

长征系列运载火箭介绍:

长征二号系列(一)

邱乃庸
朱维增
吴瑞华

概述

长征二号系列运载火箭是中国研制的近地轨道运载器,研制起始时间是1970年。

目前,长征二号系列由长征二号(1974年首次发射)、长征二号C(1982年首次发射)、长征二号E(1990年首次发射)、长征二号D(1992年首次发射)等4种型号组成。其中长征二号已于1979年停止生产,正在使用的长征二号系列运载火箭有长征二号C、长征二号E和长征二号D 3种型号。

长征二号、长征二号C和长征二号E的研制单位是中国运载火箭技术研究院,长征二号D的研制单位是上海航天局。

长征二号及长征二号C

长征二号运载火箭是中国航

表1 长征二号系列总体参数

型号名称	级数	全长(米)	最大直径(米)	起飞质量(吨)	起飞推力(千牛)	运载能力(近地轨道)(公斤)
长征二号	2	31.170	3.35	190	2786	1800
长征二号C	2	35.151	3.35	192	2786	2400
长征二号E	2(带捆绑)	49.686	11.45	462	5923	9200
长征二号D	2	33.667 ^①	3.35	237	2961	3100

①不含整流罩。

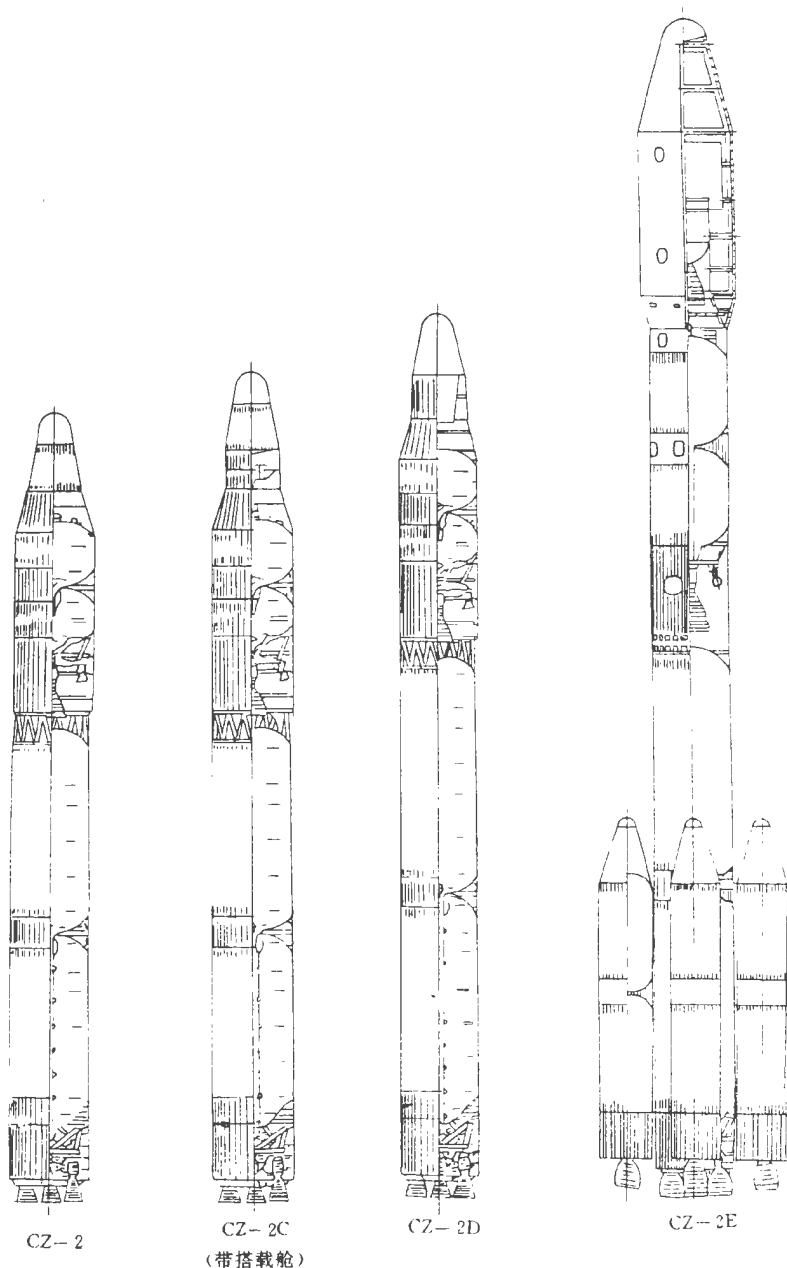


图1 长征二号系列型号汇总图

天运载器的基础型号。在长征二号的技术基础上，发展了长征二号系列运载器、长征三号系列运载器和长征四号系列运载器。

长征二号于 1974 年 11 月 5 日在酒泉发射中心进行了第一次发射。由于火箭上控制系统中的一根导线暗伤断裂，导致姿态失去控制，飞行试验失败。

1975 年 11 月 26 日第二枚长征二号发射成功，将中国第一颗返回式卫星准确地送入预定轨道。

在此基础上，又对长征二号进行了进一步改进设计，使其近地轨道运载能力由 1800 公斤提高到 2400 公斤，并大大提高了运载火箭的可靠性。改进后的长征二号为长征二号 C。

除首次发射外，至 1994 年底，长征二号及长征二号 C 共发射了 14 次（其中长征二号 3 次，长征二号 C 11 次），全部获得圆满成功，成为发射成功率较高的航天运载器。

本文中所叙述的长征二号运载火箭的技术状态和技术数据均系长征二号 C 状态。

一、主要技术性能（见表 2）

二、总体布局

长征二号 C 运载火箭的主要控制设备安装在火箭最前端的仪器舱中，箱间段和级间段也安装有部分控制设备。为使火箭的质心位置尽量靠前以提高静稳定性，一、二子级推进剂贮箱都是将密度较大的氧化剂安排在前，密度较小的燃料安排在后。级间段由壳段和杆系两种结构组成，杆系结构用以在一、二子级进行热分离时顺畅地排放二子级发动

表 2 长征二号 C 的主要技术性能

级数	2	工作时间	130 秒
全长	31. 170 米 (A 型罩) 35. 151 米 (B 型罩)	二子级	
最大直径	3. 350 米	级长	8. 706 米
起飞质量	约 192 吨	直径	3. 350 米
起飞推力	2786 千牛	起飞质量	38. 2 吨
推重比	1. 48	结构质量	3. 2 吨
运载能力	2400 公斤 (200~470 公里近地轨道)	推进剂质量	35 吨
入轨精度 (σ)	(200~470 公里近地轨道)	发动机	YF-22 (主机) 4 × YF-23 (游机)
半长轴偏差	1. 3 公里	推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼
偏心率偏差	0. 00023	真空推力	720 千牛 (主机) 46 千牛 (4 台游机)
轨道倾角偏差	0. 05 度	真空比冲	2834 牛·秒/公斤 (主机) 2762 牛·秒/公斤 (游机)
近地点幅角偏差	1. 7 度	工作时间	112 秒 (主机) 287 秒 (游机)
升交点经度偏差	0. 1 度	整流罩	
一子级		长度	3. 144 米 (A 型) 7. 125 米 (B 型)
级长	23. 720 米	直径	2. 200 米 (A 型) 3. 350 米 (B 型)
直径	3. 350 米	有效容积	3. 6 米 ³ (A 型) 27 米 ³ (B 型)
起飞质量	151 吨		
结构质量	8. 6 吨		
推进剂质量	143 吨		
发动机	YF-21		
推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼		
地面总推力	2786 千牛		
地面比冲	2540 牛·秒/公斤		

机喷出的燃气。电缆、导管均从贮箱外面通过，并对称安置。氧化剂输送管路从燃料贮箱中间穿过。两种整流罩具有不同的对接部位，以适应不同的有效载荷需求。发射支点设在一子级发动机机架的最前端，以利于发射支撑的稳定和传力结构的合理利用。一、二子级的级间分离面设在二子级机架与壳体的连接面处，以便最大程度地减轻二子级的结构质量，提高运载能力。这样，一、二子级就有 3 米长的重合段，级间分离时，二子级发动机及其支架系统需从级间段中脱出。

三、箭体结构

长征二号 C 的箭体结构由整流罩、仪器舱、推进剂贮箱、级间段、箱间段、尾段等部分组成。箭体结构的主要材料是 LD10 铝合金。

1. 一子级结构

一子级箭体结构由级间段、氧化剂贮箱、箱间段、燃料贮箱、后过渡段和尾段组成，结构总质量 8. 6 吨。

尾段是不承力结构，外径 3.35 米，长 2.4 米。圆柱形壳体由蒙皮、桁条和隔框组成。为便于装配，整个尾段壳体由沿纵向分为两半的结构对接组合而成。壳体上共开有 4 个舱口，供安装、

中国航天 1997 年第 8 期

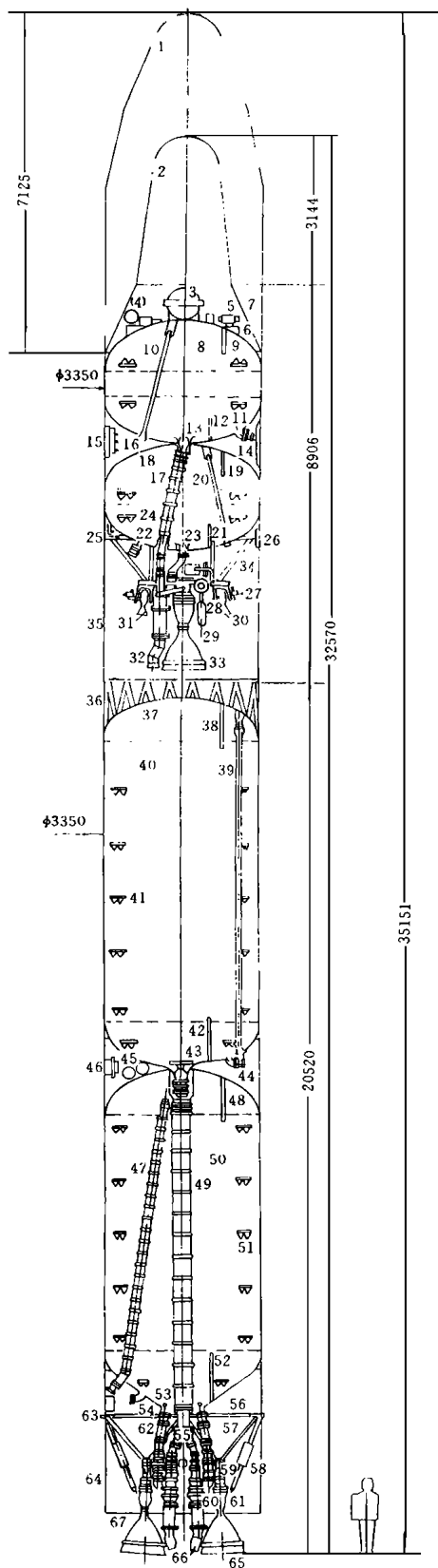


图2 长征二号C布局图

1.B型整流罩;2.A型整流罩;
3.惯性平台;4.气瓶;5.控制
仪器;6.仪器支架;7.仪器舱;
8.氧化剂贮箱;9.加注液位传
感器;10.增压和安全溢出管;
11.防晃板;12.剩余液位传感
器;13.氧化剂输出口及消流
器;14.氧化剂加注口;15.箱
间段;16.遥测、跟踪和安全控
制设备;17.氧化剂输送管;
18.燃料贮箱;19.加注液位传
感器;20.增压和安全溢出管;
21.剩余液位传感器;22.燃料
加注口;23.燃料输出口及消
流器;24.防晃板;25.级间分
离面;26.爆炸螺栓;27.游动
发动机伺服机构(4台);28.游
动发动机涡轮泵;29.涡轮泵
废气排出管;30.游动发动机
(4个推力室);31.主发动机涡轮
泵;32.涡轮泵废气排出管;
33.主发动机;34.发动机支
架;35.级间壳段;36.级间杆
系;37.防热底;38.加注液位
传感器;39.增压和安全溢出
管;40.氧化剂贮箱;41.防晃
板;42.剩余液位传感器;43.
氧化剂输出口及消流器;44.
氧化剂加注口;45.气瓶及安
全控制设备;46.箱间段;47.
增压及安全溢出管;48.加注
液位传感器;49.氧化剂输送
管;50.燃料贮箱;51.防晃板;
52.剩余液位传感器;53.燃料
输出口及消流器;54.燃料加
注口;55.氧化剂五通输送管;
56.发动机机架对接面;57.发
动机机架;58.伺服机构(4
台);59.发动机摆动常平座(4
个);60.涡轮泵(4台);61.发
动机(4台);62.燃料输送管;
63.发射支撑点(4处);64.尾
段;65.发动机喷管;66.涡轮
废气排出管;67.隔热层

检查、维护伺服机构、火工品和动力系统附件用。每个舱口的尺寸为480毫米×480毫米,可供人员出入。尾段底部由“#”字形梁构成骨架,外面敷以由玻璃钢制成的防热板,用以防止发动机喷焰回流到尾舱内烧毁设备。为不影响发动机摆动,在每台发动机的喉部附近装有由硅橡胶制成的软防热裙。为了减小在上升段飞行中尾舱因内、外空气压差而增加的附加应力,在尾段底部安装有4个单向放气阀门。

位于尾段之前的燃料贮箱后过渡段,将下方传来的集聚力

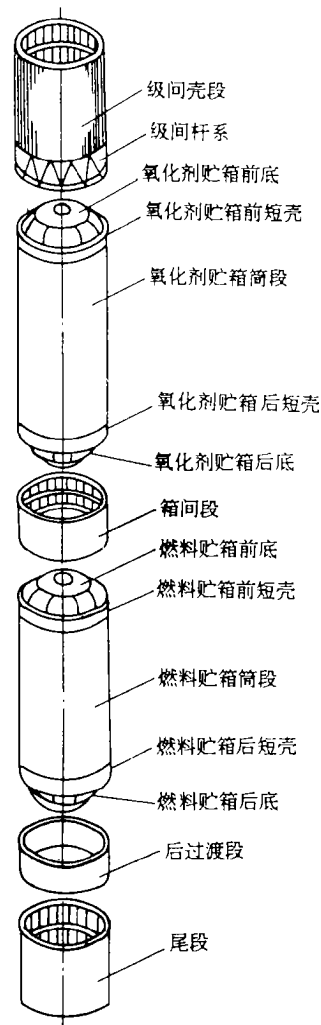


图3 长征二号C一子级箭体结构组成

(发动机推力)扩散成均布力传送到燃料贮箱上。后过渡段的后端面与尾段相连接,同时还与发动机架的上端面相连接。机架上端有4个发射支点。当运载火箭竖立在发射台上时,后过渡段将承受这4个支撑集中载荷,其受力点与发动机推力的受力点相一致。后过渡段壳体由4块材料为LD10的整体加强肋化学铣切壁板焊接而成,外径3.35米,长1.05米。后过渡段前端面通过48颗螺栓与燃料箱后短壳相连,后端面由24颗螺栓与尾段相连。

燃料贮箱是承力式贮箱,主要由前底、筒段、后底和隧道管构成。筒段前面有前短壳,后面有后短壳。贮箱内有防晃板、消漩器、增压和安全溢出管、氧化

剂输送管、加注液位传感器、剩余液位传感器、推进剂温度传感器、增压气体温度传感器、耗尽关机传感器等设施。前底为椭球形,中央开有氧化剂输送管通过口。前底上还开有直径为460毫米的人孔,供人员在加工时出入,另开有加注液位传感器、温度传感器、增压管路等的安装口。筒段由化学铣切的整体壁板焊接而成,外侧光滑,内侧呈网格状,后底呈锥形,半锥角为50度,锥端为半径952毫米的半球。前短壳的后部、筒段前缘和前底边缘三者通过一个“Y”形环焊接在一起。前短壳的前端面以螺栓同箱间段相连。后短壳的前部也是通过一个“Y”形环与筒段后缘和后底边缘焊接在一起,其后端面与

尾段和发动机机架以螺栓相连。燃料贮箱的材料是LD10铝铜合金。隧道管贯穿整个箱体的中心,是氧化剂输送管的通道。在隧道管的顶端有波纹管补偿器,用于装配补偿和温度补偿。

箱间段是氧化剂贮箱与燃料贮箱之间的一个承力壳段,外径3.35米,长1.33米,为蒙皮-桁条-隔框全铆接结构。其上有5个尺寸为438毫米×482毫米的操作舱口,供安装、检查、维护箱间段内的各种仪器设备。

氧化剂贮箱也是承力式贮箱,主要由前底、筒段和后底组成。其筒段结构与燃料贮箱相近,长度较燃料贮箱筒段长。前底为椭球形,由于需承受级间分离时二子级发动机喷焰的作用,其受

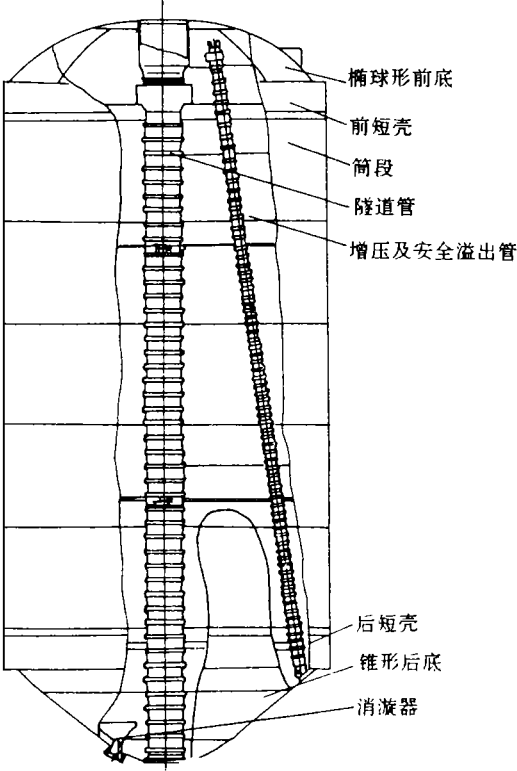


图4 长征二号C一子级燃料贮箱

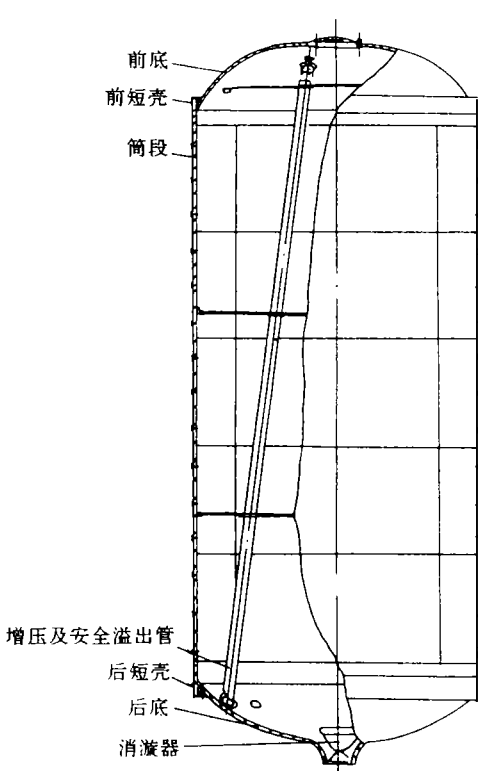


图5 长征二号C一子级氧化剂贮箱

力较大,厚度较厚。为了保证在分离过程中,前底不被发动机喷焰烧损而导致破裂,影响正常分离,在前底外表覆盖了一层由玻璃钢制成的防热罩。防热罩中间厚而边缘薄,由32颗螺栓连接在前短壳上。前底开有直径为460毫米的人孔,供人员在加工时出入,还开有各种传感器及管路的安装口。后底也呈椭球形。

氧化剂贮箱内安装有防晃板、消漩器、增压及安全溢出管、加注液位传感器、增压气体温度传感器、耗尽关机传感器等设施。前、后短壳的连接形式与燃料贮箱相同。氧化剂贮箱的材料是LD¹⁰铝合金。

级间段由级间壳段和级间杆系两部分不同的结构构成。级间杆系由32根直径为60毫米的合金钢管组成,每相邻两根端头相连,构成16个“<”形结构。级间杆系的前端面通过64颗螺栓与级间壳段后端面相连。杆系外径3.35米,长1.4米。级间壳段是蒙皮-桁条-隔框全铆接圆柱形壳体,外径3.35米,长3.2米。壳体上开有尺寸为370毫米×400毫米的4个舱口,用于游动发动机伺服机构的安装、检查和维护。级间壳段上方内侧装有一系列电气插头,以保证一、二子级间的电气连接与分离。级间壳段前端以爆炸螺栓与二子级燃料贮箱后短壳相连。

2. 二子级结构

二子级箭体结构由仪器舱、氧化剂贮箱、箱间段和燃料贮箱等部分组成。

燃料贮箱和氧化剂贮箱均为承力式结构,都由椭球形前、后

底和较短的筒段构成。贮箱内部都安装有防晃板、消漩器、增压兼安全溢出管、液位传感器、温度传感器等。前底上都开有直径460毫米的人孔及其它器件的安装孔。后底也有若干传感器和加注管路的安装孔。燃料贮箱的正中央有供氧化剂输送管通过的隧道管。

二子级发动机机架通过8个连接点共16颗螺栓与燃料贮箱后短壳相连。该后短壳由于承担将发动机架传来的集中力扩散成均布力的任务,其长度较其它部位短壳稍长一些。

两个贮箱均由化学铣切的整体LD¹⁰铝铜合金板焊接而成。

箱间段与一子级箱间段基本相同,为蒙皮-桁条-隔框全铆接结构构成的圆柱形壳体。其上有6个尺寸为438毫米×488毫米的舱口,用于对其内部的仪器和设备进行安装、检查和维护。

仪器舱位于运载火箭本体结构的前端,系承力结构。仪器舱内安装有主要控制仪器及用于增压和供气的气瓶等设备。绝大部分控制仪器都安装在置于氧化剂贮箱前底的环形仪器支架上,惯性平台则置于前底正中部位的安装凸台上。仪器舱壳体总长1.4米,半锥角22度20分,为由蒙皮、桁条、隔框组成的截锥形结构。其前端框外径2.2米,

后端框外径3.35米。当使用A型整流罩时,仪器舱壳体外表面积喷涂有防热层,以防止壳体温度因气动加热而超过允许值。壳体上开有4个可以供人员进出的舱口,用于仪器设备的检查和维护。

3. 搭载舱

当待发射的有效载荷的质量低于长征二号C的运载能力时,可以利用搭载舱搭载发射其它有效载荷。

搭载舱是专门为搭载有效载荷提供服务的舱段,位于主有效载荷与仪器舱之间(主有效载荷使用A型整流罩)。搭载舱的作用是将主有效载荷、搭载有效载荷、A型整流罩和运载火箭连成一体,维持运载火箭外形的完整,提供搭载有效载荷使用空间,并有利于有效载荷入轨后的分离。

搭载舱外径2.2米,高度和

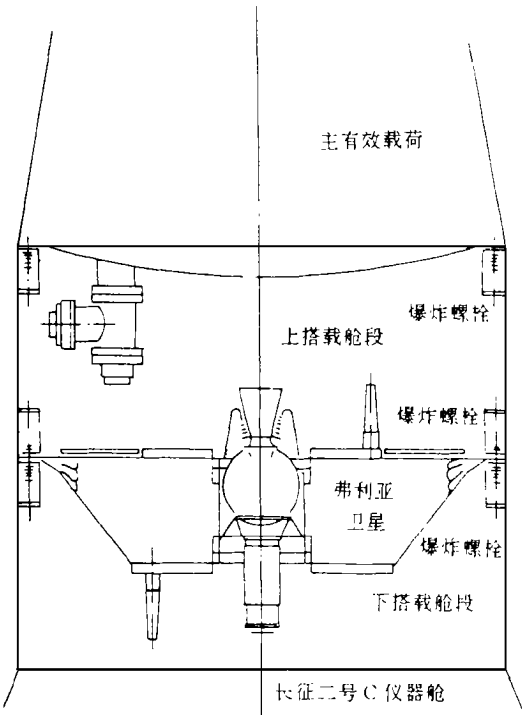


图6 弗利亚卫星的搭载舱

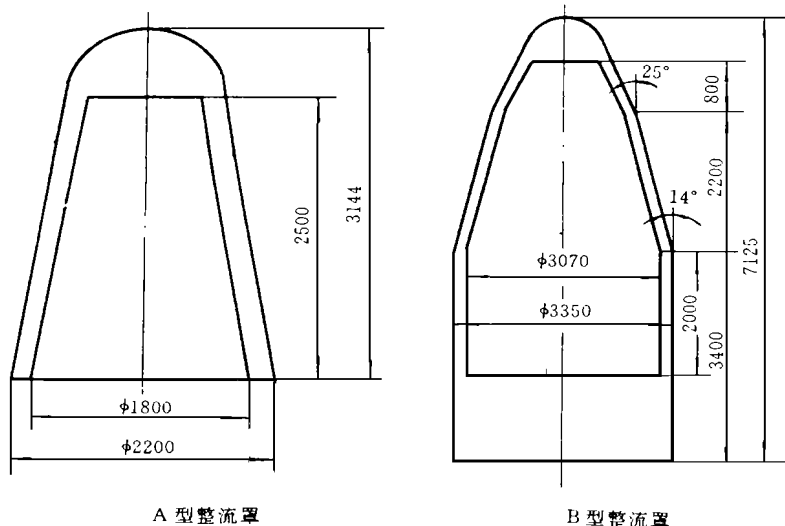


图7 长征二号C的两种整流罩 (单位: mm)

结构形式可按有效载荷的需要进行设计。

为瑞典弗利亚卫星设计的搭载舱外径2.2米,高度1.8米,分上、下两个舱段,每段长0.9米。上搭载舱提供主有效载荷的电气接口和机械接口,设有用于主有效载荷的连接-分离机构(爆炸螺栓)。下搭载舱的下端面通过

32颗螺栓与仪器舱相连接。上、下搭载舱通过4颗爆炸螺栓将弗利亚卫星夹连于二者之间。主有效载荷分离后,运载火箭按照弗利亚卫星的要求进行姿态调整,而后进行上、下搭载舱段的分离,同时实现弗利亚卫星的分离。

4. 轨道转移舱

轨道转移舱的功用是通过轨道转移的办法,将有效载荷送入比长征二号C运载火箭所能达

到的正常轨道更高的轨道。根据有效载荷最终轨道的需要,可以设计成一次转移或二次转移来实现最终轨道要求。目前,长征二号C采用旋转稳定和固体火箭推进的轨道转移舱来实现有效载荷的轨道转移,不希望旋转入轨的有效载荷可在入轨分离前进行消旋。该轨道转移舱既可用于主有效载荷,也可用于搭载有效载荷。

5. 整流罩结构

整流罩内的有效载荷通过转移支架与有效载荷支架相连接。当长征二号C运载火箭发射后穿越稠密大气层时,整流罩保护有效载荷不受高速气流冲刷。穿越大气层后,约在120公里高度,整流罩完成使命而抛离。

长征二号C运载火箭配有A型和B型两种整流罩,以适应不同有效载荷的需要。两种整流罩所提供的有效载荷使用空间有较大的差别。

A型整流罩由纵向连接的两半结构构成,在发射场与运载火箭组装成一体。

A型整流罩结构由端头和锥段两部分组成。端头由酚醛-玻璃布模压而成,锥段为蒙皮-桁条-隔框铆接结构。

A型整流罩的分离构件由爆炸螺栓和火药作动筒组成。爆炸螺栓共有8颗,纵向和横向分离面各4颗。火药作动筒产生分离力,沿纵向分离面分布,共4个。

B型整流罩也由沿纵向分为两半的结构组成,在发射场与有效载荷连同支架组装在一起,然后与运载火箭箭体组合在一起。

B型整流罩的结构由端头、双锥段和筒段三部分组成。端头

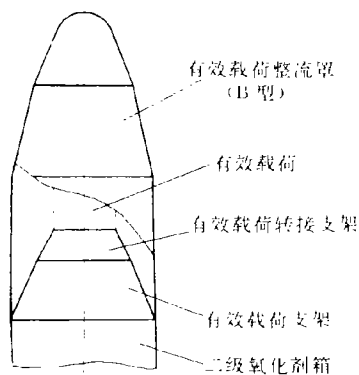


图8 长征二号C前部关系图

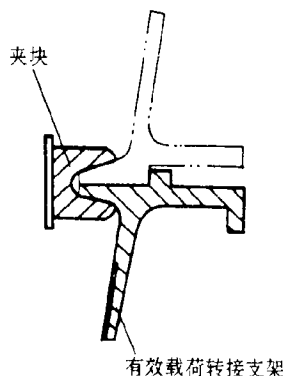
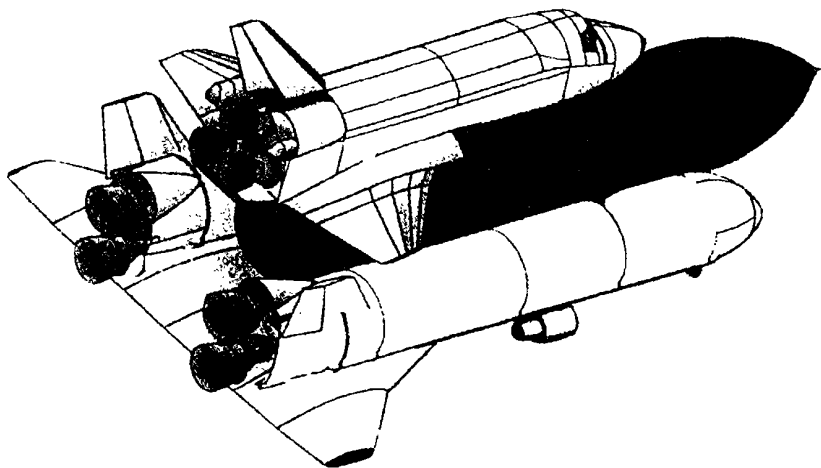


图9 包带式分离机构

波音公司研究航天飞机 用液体助推器



波音公司的液体回收式助推器方案之一将
使用一个独翼和4台发动机

美波音公司正在研究一种供航天飞机使用的液体推进剂回收式助推器设计方案。这种助推器有可能取代目前航天飞机系统所用的固体火箭发动机，从而为航天飞机计划节省大量的费用。这项工作是根据美国航宇局马歇尔航天飞行中心一项100万美元的论证合同进行的。洛克希德·马丁公司也得到了一份研究回收式飞行器设计的合同。据波音公司

航天系统分部总裁米诺尔称，这种可完全重复使用的第一级将使年运行费用降低达4~5亿美元，并改善航天飞机的安全性和性能。

波音公司官员目前还没有为该公司的液体助推器设计方案选定发动机。项目官员称现有的各种发动机可能都满足不了全部技术要求，但他们已对几种现有的发动机方案进行了研究，其中包括推力6700千牛的洛克达因公司F1发动机（原用在土星5火

箭的第一级上）、航空喷气发动机公司的AJ26-800和普惠公司由俄制RD-170发动机改进而来的RD-180发动机。目前该级的推力要求也没有确定。推力要求主要将考虑应急飞行要求、所选的发动机类型和该级要安装的发动机台数。

波音公司的航天系统分部原是洛克韦尔国际公司的航天系统分部。他们的液体助推器方案是在当初设计航天飞机时提出的，
(下转第37页)

由酚醛-玻璃布模压而成，双锥段及筒段均为蒙皮-桁条-隔框铆接结构。在筒段上开有透波窗口，以满足用户对无线电透波性的要求。

B型整流罩的分离机构采用无污染的爆炸索，以保证有效载荷的洁净环境。

有效载荷在整流罩内可使用的净空间为图7中的内空白区域。

当使用A型整流罩时，仪器舱壳体即为有效载荷支架。

当采用B型整流罩时，有效载荷通过转接支架安装到有效载荷支架上。转接支架与有效载荷支架间以螺栓连接，二者对接基准面直径为2.05米。有效载荷转接支架有3种型式：937型与有效载荷的对接直径为937毫米；1194型与有效载荷的对接直径为1194毫米；1497型与有效

载荷的对接直径为1497毫米。937型和1194型在与有效载荷的对接面处均有包带式连接-分离机构。1497型转接支架以螺栓与有效载荷相连接，用来发射自带分离机构的有效载荷。

上述各种转接支架均为截锥形铝合金蒙皮-桁条铆接结构，其后端面通过螺栓与有效载荷支架相连。
(待续)