

载人航天运载器发展综述

载人航天运载器是实现载人航天的前提和基础。40多年来,各国在载人航天运载器的研制和使用方面进行了大量的探索工作,美国、俄罗斯和中国都已通过各自的运载器成功实现了载人飞行。进入21世纪以来,载人航天活动重点从空间站的建设逐步向月球、火星探索转移。美、俄、欧、日、印等国都在竞相开展载人航天活动,掀起了新一轮的太空竞赛。2007年度,世界载人航天活动的重点围绕空间站的建设展开。美国航天飞机发射3次,俄罗斯“联盟”号火箭发射4艘载货飞船和2艘载人飞船,为国际空间站送去了组件和轮换人员,继续进行国际空间站的建设。欧洲首架“自动转移飞行器”(ATV)货运飞船的发射再次被推迟,预计在2008年3月进行。新型载人航天运载火箭的研制正在进行,美国“阿瑞斯”火箭取得了一些重大进展。俄罗斯、欧洲、日本、印度等国新型运载器的研制也都在稳步进行。

一、载人航天运载器的发展历程

美国和苏联自20世纪50年代末开始,以运载火箭发射载人飞船起步,建立了各自的载人航天运输体系。苏联于1961年4月12日用“东方”号运载火箭,率先把载有航天员尤里·加加林的“东方”1号飞船送上太空,使苏联成为世界上第一个实现载人航天飞行的国家。随后,苏联又分别用“联盟”号运载火箭发射了“联盟”号飞船和“上升”号飞船;与此同时,美国使用“红石”、“土星”、“宇宙神”和“大力神”火箭发射了“水星”、“双子星座”和“阿波罗”等载人飞船,并实现了人类首次登上月球的梦想。中国的“长征”2F火箭发射“神舟”5号载人飞船的成功使中国成为世界上第三个掌握载人航天技术的国家。欧洲在载人航天领域也开展了一些研究,在1995年提出3项载人航天计划,包括“哥伦布”空间站、“阿里安”5火箭以及“使神”号

航天飞机。但后来由于经费问题,欧洲放弃了“使神”号航天飞机计划,也使原来的载人飞行计划破产,研制“哥伦布”空间站的规模也缩小为研制“哥伦布”空间舱,并将载人航天的战略转移到参与国际空间站的建设上来。

美俄载人航天运载器的发展大致经历两个阶段:第一阶段是从20世纪50年代末到80年代初,主要是利用一次性使用运载火箭进行载人航天发射,例如俄罗斯的“东方”号、“联盟”号 and 美国的“宇宙神”、“土星”等火箭。这些运载火箭大多数是在洲际导弹基础上改进而来,也有的是针对发射飞船任务而专门研制的。为了满足载人的要求,确保航天员的绝对安全,在火箭的设计中突出安全可靠,某些关键部件和线路采用冗余设计,还采用了在发射无人飞行器时从未使用过的故障检测(诊断)技术和应急逃逸系统。第二阶段是从80年代起,美、俄两个航天大国以降低成本为目的开展了可重复使用运载器的研制,其中美国制造了5架航天飞机用于载人发射和货物运输,并于1981年进行首次发射。截至2007年底共发射120次,成功率98.33%,在美国载人航天发展过程中发挥了重要作用。但由于航天飞机在设计上过分求全,把军用与民用、运输与轨道实验、运货与运人等多种任务集于一身,同时又遇到经费不足和在计划管理上的失误等问题,致使其性能、可靠性、经济性等方面均未能达到原定指标。1986年“挑战者”号航天飞机和2003年“哥伦比亚”号航天飞机失事,使美国载人航天活动几乎陷于停顿。苏联在1988年研制出“暴风雪”号航天飞机系统,但在试飞一次后就由于政治、经费问题使该计划中止。

从苏联发射第一艘载人飞船到现在,载人航天技术经历了40多年的发展过程,许多技术已经成熟,同时也使人们清醒地认识到进一步发展所面临的问题,各航天大国的载人航天发展战略都更趋于理性。2004年,美国总统布什宣布执行“新空间探索计划”,结构复杂的航天飞机将在2010年退役,取而代之的便是技术难度较

低、更加安全可靠的可重复使用“猎户座”载人探索飞船和新型“阿瑞斯”运载火箭。“猎户座”采取人货分离运输方案,分3个阶段研制:第一阶段力争于2014年进行首次载人飞行;第二阶段是在2018~2020年实现载人登月;第三阶段为最终登陆火星铺平道路。俄罗斯在2006年制定最新载人航天发展规划,明确提出未来俄罗斯载人航天发展将分4个阶段:第一阶段,在发展国际空间站俄罗斯部分的基础上对近地空间进行工业开发;第二阶段,建立经济上有效的“快船”运输航天系统;第三阶段,实施月球计划,为进行月球工业开发创造良好开端;第四阶段,实施载人火星探索试验。根据这一发展目标,俄罗斯确定在2010年以前主要利用“联盟”号和“质子”号运载火箭进行“联盟”号飞船和无人拖船的发射,2010年之后使用“联盟”2-3或是“安加拉”火箭发射“快船”航天器。欧洲、日本的载人航天主要围绕空间站展开,分别研制了“自动转移飞行器”和“H-IIA 转移飞行器”,用于空间站的货物运输,并通过验证自主交会等技术,为未来的载人飞行奠定基础。

二、新型载人航天运载器

(一) 美国的“阿瑞斯”

“阿瑞斯”(Ares)是美国国家航空航天局(NASA)“星座”计划下正在研制的新一代运载火箭,有“阿瑞斯”1和“阿瑞斯”5两种型号,可用于重返月球、登陆火星甚至更远的星球。“阿瑞斯”是希腊神话中的战神,又是火星的代名词,NASA这样命名明确了美国“新空间探索计划”的目标不仅仅是重返月球,其长期目标是载人探索火星甚至更遥远的星际空间。之所以给两种火箭选择“1”和“5”的序号,是为了纪念“阿波罗”登月计划中的“土星”1和“土星”5运载火箭。

1. “阿瑞斯”1

“阿瑞斯”1将用于运送“猎户座”载人探索飞船(CEV)到近地轨道,还可以为国际空间站运送补给,或为拯救月球上的航

天员进行在轨有效载荷投放。“阿瑞斯”1 的研制从 2004 年开始,设计几经修改后,在 2006 年,决定选择 5 段式可重复使用固体火箭助推器(RSRB)加一台 J-2X 发动机的“阿瑞斯”1 主体结构方案。装配“猎户座”的“阿瑞斯”1 的首次飞行将不载人,计划在 2013 年 10 月进行,载人飞行可能在 2014 年末进行。未来载人“猎户座”飞向国际空间站的任务每年要进行 2 次,运送货物的“猎户座”任务每年也将进行 2~3 次。

“阿瑞斯”1 是串联式两级运载火箭,顶部装载“猎户座”载人探索飞船和它的服务舱以及发射逃逸系统。“阿瑞斯”1 的低地球轨道运载能力为 24.5 吨,国际空间站轨道运载能力为 25 吨,起飞推力 13963 千牛,主要技术性能见表 1。

表 1 “阿瑞斯”1 主要技术性能

全箭性能			
级数	2	起飞推力(千牛)	13963
全长(米)	94.2	推重比	1.57
箭体最大直径(米)	5.5	运载能力(吨)	24.5(近地轨道)
起飞质量(吨)	907		25(国际空间站轨道)
子级性能			
	一子级	二子级	整流罩
级长(米)	53	26.4	17.95
直径(米)	3.77	5.5	5
结构质量(吨)	104	15.4	4.5
推进剂质量(吨)	630	128.05	
发动机	五段式 RSRB	J-2X	
推进剂	聚丁二烯/丙烯腈	液氧/液氢	
推力(千牛)	15 552.6~15 993.6(海平面)	13034(真空)	
比冲(米/秒)	2322.6(海平面)	43904(真空)	
工作时间(秒)	130	463	

(1)总体布局 and 结构

“阿瑞斯”1 火箭由一子级、二子级、级间段、仪器舱、整流罩等组成,基本布局见图 1。

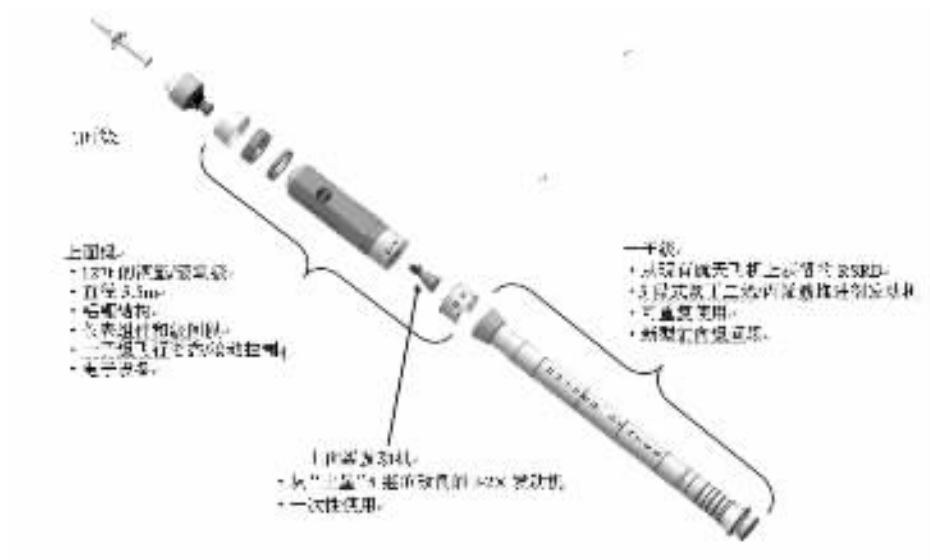


图 1 “阿瑞斯”1 总体布局

一子级长 53 米,直径 3.77 米,由 5 段式可重复使用固体火箭推进器构成,结构质量 104 吨。二子级直径 5.5 米,采用 1 台 J-2X 氢氧发动机。新设计的级间段由复合材料制成,用于连接一、二子级,内部装有重要的推进结构,包括一子级的滚动控制系统,推力器分离发动机,以及一、二子级分离系统。圆柱形仪器舱安装在上面级的顶端,仪器舱中有整个运载火箭的制导和控制系统。“猎户座”有效载荷整流罩直径 5 米。“阿瑞斯”1 结构的优点在于设计简洁。火箭本身只有两级,二子级采用的发动机是从土星运载火箭继承来的,且是经过验证的。简单的结构和复杂的任务,使整个运载系统具有高可靠性。具体箭体结构见图 2。

(2)推进系统

“阿瑞斯”1 推进系统包括一子级的 5 段式可重复使用固体火箭推进器,二子级的 1 台 J-2X 发动机及其推进剂输送系统与增压系统等。

供俯仰和偏航控制。滚动控制利用落压式挤压系统将单组元肼推进剂挤入姿控推力器中进行。在“阿瑞斯”1 的首次飞行中将采用推力 1225 千牛的 J-2XD 试验型发动机,关机时火箭的速度可达到 7800 米/秒。

2. “阿瑞斯”5

“阿瑞斯”5 是美国下一代重型运载火箭，将为建立月球基地运送物资，为人类在地球轨道以外生存运输所需的食物、净水等补给品。“阿瑞斯”5 将为人类重返月球、探索火星乃至到达太阳系的其他行星,提供低成本的航天运输工具。它将与“阿瑞斯”1 一起用来执行美国重返月球计划。“阿瑞斯”5 运载火箭的近地轨道运载能力可达 125 吨,近月轨道运载能力可达 55 吨,主要技术性能见表 2。预计“阿瑞斯”5 的首次飞行将在 2018 年进行。

表 2 “阿瑞斯”5 主要技术性能

全箭性能			
级数	2	起飞推力(千牛)	42426
全长(米)	110.2	推重比	1.2873
箭体最大直径(米)	8.4	运载能力(吨)	124.6(近地轨道)
起飞质量(吨)	3363		54.6(月球轨道)
子级性能			
	助推器	一子级	二子级
级长(米)	53.64	64.25	22
直径(米)	3.71	10.41	8.4
子级质量(吨)	751.225	1550.5	247.1
推进剂质量(吨)	650.87	1425	226.05
发动机		5 台 RS-68	1 台 J-2X
推进剂	HTPB	液氧/液氢	液氧/液氢
推力(千牛)	14016.3(海平面)	5×2900(海平面)	1303.4(真空)
比冲(米/秒)	2357(海平面)	3577(海平面)	4390.4(真空)
工作时间(秒)	155	345	463

(1)总体布局与结构

“阿瑞斯”5 采用两级结构(图 3)。芯一级周围捆绑两个 5 段式 RSRB。助推级与“阿瑞斯”1 的一子级硬件具有通用性,因此也满足低成本的制造要求。芯级采用普·惠公司生产的 5 台 RS-68 氢氧发动机(“德尔它”4 芯级主发动机)。芯级上面是一个新型级间段,其中装有推力器分离发动机,级间段用于一、二子级的连接。二子级(上面级)又称飞离地球级,采用一台 J-2X 发动机。在地球出发级的顶部安装有复合整流罩,用于保护登月舱。登月舱由上升级和着陆级组成。在发射过程中,“阿瑞斯”5 的助推级和一子级将火箭送到近地轨道后先后分离,然后飞离地球级的 J-2X 发动机启动,飞到地球圆轨道,在这里等待“阿瑞斯”1 将载人“猎户座”送入轨道对接,对接完成后,飞离地球级再次启动达到逃逸速度,脱离地球引力飞往月球。“阿瑞斯”5 目前还处于前期设计和计划阶段,按照未来的运载要求已进行了一系列概念研究,以确定最有可能的“阿瑞斯”5 的设计形式。

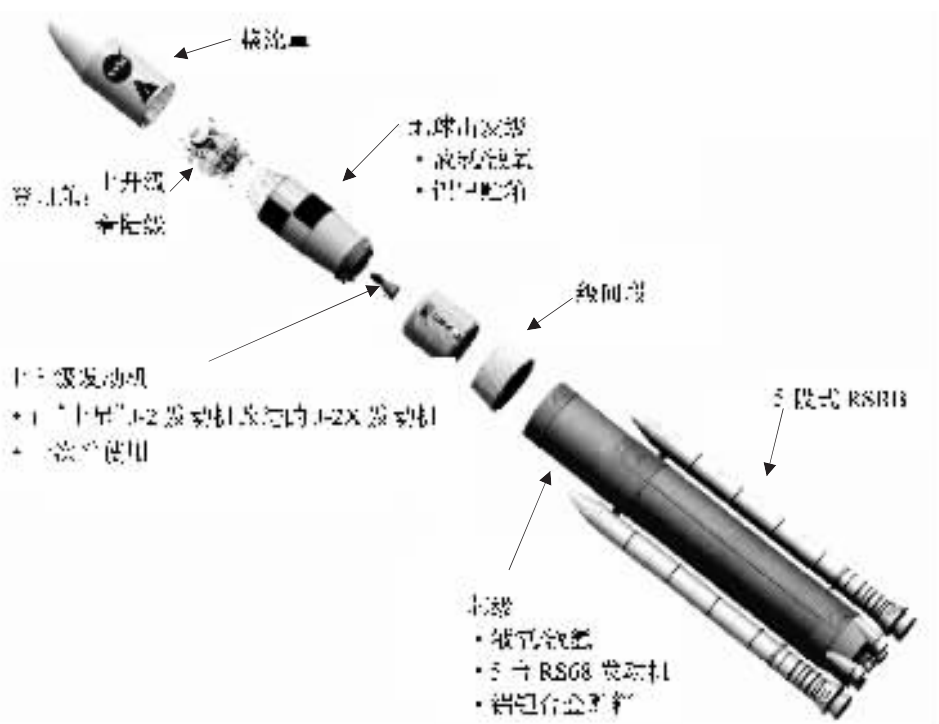


图 3 “阿瑞斯”5 总体布局

用于“阿瑞斯”5的芯级主发动机将在现有RS-68发动机基础上进行一些改进,目的是提高性能和安全性,主要包括:降低研制费用,减少在发动机启动时的游离氢,以及减少目前在RS-68发动机操作时过多的氢需求。具体改进项目包括:为氧化剂和燃烧剂涡轮泵配置一个三维的一子级喷管,以减小叶盘破裂的危险;增加主喷注器中小喷嘴单元数量,改善推进剂的混合比,提高燃烧室的燃烧效率;更换发动机轴承材料,推荐由Cronidur30(一种铬合金)替代现有的440C碳合金;增加喷管壁厚度以适应发动机燃烧时间的加长等。

“阿瑞斯”5二子级推进系统同“阿瑞斯”1二子级完全相同,实现了两种火箭之间的模块化设计,有利于降低成本、提高可靠性。

(二)俄罗斯“联盟”号改进型

目前俄罗斯的载人航天任务都是利用“联盟”号火箭来执行的。为了适应“快船”的发射要求,曾考虑使用“天顶”号火箭、“奥尼加”(Onega)火箭来进行发射,但目前将重点放在对“联盟”号火箭的改进型和“安加拉”火箭的研制。

“联盟”号改进型火箭的研制将分3个阶段进行。第一阶段,研制出能运送质量为11吨的商用和民用卫星进入圆轨道的型号。第二阶段,将助推器换装PD-155发动机,使有效载荷运载能力提高到13吨,以便执行新的轻型“快船”号发射任务。该火箭采用两级结构,第一级由4枚立方形的捆绑助推器组成,主发动机为PD-155,推进剂为液氧/煤油。第二级采用圆柱结构代替原有的立方结构,主发动机为N1火箭的发动机NK-33的改进型NK-33-1,推进剂的加注量比“联盟”2多40吨,推力可达到200吨,发动机喷管摆角不超过15度,并取消了以往“联盟”号运载火箭上使用的推力器。在第三阶段,有效载荷能力将进一步提高到15~16吨,以适应发射重型快船号的要求。使用“联盟”号改进型火箭的优势主要在于“联盟”号曾多次成功发射载货或载人飞船,可靠性高,另外,“联

盟”号火箭从 2008 年开始就能从纬度较低的法属圭亚那发射场发射,运载能力将有所提高。



图 5 俄罗斯新型载人运载火箭
“联盟”-2-3(货运型)、“联盟”-2-3(载人型)、“联盟”-3(载人型)

(三)俄罗斯“安加拉”火箭

“安加拉”系列火箭是俄罗斯未来的主力运载火箭,将替代现有的“旋风”号、“天顶”号、“宇宙”号、“隆声”号(多国合作)和“质子”号等火箭,从而使俄罗斯的运载火箭可以保持独立并具有较强的竞争力。“安加拉”系列火箭采用模块化的设计思路,利用公用芯级、上面级组成安加拉 1.1、1.2、A3、A5 和 A5/KVRB 五种不同型号,可执行从中、低地球轨道到地球同步转移轨道和地球同步轨道的多种发射任务,低地球轨道(LEO)最大运载能力 24.5 吨,地球同步转移轨道(GTO)最大运载能力为 6.8 吨。其中 A3、A5 未来可能用于载人发射。目前,“安加拉”系列运载火箭尚处于研制阶段,某些性能数据尚

不确定。它的首次发射定于 2010~2011 年间进行。

A3 和 A5 型属于中型运载火箭,采用 1 个高度标准化的通用火箭模块(CRM)作为一子级,新型“联盟”2 火箭二子级作为二子级,“微风”M 上面级作为三子级。A3 使用 2 个 CRM 作为捆绑助推器,A5 用 4 个 CRM 作为捆绑助推器。A3 的主要技术性能见表 3。

表 3 “安加拉”A3 主要技术性能

全箭性能				
全长(米)	45.8	起飞推力(千牛)	5770	
起飞质量(吨)	480	运载能力(吨)	14.0(LEO)	
各子级性能				
	助推器	一子级	二子级	三子级
级长(米)	25.14	25.14	7.71	2.65
直径(米)	2.90	2.90	3.66	4.10
发动机	РД-191М	РД-191М	РД-0124А	14Д30
推进剂	液氧/煤油	液氧/煤油	液氧/煤油	四氧化二氮/偏二甲肼
起飞质量(吨)	141.9	141.9	3.61	22.7
推进剂质量(吨)	131.9	131.9	3 24	19.8
真空推力(千牛)	2 095.7	2 095.7	300.1	19.62
真空比冲(米/秒)	3 035	3310	3521	3192
工作时间(秒)	867.2	210	380	3000

1. 总体布局与结构

“安加拉”A3 是三级液体运载火箭,由一子级、2 个捆绑助推器、二子级、三子级、有效载荷整流罩等组成,总体布局见图 6。

一子级和 2 个助推器共采用 3 个通用火箭模块,它们之间通过 3 个拉杆彼此连接。通用火箭模块长 25.14 米,直径 2.9 米,子级质量 135.6 吨。一子级结构由氧化剂箱、箱间段、燃料箱及尾段组成。尾段装有 1 台 РД-191М 发动机。发动机的推力室可以双向摆动,用来控制火箭的俯仰和偏航。发动机的推力可以通过万向架、桁架和锥形

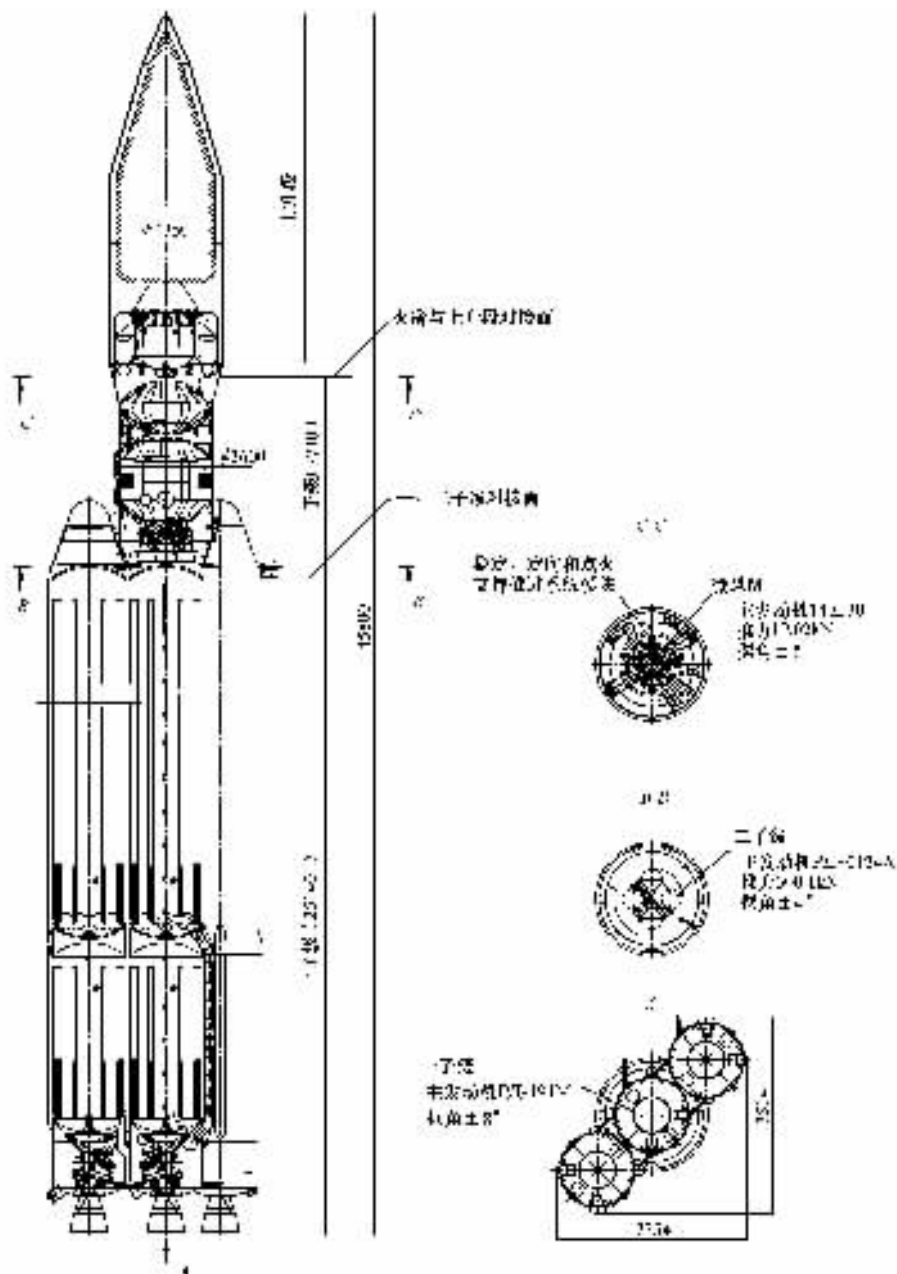


图 6 “安加拉”A3 运载火箭总体布局

机架传递给燃料箱外壳。为了控制火箭滚动,采用 2 个气动控制面和 4 个小喷管,均安装在尾段外侧。4 个小喷管利用推进系统分流的燃气提供推力。控制组件带有与地面支持设备连接的气动和液压管路接头,接头位于尾段下端。二子级由燃料箱、箱间段、氧化剂箱和

级间段组成。PД-0124 四燃烧室主发动机安装在氧化剂箱底部的级间段内。二子级与一子级采用“冷”分离,由安装在级间段的固体反推火箭来实现。箱间段内装有控制和遥测系统组件,以实现运载火箭和地面支持设备间的通讯。

“微风”M 上面级包括核心部件(中央模块),沿用原“微风”K 上面级设计,内部装有一套推进剂贮箱、推进系统和仪器舱。总推进剂质量为 5.2 吨;环绕核心段的环形辅助推进剂贮箱在耗尽 14.6 吨的推进剂后被抛掉。外置可抛弃贮箱的使用大幅度提高了“微风”M 上面级的性能;下隔框,用于将“微风”M 上面级与有效载荷整流罩连接在火箭二子级上。

2. 推进系统

“安加拉”A3 一子级和两个助推器各使用 1 台 PД-191M 液氧/煤油发动机。发动机高 4.05 米,质量 3.23 吨,混合比为 2.6,采用化学点火方式,燃烧室压力为 25.7 MPa,依靠涡轮泵系统供给推进剂。另外,该发动机还装有遥测传感器,监视、控制、诊断部件以及应急保护系统。执行多次发射任务的海射“天顶”号 3SL 就采用了该型发动机的核心部件(如燃烧室、喷管、涡轮泵组件和自动控制装置等)。发动机安装在尾段的燃料箱底部,能双向摆动 $\pm 8^\circ$ 。

二子级使用 1 台 PД-0124A 液氧/煤油发动机,发动机直径 3.66 米,高 7.71 米,质量 3610 千克,真空推力可达到 300.1 千牛,包括 4 个燃烧室、主涡轮泵、燃料和氧化剂输送涡轮泵、1 套燃气发生器和燃烧室点火装置、控制作动器、自动控制组件和基本结构。推进剂贮箱由箱间段隔舱连接。级间分离通过一子级上的固体反推火箭完成。

“微风”M 上面级使用四氧化二氮和偏二甲肼推进剂,混合比为 2.0。“微风”M 的推进系统包括 1 台可摆动的 14Д30 主发动机,该发动机高 2.684 米,采用泵压式输送系统,可产生 19.62 千牛的真空推力,燃烧室压力为 5.2 MPa;4 台脉冲发动机对主发动机推力进行微

调,每台能产生 396 牛的推力,还有 12 台姿控发动机,每台可产生 13.3 牛的推力。在一次任务中,主发动机可以进行多达 8 次的重复点火,并且装有备份重启系统,可在主点火程序失效时启动发动机。在达到需要的速度或者推进剂耗尽时,主发动机可按指令关机。

(四) 欧洲航天局“阿里安”5 火箭

“阿里安”5ES 用于发射欧洲“自动转移飞行器”(ATV)并承担卫星星座部署和星际发射任务。“阿里安”5ES 火箭与现役“阿里安”5ECA 同时研制,原计划 2002 年进行首飞,但由于 ATV 的原因,首飞时间一再推迟,据最新计划的安排,该火箭将于 2008 年 3 月将欧洲首架 ATV“儒勒·凡尔纳”号送入近地轨道。“阿里安”5ES 最长可达到 53 米,起飞质量 767 吨,起飞推力 13000 千牛。“阿里安”5ES 将 ATV 送入 260 公里×260 公里、倾角为 51.6°的轨道,之后,ATV 利用自身携带的推进系统自动达到空间站并与之对接,为国际空间站送去补给。“阿里安”5ES 火箭主要技术性能见表 4。

1. 总体布局与结构

“阿里安”5ES 火箭采用两级加捆绑结构,由助推器、一子级、二子级、仪器舱、级间段、整流罩等组成,总体布局见图 7。

固体助推器由壳体、后裙、斜锥罩、前裙以及前后连接机构组成。壳体由圆筒段和前、后封头组成,采用 12 厘米厚的高强度钢 D6AC 制造。圆筒段由 7 段强力旋压的圆筒壳组成,各段之间采用叉形接头和 2 道 O 形密封圈密封连接;前后封头采用单块钢板制造,并用于与前、后裙相连接。后封头还用于安装发动机喷管,该喷管带有柔性接头,喷管可偏转 7°。后裙是 1 个加强的截锥形结构,内部装有喷管作动器和后部反推火箭。前裙和斜锥罩位于助推器上部。前裙上装有助推器前连接和释放机构。斜锥罩内



图 7 “阿里安”5ES 火箭

表 4 “阿里安”5ES 主要技术性能

全箭性能			
全长(米)	53	起飞推力(千牛)	13000
最大直径(米)	13.2	运载能力(吨)	21(LEO)
起飞质量(吨)	767		7.3(GTO)
各子级性能			
	助推器	一子级	二子级
长度(米)	31.6	30.5	3.36
直径(米)	3.05	5.46	3.96
起飞质量(吨)	2×280.3	188.3	11.2
结构质量(吨)	2×40.3	15	10
推进剂质量(吨)	2×240	173.3	0.89
发动机	2 台 MPS 240	1 台火神 2 发动机	艾斯特斯
推进剂	端羟基聚丁二烯 (HTPB)+ 68%过氯酸铵+18%铝粉	液氧/液氢	一甲基肼/四氧化二氮
推力(千牛)	2×4480(海平面)	1350(真空)	30(真空)
比冲(米/秒)	2546(海平面)	4256(真空)	3158(真空)
工作时间(秒)	132	540	1045

装有助推器回收设备。前、后连接机构主要用于助推器和一子级的连接与分离,分别位于前、后裙上。前连接机构由球形接头和爆炸螺栓组成,用于向一子级传递侧向、纵向载荷;后连接机构由 3 根支杆组成,只用于承受侧向载荷,并保持火箭下部的结构稳定性。支杆上均装有火工品切断装置。

一子级由液氧箱、液氢箱、发动机锥形机架和前、后裙组成。一子级贮箱呈圆柱形,采用整体结构,液氧箱在上,液氢箱在下,中间用共底隔开,结构质量 5.6 吨。液氧箱容积 120 立方米,液氢箱容积 390 立方米。贮箱用含铜(6%)的 2219 铝合金制造。圆筒段由 7 段组成,其中 6 段属于液氢箱,1 段属于液氧箱。每个圆筒段均用 3 块整体壁板焊接而成。后裙是一个圆柱形加强壳,外面由纵向桁条加强并带有

一个盒形剖面的隔框,用于安装发动机架和助推器的连接支杆,前面与贮箱对接。发动机架由 2 段锥壳组成,之间采用螺栓连接,用于发动机推力的传递和承载,为 2 枚捆绑助推器和“火神”2 发动机上安装的辅助控制和摆动系统提供接口,并为 2 个液压作动器提供支撑。前裙是一个加强的圆柱壳,在安装助推器连接接头的部位用隔框等加强件加强,以达到所需刚度。前裙提供火箭上、下两大部分的机械接口,并传递 2 枚固体助推器和一子级发动机的推力。

二子级结构是依照使火箭结构最短的要求而设计的,包括 1 个球壳和 1 个截锥形壳,表面有多层绝热层保护。球壳采用铝蜂窝夹层结构,用于安装 4 个推进剂贮箱、1 台双向摆动发动机、作动器、增压氮气瓶和电子组件。截锥壳采用碳纤维蜂窝夹层结构,用于传递发动机推力,其底部与仪器舱内锥壳(直径 3.936 米)的前端对接,前端(直径 2.624 米)与有效载荷支架对接。增压控制设备安装在高压和低压板上,两板都固定在截锥壳下面。4 个推进剂贮箱直径相同,均采用铝合金 2219 制成。燃料箱呈球形,由 2 个半球壳和周向凸缘构成;氧化剂箱容量较大,在 2 个半球底之间加了 1 段圆柱壳。

为了适应 ATV 的发射,“阿里安”5ES 火箭还采用了一种增强型的仪器舱。

2. 推进系统

推进系统由助推器、一子级低温推进系统和二子级常规推进系统和其他输送及增压系统组成。

助推器为分段式结构,由前段、中段和后段组成,内装采用端羟基聚丁二烯、68%过氯酸铵复合推进剂,总质量为 240 吨。各段在浇铸推进剂前,在内壁上涂敷充填硅的乙丙二烯共聚物-氯丁橡胶绝热层;注满推进剂药柱的各段用叉形接头和 2 道 O 形密封圈连接密封。发动机装有 1 个带有柔性接头的潜入式喷管,其喉衬采用碳/碳材料制造,在低受热部位采用碳/酚醛材料绝热。推力矢量控制系统推动喷管作俯仰和偏航方向摆动。该系统由 2 台辅助动力装置和 2

个伺服作动器组成，由固体推进剂燃气发生器产生的燃气驱动涡轮，涡轮带动变排量泵给伺服作动器提供推动喷管摆动的液动力。助推器点火采用有安全保险装置的小火箭式点火器,这些点火器安装在壳体前封头内。

一子级推进系统有一台“火神”2 发动机。该发动机采用燃气发生器循环方式,推进剂由 2 套独立的涡轮泵系统供应,涡轮废气直接进入喷管后部对延伸段作气膜冷却。燃气发生器和燃烧室的点火使用低压焰火点火,涡轮泵使用火药启动器启动。各组件均装在燃烧室上,并以可调拉杆连接固定。“火神”2 发动机是在“火神”发动机基础上改进而来,通过增加液氧的流速使发动机真空推力从原来的 1145 千牛提高到 1350 千牛。与原来的“火神”发动机相比,“火神”2 发动机的液氧流速增加了 23%,混合比从 5.3 提高到 6.1。为适应这些变化,重新设计了液氧涡轮泵、燃烧室、喷管和燃气控制阀,并对燃气发生器、液氢涡轮泵、燃气发生器控制阀、管路及供应系统进行了适应性改进。“火神 2”发动机的主要性能参数见表 5。

表 5 “火神”2 发动机主要性能参数

主要性能	参数	主要性能	参数
真空推力(千牛)	1 350	燃烧室压力(MPa)	11.8
真空比冲(米/秒)	4 253	液氧流量(千克/秒)	274
混合比	6.1	液氢流量(千克/秒)	44.9
干重(千克)	2 040	液氧泵转速(转/分钟)	12 650
膨胀比	60	液氢泵转速(转/分钟)	35 800
工作时间(秒)	540	液氧吸入压力(kPa)	140
设计寿命(秒)	5 400;20 次启动	液氢吸入压力(kPa)	60
可靠性	0.995		

二子级推进系统采用可重复点火发动机“艾斯特斯”，装有 10 吨推进剂,推力可达到 30 千牛,具有 5 次点火能力。推进剂输送系统为挤压式系统。采用这种二子级后可适应近地轨道、中地球轨道、

同步转移轨道/同步转移轨道(+)等轨道的发射要求,同时还可以直接将有效载荷送入地球同步轨道。

(五)日本的 H-2B 火箭

H-2B 重型运载火箭的研制开始于 2004 年,主要用于发射质量为 16.5 吨的“H-2A 转移飞行器”(HTV),向国际空间站运送货物;也可将质量约 8 吨的其他有效载荷(单星或双星)送入地球同步转移轨道。H-2B 的研制主要在日本旗舰火箭 H-2A 的基础上进行的,将 H-2A 火箭芯级的一子级直径从 4 米增加到 5.3 米,并在火箭芯级的一子级安装 2 台 LE-7A 发动机。日本从 2005 年开始在 H-2A 的发射中逐步测试一些用于 H-2B 的技术,H-2B 火箭总长 56.6 米,重 533 吨(不含有效载荷),计划在 2008 年或 2009 年首飞。主要技术参数见表 6。

表 6 H-2B 火箭的主要技术性能

全箭性能			
级数	2	起飞推力(千牛)	8362
全长(米)	56	运载能力	
箭体最大直径(米)	5.3	近地轨道(吨)	16.5
起飞质量(吨)	551	地球同步转移轨道(吨)	8
子级性能			
技术参数	SRB-A	一子级	二子级
长度(米)	15.2	38.2	10.7
外径(米)	2.5	5.2	4.0
质量(吨)	308	202	20
推进剂	HTPB	液氧/液氢	液氧/液氢
推进剂质量(吨)	262.2	175.8	16.6
真空推力(千牛)	9140	2196	137
真空比冲(米/秒)	2759	4435	4393
工作时间(秒)	120	345	530

1. 总体布局与结构

H-2B 火箭为两级重型运载火箭，一子级由 2 台 LE-7A 发动机、液氧贮箱、液氢贮箱、级间段、尾段等构成，长 38.2 米，直径为 5.3 米，装载 169.85 吨推进剂。一子级液氢和液氧贮箱采用铝合金制成，分别由 2 个椭球形箱底和 1 个网格蒙皮筒段焊接而成，贮箱表面有聚乙烯碳环氧泡沫材料绝热层。由于直径增大，贮箱制造成为 H-2B 研发的难点。为此三菱重工计划改扩建其位于爱知县的焊接设备厂，尝试在制造中应用新的摩擦搅拌焊接技术，以便使 H-2B 火箭更轻；大直径贮箱箱底的旋压制造是另一个正在研究的问题。由于 H-2B 装有比 H-2A 标准型更多质量的固体火箭助推器（SRB-A），为使一子级承受来自 SRB-A 的推力载荷，H-2B 火箭的液氢贮箱采用更厚的板材。这一改变已在 H-2A 系列第 11 次发射中被 H-2A 204 型火箭所验证。一子级尾段由加强壳和铝合金制十字梁发动机机架组成，2 台 LE-7A 发动机安装在该十字梁发动机架上。一子级四周捆绑 2 对固体火箭助推器。二子级直径 4 米，总质量 20 吨，其中包括 16.9 吨推进剂。整流罩结构在发射 HTV 时使用专用的 5S-H 整流罩，该整流罩长 15 米，外径 5.1 米，内径 4.6 米，可容纳长 10 米，直径 4.4 米的 HTV。

2. 推进系统

推进系统由 SRB-A、一子级推进系统和二子级推进系统组成。

H-2B 使用的 SRB-A 与 H-2A 第 7 次发射之后使用的经改进的 SRB-A 相同，采用缠绕碳纤维/环氧材料制成的整体式壳体，内装端羟基聚丁二烯固体推进剂。燃烧时间 100 秒，比冲为 2 755.7 米/秒，膨胀比 17.7。1 对 SRB-A 总共能提供 4 500 千牛的推力。

一子级采用 2 台 LE-7A 发动机，且发动机使用长喷管，这种长喷管已在 H-2A 火箭的第 7 次发射之后使用，证明能够获得更大的推力和比冲。LE-7A 发动机采用分级燃烧循环，发动机在 1 个工作过程中 2 次燃烧液氢和液氧推进剂，LE-7A 发动机的推力达到 1100

千牛。单台 LE-7A 发动机具有节流能力，它有 2 个工作点，即 100% 推力水平和 70% 推力水平。一般情况下，在发动机即将关机的时候，有效载荷承受的过载最大，此时启用节流工作模式能改善有效载荷的飞行环境。由于 2 台发动机安装在一起，周围又捆绑了 4 个 SRB-A，必须解决周围喷管的羽流加热和不同喷管的羽流相互干扰的问题。研究人员建立了发动机在飞行时周边流场和温度场的模型，提出调整 2 台 LE-7A 发动机间距并在其喷管外壁增加绝热层的解决方案。H-2A 第 8 次发射证明，增加绝热层能够保证 LE-7A 发动机外壁在被羽流加热时不致过热。风洞试验也证明调整发动机喷管间距可减少羽流间的干扰。此外由于发动机数量的变化，一子级推进剂输送系统需要重新设计，从贮箱出口到发动机有 2 条输送管路分别连接到 2 台发动机上。这种结构可避免发动机启动或关机时的流体干扰，并且可采用标准型 H-2A 火箭

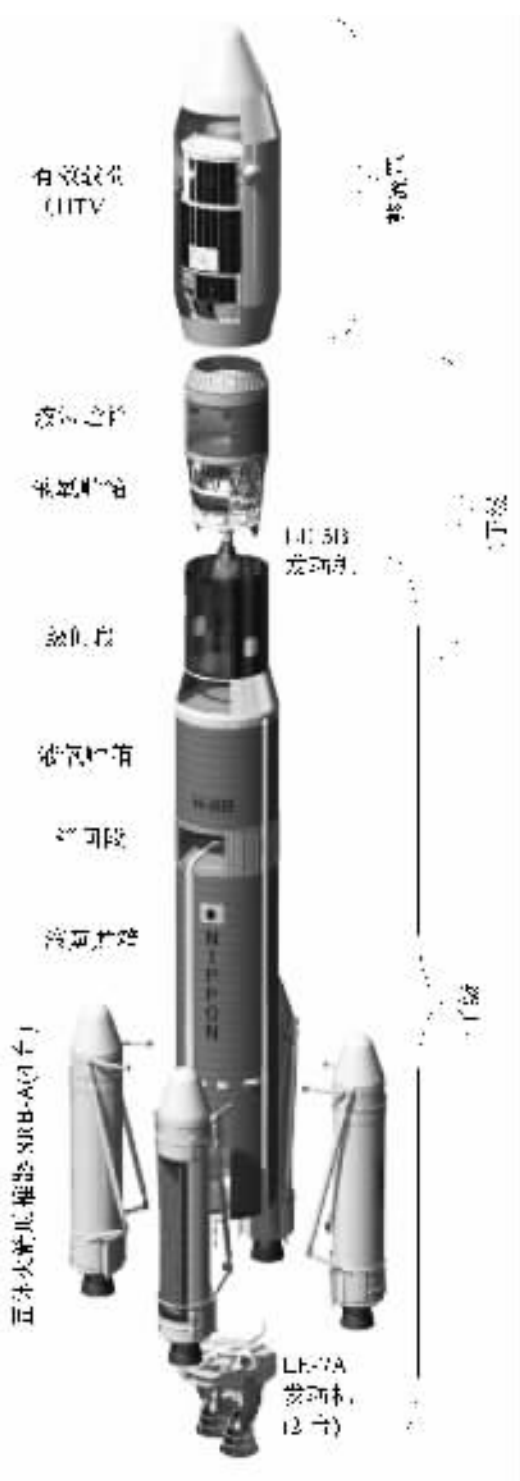


图 8 H-2B 总体布局

月正式批准研制,计划耗资 5.2 亿美元,其中经费的四分之一将用于购买国外的运载火箭零部件。另外,还计划建造一个发射场,每年可发射两次该型火箭。

GSLV-MK3 采用两级结构,起飞质量 630 吨,全长 42.4 米,平均直径 3.9 米,其结构如图 10 所示。一子级为 L110 液体芯级,由 MK1 型火箭的液体助推器改进而来,采用 2 台完全相同的 Vikas 发动机,装有 110 吨可贮存推进剂。一子级周围捆绑 2 枚 S200 固体助推器,每枚助推器装推进剂 200 吨。二子级采用印度自行研制的 C25 型低温上面级,装有 25 吨液氢液氧推进剂。MK3 型火箭将采用更先进的导航系统和电子设备,同时采用 5 米直径的整流罩。MK3 型火箭的投入使用,可使印度 GSLV 的运载能力提高 2~3 倍,能将质量 10 吨的卫星送入近地轨道,或将质量 4 吨的卫星送入地球同步转移轨道。MK3 火箭预计于 2009 年首飞。

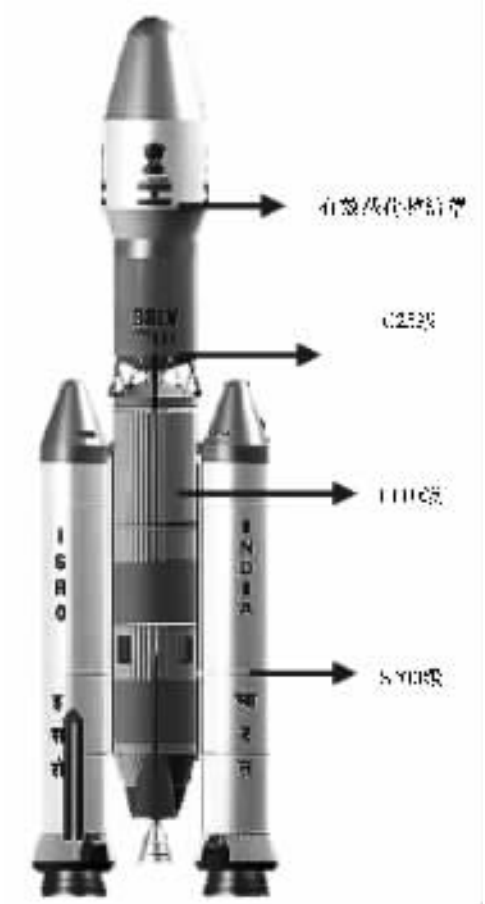


图 10 GSLV-MK3 结构

三、2007 年最新进展

2007 年,载人运载器共发射 5 次,包括美国航天飞机 3 次,俄罗斯“联盟”号火箭 2 次,为国际空间站送去组件和长期考察团成员,继续进行空间站的建设。4 月 7 日,“联盟”号火箭发射“联盟”TMA-10 飞船运送第 15 长期考察组飞往国际空间站。6 月 8 日,“亚特兰蒂斯”号航天飞机从佛罗里达州肯尼迪航天中心发射升空,是 2007

表 7 GSLV-MK3 结构

全箭性能			
级数	2 级	起飞推力(千牛)	7 350
全长(米)	42.4	运载能力	
箭体最大直径(米)	7.5	地球同步转移轨道(吨)	4
起飞质量(吨)	630	近地轨道(吨)	10
子级性能			
	助推器(S200)	一子级(L110)	二子级(C25)
级长(米)	25	25.5	6.6
直径(米)	3.4	4	4
起飞质量(吨)	2×233.5	129	29
结构质量(吨)	2×33.5	19	4
推进剂质量(吨)	2×200	110	25
发动机	Vikas	Vikas	
推进剂	端羟基聚丁二烯	液氧/煤油	液氢/液氧
推力(千牛)	5 996(海平面)	1 355 千牛(海平面)	4 364
海平面比冲(米/秒)	2 324(海平面)	2 501 (真空)	1 068
工作时间(秒)	155	203	546

年航天飞机首次发射,为国际空间站送去一个新组件和一对太阳能电池帆板。8月8日,“奋进”号航天飞机飞往国际空间站,送去桁架结构一个新的陀螺仪与外部备件平台。10月10日,“联盟”TMA-11飞船从哈萨克斯坦境内的拜科努尔发射场升空,为国际空间站送去第16期考察团成员和一名马来西亚航天员。10月23日,“发现”号航天飞机升空飞往国际空间站,主要任务是将意大利建造的“和谐”舱送往国际空间站,并由航天员完成安装和调试。“和谐”舱是美国航天飞机自2005年复飞以来,向国际空间站运送的第一个节点舱,它将成为后续送上空间站的欧洲和日本实验舱的连接舱。原计划于2007年12月初进行发射的“亚特兰蒂斯”号由于发射前传感器读数异常,导致发射推迟至2008年2月。

这一年,新型运载器的研制也取得重大进展,尤其是“阿瑞斯”火箭的研制备受关注,2007年确定了“阿瑞斯”火箭的主要部件承包商并进行了部件试验。

继 ATK 公司于 2006 年成为“阿瑞斯”火箭第一级的主承包商之后,其他关键部件如上面级、上面级发动机、电子设备等的主承包商也于 2007 年得以确定,波音公司、普·惠公司成为主要赢家。ATK 公司对火箭第一级的一些部件进行改进,包括改进位于燃料箱前部的推进剂药柱的形状和增大喷管喉部直径。用于安装火箭第一级所有电子设备的两个前裙段(位于一、二级之间)实体模型也已制造完成。模拟件将为电子设备模拟获得实际空间,以确定电子设备最佳的空间和安放位置。作为目前研制的重点,NASA 对“阿瑞斯”1 火箭第一级回收系统进行了三次试验。2 月初,对回收引导伞进行投放试验,但由于引导伞和试验飞行器之间的连接装置失灵,导致试验飞行器高速撞击地面,试验失败。9 月和 11 月,成功进行了两次回收系统主降落伞的降落试验。12 月,NASA 开始对 J-2X 发动机的原型 J-2 发动机进行一系列试车,所获得的数据将用于新型发动机 J-2X 的研发。此外,NASA 在斯坦尼斯中心开始兴建新的试车台,用于试验“阿瑞斯”1 和“阿瑞斯”5 火箭的上面级发动机 J-2X。新建的试车台将于 2010 年 12 月前建成,是自 1960 年以来建造的最大试车台,高约 92 米,采用露天的钢结构,这种结构有利于模拟各种高度条件对发动机进行试验。现有的试车台 A-1(原来用于进行 J-2 发动机试验)也在改建之中,改建后的试验台将用于 J-2X 发动机在海平面条件下的试验。

此外,俄罗斯、欧洲、日本的新型运载火箭的研制也取得一些进展。俄罗斯将新一代“安加拉”火箭第一级从赫鲁尼切夫国家航天研究与生产中心运往试验场,并对第一级发动机 RD-191 燃气舵和液压系统的性能进行了试验,发动机的首次点火试验计划在 2008 年进行。欧洲航天局原计划在 2007 年发射的 ATV 由于“阿里安”5ES

火箭要进行可用性鉴定以及年底前国际空间站“繁重的运输任务”再度被推迟。2007年7月,ATV运抵法属圭亚那航天发射场,进行数月的发射准备工作,包括组装和测试等。印度的GSLV-MK3的研制与发射工作进展良好,已经在印度空间组织的中心建立了必需的基础设施,包括用于铸造200吨级固体助推器的厂房。GSLV-MK3预计2008-2009年间进行首飞发射。