

印度 GSLV - MK3 火箭首飞任务分析

摘要：北京时间 2017 年 6 月 5 日，印度空间研究组织 (ISRO) 研制的新型地球同步轨道卫星运载火箭 MK3 (GSLV - MK3) 从萨迪什·达万航天中心的第二发射台起飞，成功将质量为 3136 千克的 GSAT - 19 卫星送到地球同步转移轨道。GSLV - MK3 作为印度新一代的大型运载火箭，完全采用自主技术，尤其是在固体、液体动力方面的技术发展迅速。而此次 GSLV - MK3 的首飞成功也成为了印度未来开展载人航天任务的基础。

一、首飞任务情况

GSLV - MK3 在北京时间 6 月 5 日 19 时 28 分，由两台固体助推器 (S200) 点火起飞。此次捆绑的 S200 助推器每台高 26.2 米，直径 3.2 米，装药量超过 205 吨，平均推力 3578 千牛，工作时间 2 分 20 秒。

助推器采用柔性密封喷管，以便控制在起飞后达到东南方向的飞行路线。1 分 54 秒后火箭芯级的两台 Vikas 发动机点火工作，此时飞行高度为 41 千米。

在 S200 助推器分离之前，芯级和助推器同时工作一段时间。发射后 3 分 45 秒，GSLV - MK3 飞行高度达到 116 千米，因为空气动力不再对 GSAT - 19 卫星产生影响，便可以安全地分离两个有效载荷整流罩。

L100 芯级在 5 分 17 秒关机，并在 3 秒后与 C25 上面级分离。在发射后 5 分 22 秒时，C25 上面级的 C20 发动机点火工作，工作 10 分 4 秒后关机，将 GSAT - 19 送入近地点 170 千米、远地点 35975 千米，倾角 21.5° 的地球同步转移轨道。在 C20 发动机停机 1 秒后，GSAT - 19 完成分离。飞行时序如表 1 所示。

表 1 印度公布的飞行时序

事件	时间/秒	高度/千米	速度/(米/秒)
S200 点火	0	0.024	451.9
L110 点火	114	41.037	1635.1
S200 点火	140	61.931	1949.4
整流罩分离	225	115.957	2728.77
L110 关机	317	166.361	4397.47
L110 分离	320	168.281	4429.55
C25 低温级点火	322	169.914	4426.11
C25 低温级关机	965	174.619	10233.27
GSAT - 19 分离	980	179.146	10260.10

二、GSLV - MK3 技术方案

GSLV - MK3 是 ISRO 于 2002 年启动研制的新一代运载火箭，可将 GTO 运载能力提升至 4 吨，LEO 运载能力提升至 10~12 吨。在 GSLV - MK3 的研制过程中，ISRO 充分利用成熟的技术和硬件设施，降低研制难度，设计了 GSLV - MK3 的整体结构和各子系统。图 1 为 GSLV - MK3 构型。

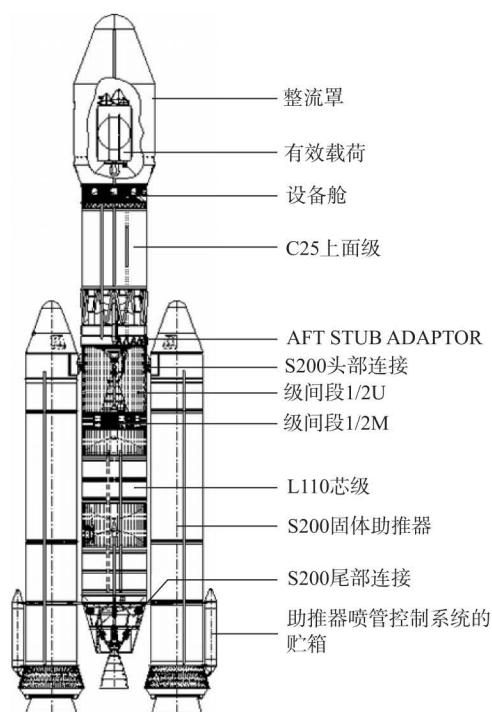


图1 GSLV - MK3 构型

GSLV - MK3 全长 42 米，起飞质量为 600 吨，采用两级捆绑结构。一子级为 L110 液体推进级，直径 4 米，装有 110 吨可存储推进剂，在一子级两侧捆绑了 2 枚 S200 大型固体助推器。上面级采用印度自主研发的 C25 液氢/液氧低温上面级。整流罩直径 5 米，头部半锥角 20° ，具有 110 立方米的有效载荷空间。芯级采用 2 台 Vikas 发动机，该发动机源于 PSLV/GSLV 项目，每台可提供 800 千牛的推力。S200 固体助推器衍生自 PSLV/GSLV 的 S139 固体级，引入了柔性喷管系统实现姿态和方向控制。C25 上面级采用 CE20 低温发动机，这是 GSLV - MK3 项目的关键技术。火箭姿态控制通过液体芯级的发动机摆动控制系统以及固体助推器的柔性喷管实现。双重冗余的导航、制导与控制系统具有故障检测隔离、一体化程度高、封装小型化等特征。仪器舱位于 C25 上面级

上方的环形舱段，易于接近和维修。

S200 助推器与芯级的分离系统采用爆炸火工品，并利用固体抛离发动机将其推远。芯级利用火工品作动弹簧夹头分离装置完成与 C25 上面级分离。整流罩的分离采用包带连接和线性波纹管系统实现。

(一) S200 固体助推器

S200 助推器直径为 3.2 米，真空比冲 274 秒，最大推力 6000 千牛。整个助推器分为三段，头部长度为 3 米，中段和尾段的长度都超过 8 米，共装有 207 吨的 HTPB 复合推进剂，额定工作时间 130 秒。助推器壳体是通过轧制和焊接的马氏体时效钢(M250)制成的，厚度 7.7 毫米。各部段间的结合采用成熟可靠的榫槽式连接。

S200 助推器采用的是热源点火器，装有 40 千克的速燃燃料，点火器安装在发动机的前端。S200 助推器的柔性喷管采用碳酚醛衬底，并根据需要在部分区域安装了硅酚醛衬底，用于热防护。柔性喷管控制系统由 5 个组件构成：一对电动液压作动器相互间呈 90°安装，用于控制柔性喷管的偏转，可允许喷管摆动 $\pm 7.8^\circ$ 。液压动力由开放式动力装置提供。镜像传感器安装在直径相对位置的作动器上，在发动机工作时用来检测和修正由于燃烧室压力改变所造成的柔性喷管的倾斜。柔性喷管控制系统(FCN)可以满足柔性喷管所需的最低转换速率。其中，弹性密封件采用 15CDV6 特种钢球形加固垫片和天然橡胶制成的弹性体叠加的结构，平均直径为 1.5 米。弹性密封通过低硬度的热防护罩保护隔离高温燃气。作动机构包含 40 吨动力的电动液压伺服作动器和液压气动驱动装置，通过 S200 附带的加压油箱驱动。

S200 助推器的推力由头部连接的球面轴承传递到芯级。当固体助推器燃尽时，爆炸螺栓起爆，装在助推器头部和底部的 6 台抛离发动机开始工作，使助推器和箭体分离。另外，S200 助推器

的各个部段均采用二氧化硅填充丁腈橡胶用来作为隔热材料，其厚度是依据在发动机运行期间产生的局部热环境和在热燃气中暴露的时长。隔热层安置在发动机壳体内部并且经过硫化处理。在部段尾部安装了松垫带，以避免各部段的药柱固化后收缩而产生应力集中。

(二) L110 液体芯级

L110 芯级分别以偏二甲肼和水合肼的混合物作为燃料、四氧化二氮作为氧化剂，推进剂质量为 110 吨，2 台 Vikas 发动机共提供 1600 千牛的推力，工作时间为 200 秒。

L110 芯级结构从下到上为芯级底部防护罩、燃料贮箱、箱间结构(ITS)、氧化剂贮箱以及 1S1/2L 段、电子设备所在的 1S1/2M 段、与 S200 助推器相接合的 1S1/2U 段。L110 的两个推进剂贮箱为圆柱形的铝合金硬壳结构，容积 50 立方米。在 L110 级工作期间，推进剂贮箱用氦气增压以保证发动机的平稳启动并避免气蚀性。圆柱圆锥结构的芯级底部防护罩与燃料箱相连，内部布置了环形水箱、指令控制模块以及发动机摆动作动器。水箱用于冷却发动机燃气发生器产生的热气。指令控制模块、指令气体存储瓶和相连的管路给各种阀门和调节器提供气态指令压力和参考压力。

Vikas 发动机的面积比为 31，发动机能够在偏航轴 5°和俯仰轴 8°范围内摆动，实现火箭姿态控制。

(三) C25 低温上面级

C25 低温上面级长 13.5 米，直径 4 米，可携带 28 吨的液氢/液氧推进剂，采用自主研发的 CE20 低温发动机，真空推力为 200 千牛，额定工作时间为 595 秒。CE20 发动机为燃气发生器循环方式，使用 2 套增压涡轮分别驱动液氢/液氧泵。混合比和推力可调。燃烧室采用双层通道壁结构，利用氢气实现再生冷却。CE20 利用电磁作动器能够实现 $\pm 4^\circ$ 的摆动，在滑行段利用反作用控制系统实现姿态稳定。

C25 上面级有 2 个直径 4 米的独立铝合金硬壳贮箱，70 立方米的液氢贮箱在上，20 立方米的液氧贮箱在下。液氧贮箱圆顶下方的锥形桁架用于安装发动机。液氢贮箱通过前端适配器与仪器舱连接。上面级通过后端适配器与 L110 级连接。液氢贮箱利用发动机冷却通道回流的氢气进行增压，液氧贮箱利用氮气增压。

(四) 仪器舱

仪器舱装有火箭数据处理、制导控制、遥测跟踪以及飞行终止等相关电子设备。仪器舱把这些电子设备封装在一起，同时结构上的开口方便在发射架上触及重要的电子设备。

仪器舱装有惯性组件和导航计算机，主要用于火箭导航、制导和控制。GSLV - MK3 的制导控制系统采用了双重冗余的分布式结构。该系统采用印度自行研制的计算机用于导航解算，设计了统一的总线，利用双链条结构实现所需的冗余度。序列指令层的三重冗余设计降低了误发指令的风险。惯性系统采用三个斜置的陀螺仪和加速度表，为箭载计算机提供惯性参考以及箭体姿态、位置和速度。计算机根据这些参数计算飞行轨迹以及姿态控制律。

仪器舱还包含遥测系统的数据处理单元、发射机等。遥测系统采用主数据链和冗余数据链结构。S 波段的数据链 1 数据速率为 2 兆比特/秒，当第一级分离后，转换为 1 兆比特/秒。数据链 2 数据速率为 1 兆比特/秒作为冗余数据链。火箭上的参数采用 S 波段的发射机传输到地面站。这些数据包括压力、温度、结构振动、声学特征以及电子设备监测数据。与制导控制相关的参数由位于 1553B 总线上的控制单元监测。

火箭飞行状态跟踪由仪器舱中的雷达应答机实现。为了防止发生飞行故障，固体助推器和芯级火箭都采用了双重冗余飞行终止系统。

(五) 有效载荷接口/整流罩

锥形有效载荷适配器与箭体连接端的直径为 4 米，与有效载

荷的连接端为 1194 毫米标准包带接口。该适配器的设计载荷为 5 吨。适配器尾部凸缘用于和仪器舱结构相连，同时还有与整流罩的包带结构适配的接口。这样在与火箭装配之前，就可以将有效载荷封装在整流罩中。

整流罩直径为 5 米，头部半锥角和尾部倾斜角都为 20° ，中间圆柱段长 5 米，有效载荷空间为 110 立方米。整流罩的两半罩通过线性波纹管系统固定在一起，底部通过包带与火箭相连。整流罩有热防护和声学防护涂层，还装有排气阀以保证在上升阶段载荷舱中的压力能够与周围平衡。

（六）火箭组装和发射设施

GSLV - MK3 火箭组装和发射设施位于萨迪什·达万航天中心，主要包括固体级组装厂房、用于 L - 110 级的液体级准备厂房、综合技术厂房(用于 C - 25 上面级)、卫星准备设备和火箭总装厂房。

用于发射 PSLV 和 GSLV 的第二发射台经改进后用于 GSLV - MK3 的发射。该发射台采用运转-发射方案，火箭随发射平台一起转场，移动发射平台是一个 19 米×19 米×7 米的方形平台，在平台两侧 7.8 米处对称放置 2 个底座用于支撑 S200 助推器。在 GSLV - MK3 组装阶段，第一步先将两个 S200 助推器放置在支撑底座上，然后将 L - 110 芯级垂直放置于移动发射平台上，并使其位于 2 个 S200 助推器中间，之后将组装好的结构运至火箭总装厂房。第二步检查 C25 低温上面级并在火箭总装厂房完成火箭组装，最后组装整流罩与箭体。

三、GSLV - MK3 的主要技术改进

GSLV - MK3 的发射成功标志着印度实现了多项技术进步，向航天大国又迈进了重要的一步。MK3 在技术上有 3 个方面的进步：采用了大推力的 S200 固体助推器、芯级使用了 2 台并联的

Vikas 液体发动机、采用自主研制高技术含量的 CE20 液氢/液氧发动机。

(一) 大推力固体助推器

S200 固体助推器是 S139 助推器的放大版，并且最大化的利用已被验证的技术和设备。S200 分别在 2010、2011 和 2015 年进行了三次静力试验：第一次静力试验(ST-01)中发现，在隔热设计、接口和内衬的铺层面等方面发现了几处小的设计缺陷，并在第二次静力试验(ST-02)前进行了修正。而提高发动机设计余量和消除加工工艺约束的改善措施也都在第三次静力试验(ST-03)中得以实施。

作为 GSLV - MK3 的助推器，该助推器可装载 207 吨推进剂，最大推力接近于 6000 千牛，真空比冲 274 秒，目前是 ISRO 研制的最大的固体火箭发动机，也是仅次于美国航天飞机固体助推器和欧洲阿里安 5 火箭 P230 固体助推器的世界第三大固体助推器。

(二) 并联液体芯级发动机

L100 芯级直径 4 米，长度 21.39 米，重大 125 吨，目前是印度最大的芯级。芯级试验主要包括芯级热试验、排水试验。除对芯级整体进行的试验外，ISRO 还针对芯级发动机进行了鉴定试验，验证了发动机组件，特别是其自主研制的硅酚醛喉衬的热强度以及发动机架作动器的可靠性。

值得一提的是，ISRO 首次尝试 L110 芯级使用 2 台并联的 Vikas 液体发动机。不同于大多数火箭芯级的地面点火方式，GSLV - MK3 芯一级采取的是在发射 110 秒后高空点火，而 S200 固体助推器一直工作到 130 秒，和 L110 近乎形成一二级的关系，从而提高了 20 秒的运载效率。但是由于助推器与芯级之间的结构设计问题，导致 S200 固体助推器燃烧结束后 19 秒才能分离，采取类似发射时序的大力神 3E 的这一数据大约为 4 秒。两枚 S200

空重超过 60 吨，这也严重影响芯级燃料的应用效率。

(三) 高性能低温上面级

低温上面级为 C25，使用一台印度新研制的 CE20 液氢/液氧发动机，该发动机使用传统的燃气发生器循环，使用 2 套增压涡轮分别驱动液氢/液氧泵，可调节混合比和推力。真空推力最大 200 千牛，可在 108 千牛至 220 千牛的范围内，设定任何的固定值。其发动机混合比为 5.05，比冲达 444 秒。CE20 仅在首飞前 2015 年 7 月与 2016 年 2 月进行了 2 次点火测试，共 1275 秒。

CE20 作为印度自主研制的高性能液氧/液氢发动机的代表，它的成功有助于印度摆脱国外技术的依赖，并节约发射成本，从而增强了印度商业发射市场的竞争力。

四、小结

GSLV - MK3 作为印度新一代的大型运载火箭，完全采用自主技术，尤其是在固体、液体动力方面的技术发展迅速。其中，S200 固体助推器的推力水平已经达到国际领先，ISRO 也正在研究更多 S200 的改进和降低造价的方式，进而增强其推力的稳定性和成本的经济性。而 CE20 是印度第一台以传统的燃气发生器循环的低温发动机，也是世界上最强大的低温液体发动机之一。GSLV - MK3 此次首飞并将 INSAT 卫星成功送入轨道，一方面可以证明印度在航天发射领域已具有自力更生的能力，并逐渐减轻依赖国外发射运营商的状态。另一方面也标志着印度提高了商业卫星发射市场的竞争力，在全球数十亿美元的卫星发射市场占得一席之地，并为 ISRO 带来可观的收益。

另外，GSLV - MK3 的首飞成功也成为了印度未来开展载人航天任务的基础。早在 2014 年 12 月 18 日，印度曾采用 GSLV - MK3 火箭从萨迪什·达万航天中心起飞，成功进行了亚轨道飞行试验。试验中，上面级安装了模拟的低温发动机，但并不工作，

同时还安装了印度载人航天飞行的乘员模块(CARE)，但并没有搭载任何生物。而据现任 ISRO 的主席拉达克·里希南对媒体表示，印度首次载人任务将计划在 2021 年执行，并确定采用自主技术研制的 GSLV - MK3 型火箭服务于未来的载人航天计划。虽然印度确定使用 GSLV - MK3 进行后续的载人航天任务，但其安全可靠性和性能还有待考验。GSLV - MK3 仅执行过两次飞行任务，因此 ISRO 还会花更多的时间准备，确保该运载火箭的可靠性。

(北京航天长征科技信息研究所)