

长征系列运载火箭介绍：

长征二号系列( 六)

邱乃庸 朱维增 吴瑞华

长征二号 E

长征二号 E 是以加长型的长征二号 C 为芯级, 捆绑 4 个液体助推器组成的低轨道两级液体推进剂运载火箭。它可以把 9.2 吨的有效载荷送入倾角为 28.5 度、高度为 200 公里的近地圆轨道。如配以合适的上面级, 可把约 3 吨的有效载荷送入地球同步转移轨道。长征二号 E 可以承担国内、外大型通信卫星的发射任务。必要时, 经适当修改后还可以用来发射小型载人飞船。

长征二号 E 以经多次飞行考验的、高可靠性的长征二号 C 的研制经验及技术为基础, 充分

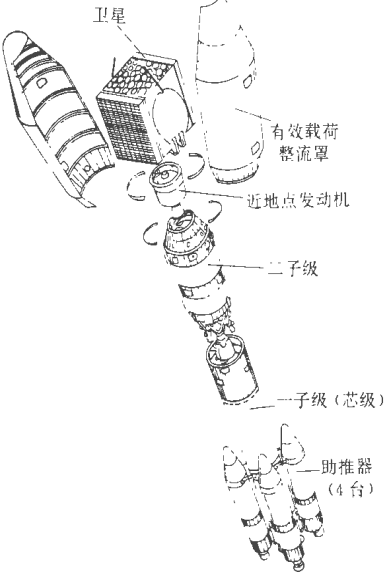


图 23 长征二号 E 运载火箭全貌

继承了长征二号 C 的成熟技术, 并在此基础上进行改进, 大幅度地提高了运载能力。在长征二号 C 的基础上进行的主要改进有:

- 1) 捆绑 4 枚液体助推器;
- 2) 加长箭体长度, 一子级芯级加长 4.6 米, 二子级加长 5.2 米;
- 3) 提高发动机性能, 提高推力及比冲;
- 4) 二子级采用推进剂利用系统;
- 5) 二子级增加有效载荷调姿定向系统;
- 6) 增加二子级起旋和侧向机动固体火箭;
- 7) 采用直径为 4.2 米的大型有效载荷整流罩;
- 8) 一、二子级级间段由杆系改为开排焰舱口的壳段;
- 9) 姿控系统改用数控方案;
- 10) 遥测系统加大容量。

表 11 长征二号 E 的主要技术性能

级数	2	推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼
全长	49.686 米	地面推力	2961.6 千牛
最大直径(含助推器)	11.45 米	地面比冲	2556.2 牛·秒/公斤
起飞质量	462.46 吨	工作时间	160.43 秒
起飞推力	5923.2 千牛	二子级	
推重比	1.31	级长	14.223 米
运载能力	9.2 吨(200/200 公里, 倾角 28.5 度)	直径	3.35 米
入轨精度(1 $\sigma$ )	(200/200 公里停泊轨道)	质量	91.414 吨
近地点高度偏差	2.0 公里	结构质量	4.955 吨
偏心率偏差	0.00022	推进剂质量	84.759 吨
倾角偏差	0.05 度	发动机	YF-22B(主机)
近地点幅角偏差	1.0 度		YF-23B(游机)
升交点经度偏差	0.07 度	推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼
入轨姿态精度(1 $\sigma$ )	0.5 度(任意方向)	真空推力	738.4 千牛(主机)
助推器			47.07 千牛(4 台游机)
长度	15.326 米	真空比冲	2922.4 牛·秒/公斤(主机)
直径	2.25 米		2834.1 牛·秒/公斤(游机)
起飞质量	4×40.754 吨	工作时间	301.18 秒(主机)
结构质量	4×3.0 吨		414.68 秒(游机)
推进剂质量	4×37.754 吨	近地点级	
发动机	4×YF-20B	长度	3.62 米
推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼	直径	1.70 米
地面推力	4×740.4 千牛	质量	6.084 吨
地面比冲	2556.2 牛·秒/公斤	推进剂质量	5.40 吨
工作时间	127.26 秒	推进剂	固体
一子级		发动机	EPKM
级长	28.465 米	真空比冲	2863.5 牛·秒/公斤
直径	3.35 米	工作时间	70 秒
起飞质量	198.825 吨	整流罩	
结构质量	12.55 吨	长度	10.5 米
推进剂质量	186.28 吨	直径	4.2 米
发动机	YF-21B(4×YF-20B)	质量	1.9 吨

长征二号 E 的方案论证工作始于 1987 年初。1988 年初进行方案设计, 同年 4 月开始初步设计, 10 月开始技术设计并逐步投入生产。

1990 年 7 月 16 日长征二号 E 进行第一次研制性飞行试验, 并获得成功。1992 年 3 月 22 日进行首次商业发射, 准备将带近地点发动机的澳大利亚第二代通信卫星澳普图斯 B1 送入高 200 公里的停泊轨道。但由于第一级控制系统程序配电器的故障, 导致两台对称的助推器在正常点火后关机, 发射中止。该发火箭于同年 8 月 14 日再次发射, 成功地将该颗卫星送入了预定轨道。截止 1994 年底, 长征二号 E 火箭成功地进行了 4 次发射。

与长征二号 E 相配套的上面积(亦称近地点级)也可以由国外提供。近地点级包括一台固体推进剂发动机及与其相配套的电气系统、章动控制系统及分离系统等。

长征二号 E 在西昌卫星发射中心实施发射。火箭全貌如图 23 所示, 圆轨道和椭圆轨道运载能力情况见图 24 和图 25。

一、主要技术性能(表 11)  
二、总体布局

长征二号 E 为捆绑 4 台液体助推器的两级串联式布局。从箭顶至箭尾依次为有效载荷整流罩、二级级和一子级(包括 4 台液体推进剂助推器)。

有效载荷整流罩外形为“锥-柱-倒锥”形, 锥段半锥角为 17 度, 倒锥段的半锥角也是 17 度。与整流罩连接的是仪器舱。控制系统、遥测系统及其它电气系统

大部分安装在仪器舱内。仪器舱是圆柱形结构, 上部安装有有效载荷支架。有效载荷通过该支架与火箭相连。

与仪器舱连接的依次为二级级氧化剂箱、箱间段、二级级燃烧剂箱及二级级发动机系统。

一子级芯级外形为圆柱形。从上到下分别为级间段、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱及尾段。尾段的底部是 4 个发射支点。

在一子级燃烧剂箱四周捆绑 4 台液体助推器。助推器的前连接机构位于箱间段, 后连接机构位于发动机机架与箭体连接处(参见图 27)。

长征二号 E 一子级与二级级之间采用爆炸螺栓连接和热分离方式。二级级与有效载荷之间采用包带连接和冷分离方式。

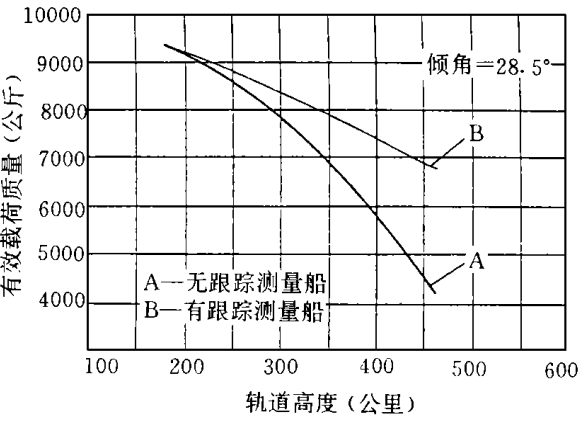


图 24 长征二号 E 运载火箭圆轨道运载能力

助推器的前、后连接机构解锁后, 助推器借助安装在其上的分离固体火箭的推力而横向分离。

有效载荷整流罩纵向分离面采用无污染爆炸索装置。它在解锁的同时, 提供横向分离能源。整流罩的横向分离面由一组爆炸螺栓及分离弹簧构成。整流罩的纵、横向分离面同时解锁, 分离能源使整流罩实施横推-旋转式分离。

三、箭体结构

箭体结构包括助推器、一子

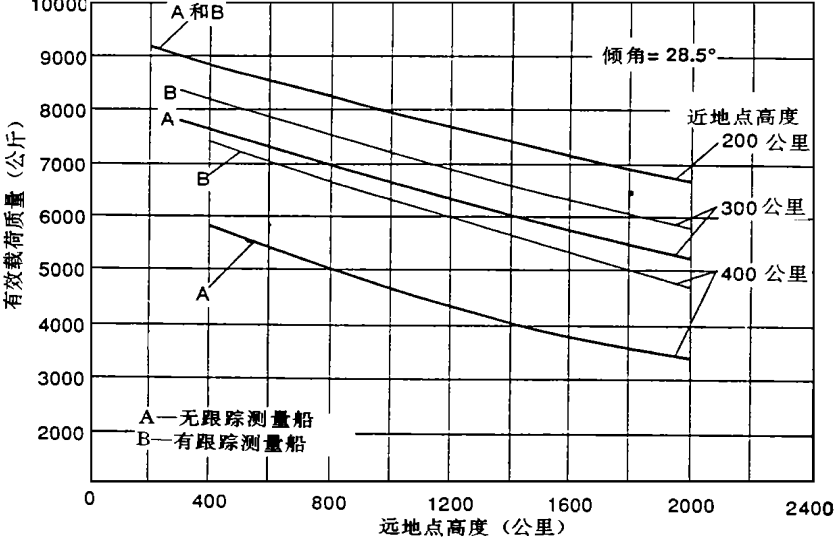


图 25 长征二号 E 运载火箭椭圆轨道运载能力

级、二子级及有效载荷整流罩。

### 1. 助推器结构

助推器箭体由前锥段、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱及尾段组成。前锥段系隔框、桁条及蒙皮组成的半硬壳式结构。前锥段的外表面贴有软木,以承受气动加热。两个推进剂贮箱均采用隔框、蒙皮硬壳式结构。尾段系隔框、桁梁及蒙皮半硬壳式结构。

### 2. 一子级结构

为确保助推器的连接刚度,箱间段进行了结构加强,以便使助推器前连接点不会因受载而破坏。

与长征二号C比较,尾段由于发射支点下移而增加了4根纵向受力大梁。为了提高运载火箭的抗扭刚度及简化结构,取消了原长征二号C的级间杆系段,改为开有排焰舱口的壳段。排焰舱口的开口总面积为3.2平方米,共计有132个开口。

### 3. 二子级结构

为适应有效载荷/整流罩组合体整体吊装,仪器舱由锥形改为圆柱形,仪器的布局基本同长征二号C。除仪器舱外,结构型式同长征二号C。仪器舱高1.4米,系隔框、桁条及蒙皮结构。仪器舱开有一个800毫米×800毫米的操作舱口,可供控制系统平台更换时使用。

### 4. 有效载荷整流罩

有效载荷整流罩的外形及结构布局见图28。它的前锥段采用非金属蜂窝夹层结构;柱段及后倒锥段采用金属蜂窝夹层结构。前锥段具有良好的透波特性。整流罩整体为有效载荷提供良好的防热、隔离噪声的环

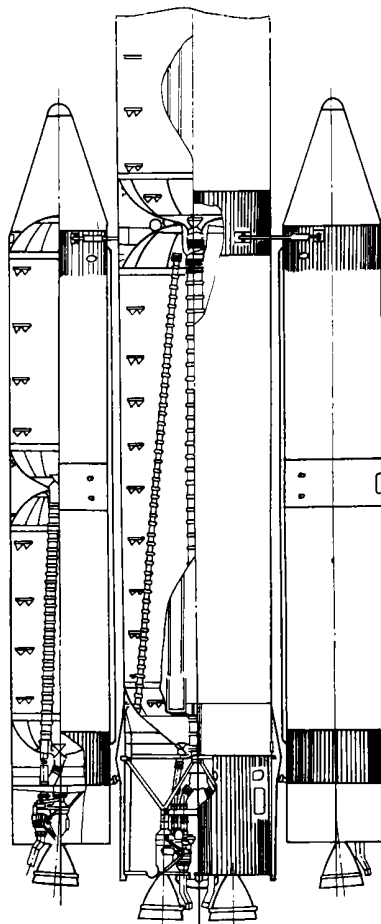


图27 长征二号E助推器总体布局

境条件。

有效载荷与有效载荷整流罩在西昌卫星发射中心的技术中心组装成一体,呈垂直状态整体运输到发射中心。在运输过程中,运输车上的空调净化设备对整流罩进行空调,使有效载荷保持如下的环境:

温度:15~25摄氏度

相对湿度:≤55%

空气洁净度:10万级

到达发射中心后,有效载荷/整流罩组合体整体呈垂直状态起吊到运载火箭二子级上,与运载火箭相连接。

(待续)

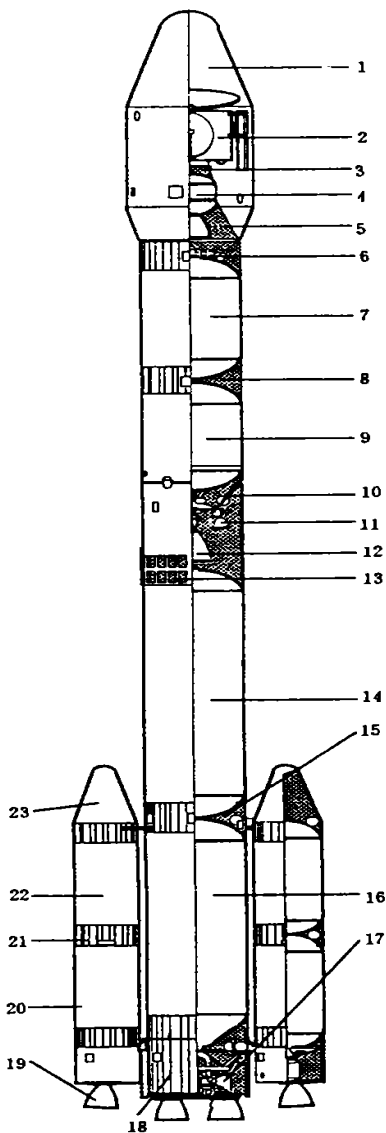


图26 长征二号E总体布局

1. 有效载荷整流罩;2. 卫星;3. 卫星支架;4. 上面级固体发动机;5. 有效载荷支架;6. 仪器舱;7. 二子级氧化剂箱;8. 二子级箱间段;9. 二子级燃烧剂箱;10. 级间段;11. 二子级游动发动机;12. 二子级主发动机;13. 排焰舱口;14. 一子级氧化剂箱;15. 一子级箱间段;16. 一子级燃烧剂箱;17. 一子级芯级发动机;18. 子级尾段;19. 助推器发动机;20. 助推器燃烧剂箱;21. 助推器箱间段;22. 助推器氧化剂箱;23. 助推器前锥