段S1也在位于Avio公司浇注23t~25t的推进剂),完成绝热层粘贴的S2与S3发动机壳体被放入专门的容器里,经海上从Avio运到Regulus装药厂,法国的SNECMA提供喷管。固体助推器的总装、检测和地面试验,飞行试验均在库鲁航天中心进行。

“阿里安”5固体助推发动机在助推器组装厂房里进行,将点火装置、燃烧室、喷管与TVC组装到一

起。其它部件如头锥、反推发动机、降落伞以及外部热防护层也在助推器组装厂房(BIP)内完成组装。每台完成装药的 MPS 被放置在轨道转运的专门平台上,平台座落在导轨上以备进行发射前与 Vulcain 引擎和液体发动机 EPS 段的最后总装。最后“阿里安”5 的推进系统与卫星一起在火箭总装厂房(BIL)完成最后的总装。BIP 与 BIL 在位于圭亚那航天中心厂区内并由专门的导轨连接至“阿里安”5 的发射台。

(3)我国发展千吨级固体助推发动机的总装流程

为充分利用国内已经具备和正在建设的固体发动机设计、推进剂原材料、部件加工、装药总装和试验条件。考虑我国铁路目前可供运输的最大直径为 $\Phi 3.5\text{m}$,故可在内地建设满足直径 $\Phi 3.5\text{m}$ 发动机技术攻关和小批量研制的保障条件,发动机完成分段装药后通过铁路运输的方式分段运至港口,并经海运至海南发射场,在海南发射场完成分段对接和总装检测,该技术方案与美国相似。在内地修建千吨级固体发动机研制能力,通过铁路运输的研制流程可以充分利用现有基础能力和资源。

7 发展建议

我国发展重型运载火箭是进行研究月球、利用月球、深空探测等航天活动的基础,单机大推力火箭发动机又是实现重型运载火箭大起飞推力、并保持高可靠性的必要途径。按照我国载人登月重型运载火箭对固体动力技术提出了技术需求,结合现有大型固体发动机的研制基础,通过初步的技术方案论证、技术可行性分析、关键技术分析等方面的综合论证,初步形成如下结论:

(1)在重型运载火箭中采用大起飞推力的固体发动机已成为国外航天运载技术发展的一种有效趋势。国外大型运载火箭均不同程度的采用了固体助推加液体芯级的起飞级动力组合形式。

(2)按照单机推力 1000t 的技术需求,经初步论证,直径 3.5m 固体助推器动力是首选方案,该系列发动机既能满足总体指标要求,又能最大限度利用现有能力、设备,技改量小、条件保障投入少,是一条经济可行的技术方案。

(3)按照动力先行的原则,千吨级推力大型固体发动机关键技术攻关势在必行。◇

参 考 文 献

- [1] Mark Tobias, Donald R. Sauvageau, Mark Hines and Norman L. Geiser. Five-Segment Booster Abort to Orbit Studies. AIAA, 2002-3759.
- [2] 中国航天科技集团一院. 美参议院通过授权法案加快研制重型运载火箭. 国际航天, V29.2010, 07.
- [3] Namazifard A., Hjelmstad K., Sofronis P.. Simulations of Propellant Slumping in the Titan IV SRMU Using Constitutive Models with Damage Evolution [R]. AIAA2005-3994.
- [4] Yves Fabignon, Joel Dupays. Instability and Pressure oscillations in solid rocket motors [J]. Aerospace Science and Technology 7 (2003) 191-200. [5] Fiedler R.A., Wasistho B. and Brandyberry M., Full 3-D Simulations of Turbulent Flow in the RSRM [R]. AIAA2006-4578.
- [5] Michel Berdoyes, Snecma. Propulsion Solid Advanced Technology SRM Nozzles. History and Future, AIAA 2006-4596 the RSRM [R]. AIAA2006-4578.
- [6] Kathy Laurini, Bernhard Hufenbach, Britta Schade, From LEO, to the Moon, then Mars: Developing a Global Strategy for Exploration Risk Reduction. ISC-09-B3-1.7.

Study on Large Solid Booster Technology for Heavy Launch Vehicle

YE Dingyou GAO Bo GAN Xiaosong WANG Jianru

(Academy of Aerospace Solid propulsion Technology)

Abstract: Large solid booster is the first choice of the power system for heavy bundled launch vehicle. Based on a deep analysis of the status and characteristics of foreign heavy launch vehicles and large solid boosters, as well as the current technological foundation and research capabilities in China, the concept of design, key technologies and development scheme of a kilo-ton class large solid booster are proposed in accordance with the technological requirements of China's manned lunar project.

Keywords: Heavy Launch Vehicle; Manned Lunar Project; Solid Booster