

学校的理想装备

电子图书·学校专集

校园网上的最佳资源

中国空军



21 世纪初中国应用卫星发展趋势

一、引言

航天技术是人类探索、开发和利用太空以及地球以外天体的综合性工程技术，是本世纪科学技术的重大成就之一，对人类发展的各个领域已经并正在起着巨大的促进作用，已经成为一个国家科学技术、国民经济和国防现代化水平的重要标志之一。特别是应用卫星，在国家经济、政治、军事、科学、文化和社会发展中的地位越来越重要。目前世界上有 50 多个国家参与了航天技术的开发工作，而应用航天技术的国家几乎遍及全球。可以预计，21 世纪初国际上投资发展航天技术尤其是投资发展应用卫星的国家会越来越多，发展规模也会越来越大。

临近世纪之交，各航天国家都在调整并制定 21 世纪初航天发展战略，制定应用卫星发展规划。总的发展趋势是：各国的航天活动将更加注重实效，重视提高本国航天工业在国际市场的竞争能力，不断开发新技术，提高航天器特别是应用卫星的性能水平；国家和企业共同投资的趋势正在扩大，国家投资重点主要是开发未来高新技术，支持技术进步和创新，而企业则积极开发航天产品和应用卫星系统，以在国内、国际市场获取更大效益；随着国际多极化政治格局的形成，越来越多的国家谋求建立独立的军事航天体系；在航天技术开发中，世界各国越来越重视国际合作，国际性的航天计划越来越活跃，航天技术对世界的和平与进步也正在发挥着越来越重要的作用。

可以预计，21 世纪必将是人类航天技术大发展的世纪！

二、世界应用卫星发展的基本趋势

90 年代以来，通信广播卫星、遥感类卫星和导航定位卫星技术均有重大进展，应用的广度和深度在迅速扩大。在通信广播类卫星率先实现商业化之后，遥感类卫星的商业化程度正在加快。特别是小卫星技术的发展，为“更快、更好、更省”地发展应用卫星开辟了新的途径。

1. 通信广播卫星

通信广播类卫星显著的社会效益和经济效益，促使国际上大型航天产业集团进行着激烈竞争，在世界范围内寻求市场，从而推动着新技术、新系统的开发。

通信广播卫星技术的发展具有全方位的特点，可以说是大、中、小卫星，高、中、低轨道并存。静止轨道大型卫星有越来越大的发展趋势，重量将达到 5~7 吨，供电能力将达到 15~20 千瓦，天线口径将达到 12~16 米。大型天线可产生 200~300 个点波束，转发器采用矩阵型大功率放大器，并广泛采用星上处理技术，使天线波束能灵活调整，信道按需分配，频率得到最佳利用，通信容量大增。

全球个人和移动通信较多地使用中、小型卫星，组成中、低轨道星座系统。如铱系统是用 66 颗卫星组网，它很可能成为世界上第一个投入商业运营的低轨道星座系统。中、低轨道卫星现正朝着小型化方向发展，卫星设计趋于

模块化、集成化，研制生产趋于规模化、流水线化。由于更多地采用星上处理、星间链路、多点波束等技术，地面用户终端更趋小型化。

由于卫星通信广播具有覆盖面广、可跨越地理障碍等优势，卫星信息高速公路系统呈现较猛的发展势头，这种系统大多采用 KA 以上高频段，亦称卫星宽带多媒体系统。现国际上出现的这类系统，或者是静止轨道系统，或者是低轨道系统，或者是高低轨道混合系统。

另外，电视、声音直播、数据中继等卫星也将有较大发展。

2. 遥感类卫星

对地球和大气层各种特征和现象进行观测的遥感类卫星，包括气象卫星、地球资源卫星、环境监视卫星、海洋卫星和军事成像侦察卫星等，现在受到越来越多国家的重视，成为人类解决资源、环境和灾害问题以及军事侦察等不可缺少的重要手段，遥感类卫星也因此成为继通信广播卫星之后能进入商业市场的第二大卫星领域。

遥感类卫星的未来发展主要体现在三个方面，即将地球作为一个整体系统进行全面观测；发展分布式星座系统，在强调空间分辨率的同时，进一步提高时间分辨率；卫星遥感的商业化进程将加快。

只有将地球环境、陆地和海洋资源等作为整体系统进行综合观测，才能对人类赖以生存的地球进行全面了解和深入认识。美国和其他国家合作的行星地球使命计划，其核心部分就是由多种卫星构成的地球观测系统，包括静止轨道的 20 多颗卫星，几十种传感器将对地球进行综合观测。为此，大型综合遥感卫星将继续发展。

经济的发展，要求对地球环境、资源等进行高空间分辨率、高时效的动态观测，包括对农作物生长环境、环境变化和自然灾害、军事动态等的观测。在要求较高空间分辨率的同时，重复观测周期要求在几天甚至几小时以内，从而引发了分布式低轨道星座系统的发展。

预计这种系统有可能成为 21 世纪的热点之一。

国际上已有数家商业公司在开发 1 米左右分辨率的商业遥感卫星系统，过去以政府、民用、军用为主发展的局面会有较大改变，今后将扩大政府与商业联合系统，向商业化发展的趋势会更加明显。

卫星传感器的发展，除各种特殊应用场合，将主要发展可见光和超光谱技术，实现立体观测。特别是超光谱技术，由于在矿产、农业、军事上都有极大应用前景，将成为发展热点，谱段将从 20 个左右扩大到 400 个左右，包括可见光和短波红外谱段。合成孔径雷达主要仍将是军用和民用，由于技术复杂和市场的不确定性，商业合成孔径雷达发展不会太快。

3. 导航定位卫星

美国全球定位系统的发展，对于各种交通工具的导航定位、调度和管理，对农业、地质、大地测量等，都有极大的应用价值。除陆续发射 GPS-2R 卫星外，2002 年将开始发射第五代 GPS 卫星(GPS-2F)。预计未来将有更多国家开发利用 GPS 系统。

4. 载人航天和行星探测

今年 11 月，国际空间站将开始发射并进行轨道组装。重达 400 吨的国际空间站建成后，载人航天应用将走入新的发展阶段。

进入 90 年代以来，对月球和火星的探测再次升温。2010 年前主要进行无人月球、火星探测，2020 年前后可能开始载人登月，而载人登火星将是比建立月球基地更远的目标。

5. 小卫星

随着微电子、微机械和高级材料等新技术的迅速发展，卫星小型化和小卫星的发展正在世界上蓬勃兴起。以重量轻、体积小和“更快、更好、更省”为主要目标的小卫星，既可以单颗廉价快速完成专项任务，又可以组成分布式星座完成某些大卫星的任务。小卫星由于采用新设计思路、新技术、新管理模式以及流水线化的制造和生产方式，已成为最活跃、最富于挑战性和具有广阔商业前景的空间技术领域，也是 21 世纪初卫星技术发展的重要趋势。

三、中国应用卫星发展状况

近 40 年来，中国应用卫星以较少的投入取得了巨大成绩。培养了一支研制队伍，形成了初具规模的研制能力。截至 1997 年底，我国研制并成功发射了 40 颗不同类型的卫星。其中返回式卫星技术水平处于世界前列，通信广播卫星达到了中等容量水平，静止气象卫星应用效果良好，卫星性能也已达到 90 年代初国际水平。

为了解决国民经济建设的急需，中国还在研究发展大容量、高功率、多波束、长寿命的通信卫星，并正在开展地球资源、小型科学实验和海洋水色卫星和其他航天器的研制。

1. 返回式遥感卫星

中国曾多次发射返回式遥感卫星，这种卫星的发射和成功返回，已达到 90 年代初国际先进水平，使中国成为世界上继美、苏之后第三个掌握返回式卫星技术的国家。所带回的大量遥感数据和照片，已广泛用于国土普查、地质调查、水利建设、石油勘探、地图测绘、环境监测、地震预报、铁路选线、考古研究等领域，产生了巨大的社会和经济效益。我国还利用返回式卫星进行了 8 次农作物种子搭载试验，共搭载 51 种种子，400 多个品种。经地面多年育种试验，发现从空间返回的种子能够产生有利的遗传变异，具有高产、优质和抗病虫害的诱人前景。

中国的返回式遥感卫星已形成了一个很好的全面试验平台。这种卫星还为国内外用户进行了生物、微重力测量、材料晶体生长、辐射剂量、微生物等多项试验。特别是砷化镓、碲镉汞材料晶体生长和蛋白质晶体试验，均获得圆满成功。

2. 东方红三号通信广播卫星

这是中国中等容量地球静止轨道通信广播卫星，1986 年开始研制，1994 年 11 月发射第一颗，但因星上姿控推力器燃料泄漏，卫星未能定点。1997 年 5 月发射第二颗，成功定点于东经 125 度上空，已用于电视、电话、电报、传真和数据传输等通信业务。

东方红三号卫星主要性能数据如下：

卫星尺寸：2000 毫米 × 1720 毫米 × 2200 毫米；
卫星发射重量：2260 公斤；
卫星干重：945 公斤；
太阳电池阵面积：22.7 米²；
太阳电池翼输出功率：
2049 瓦(初期)；
1688 瓦(后期)；
蓄能系统：镍镉电池；
姿态控制：三轴稳定；
结构：中心承力筒加面板；
通信转发器：C 频段；
信道数：16 瓦 TWTA，6 台 8 瓦 SSPA，18 台；
频率：上行：5925 ~ 6425 兆赫；
下行：3700 ~ 4200 兆赫；
EIRP：33 ~ 37 分贝瓦；
卫星天线：2 米多馈源波束成型天线；
极化：线极化；
卫星寿命：8 年；

3. 风云系列气象卫星

风云一号气象卫星是中国第一代太阳同步轨道气象卫星，主要用于对地球和大气层进行气象探测。卫星采用 901 公里轨道，重 750 公斤，为 1.4 米 × 1.4 米 × 1.2 米柱体，三轴稳定对日定向，有效载荷为甚高分辨率多谱段扫描仪和碲镉汞红外探测器。1988 年 9 月发射第一颗卫星，云图照片图像清晰，纹理清楚，层次丰富。但由于姿控系统故障，第一颗卫星仅正常工作 39 天，第二颗卫星累积有效工作 234 天。

风云二号卫星是中国第一代地球静止轨道气象卫星，1997 年 6 月发射，定点于东经 105 度上空，用于实时监测中国及周边地区天气变化，提高气象预报的准确性、及时性，提供可见光、红外和水汽云图。卫星为圆柱体，重 1360 公斤，采用与东方河邮号甲相同的双自旋稳定方式，工作寿命 3 年。主要装载多通道扫描辐射计、数据收集平台、云图转发器和空间环境监测仪器。特别是多通道扫描辐射计，是目前国内光学孔径最大的星载探测器，在世界上也具有先进水平。

风云二号气象卫星通过星上 S 波段转发器转发高分辨率数字展宽云图、低分辨率云图，进行天气图像传真广播，供国内外气象台站接收利用；收集气

象、水文和海洋等气象资料；监测太阳活动和卫星所处轨道的空间环境。

4. 资源一号地球资源卫星

资源一号卫星是中国与巴西合作的第一代传输型地球资源卫星，计划 1998 年底发射。

该卫星可用于监测国土资源变化，更新全国地形图，测量耕地面积，进行城市规划；估计森林蓄量，监视农作物长势、产量，草场载畜量；监测自然和人为灾害，快速查清洪涝、地震、风沙等破坏情况及变化，估计损失，提出对策；为沿海、内地经济开发、滩涂利用、水产养殖、环境污染等提供动态情报，同时勘探地下资源；圈定黄金、石油、煤炭和建材等资源区，为资源的合理开发提供依据。

资源一号卫星主要技术性能如下：

重量：1450 公斤

功率：1100 瓦

轨道：778 公里太阳同步轨道

寿命：3 年轨道倾角：98.504 度

稳定方式：三轴稳定

有效载荷：五谱段 CCD 相机，四谱段红外多光谱扫描仪，二谱段宽视场成像仪，空间环境监测器。

5. 实践五号科学试验小卫星

实践五号是正在研制的科学试验小卫星。其性能指标是：

轨道高度：870 公里太阳同步轨道

轨道倾角：98.9 度

整星质量：340 公斤

卫星尺寸：1100 毫米 × 1200 毫米 × 1040 毫米

太阳能电池阵输出功率：

376 瓦(初期)

354 瓦(末期)

蓄电池：17 安时 × 19

姿态控制三种模式：

·对日定向三轴稳定

·对日定向自旋稳定(安全模式)

·对地定向三轴稳定(技术试验)

S 波段测控体制

设计寿命 > 3 个月

有效载荷：11 台试验设备

6. 海洋水色小卫星

1980~1995 年期间，只有美国风云-7 卫星装载了海洋水色探测仪器(CZCS)，这种仪器出故障后，国际上竟出现有 10 年时间没有星上海洋水色遥感能力的状况。从 1996 年开始，日、印、俄、美先后发射了这种卫星，现在越来越多的国家在发展这种系统。

为了更好地开发海洋资源，我们也正在研制海洋水色小卫星。

卫星平台的技术指标是：

卫星轨道：798 公里准太阳同步轨道

倾角：98.8 度

卫星质量：< 350 公斤

卫星尺寸：1100 毫米 × 1200 毫米 × 700 毫米

太阳电池阵：350~490 瓦输出功率

蓄电池容量：25 安时

卫星控制：三轴稳定

GPS 接收机：单点定位精度 100 米

S 波段测控体制

在轨寿命：2 年

有效载荷：一台十波段红外水色扫描仪，

一台四波段 CCD 相机

四、21 世纪初中国应用卫星展望

中国是一个发展中国家，经济建设和社会发展对应用卫星有着广泛的需求。在面向 21 世纪的发展中，我们将从基本国情和国力出发，选择有限目标，突出重点，力求用较少投资，发展国民经济建设急需的应用卫星，促进解决人口、资源、环境等社会经济发展中的问题。在满足国内需求的同时，也将为国际市场提供有限的产品和服务。为了加快发展，我们也竭诚欢迎多种方式的国际合作。

21 世纪初，中国国民经济将更加稳健发展，向现代化迈进，这就需要继续依靠科技进步和发展高技术产业，推进国民经济信息化。而应用卫星是信息获取、处理、传输、分发应用的重要领域，是一个国家实现科技进步和现代化的重要途径，是急待发展的高技术产业之一。

21 世纪初，我们的目标是逐步建成几个国民经济急需的、长期稳定运行的应用卫星系统，使得有些应用卫星在轨道上始终保持一定的数量。除尽可能延长卫星寿命外，还要具备及时发射接替卫星的能力，保证应用不间断。还要研制和发射新的卫星，以满足国内用户多方面需求，并努力为世界经济和科技发展作出贡献。

1. 扩大通信广播卫星系统，进一步提高卫星通信能力

在东方红三号卫星的技术基础上，进一步发展大容量、高功率、多波束、长寿命的通信广播卫星。通信频段将向 L、Ku 和 KA 频段发展，并研究发展直播、区域移动通信等卫星，以满足电视广播与教育、固定与移动通信、计算机多媒体通信等多方面需求。

2. 发展环境资源和卫星灾害监测系统

我们将在资源一号卫星的基础上，开发新遥感器，扩展遥感波段，研制海洋卫星等新型卫星。

风云气象卫星系列将继续发展，最终建成由极轨气象卫星和静止气象卫星组成的长期稳定运行的气象卫星系统。

发展有可见光(红外)和微波遥感能力的小卫星星座系统，实现高分辨率、全天候、全天时的地球环境监测能力。结合环境、资源、海洋和气象等卫星，综合应用于自然灾害的监视与预测。

3. 开发导航定位卫星系统，提供区域导航定位能力

在利用 GPS 的基础上，我们还在研制由 2 颗静止轨道卫星组成的双星导航定位系统，为我国的车辆、船只、飞机等提供导航定位服务，进一步提高交通运输指挥、调度能力和效率。

4. 扩大利用并改进返回式卫星，开发空间微重力资源

中国将继续利用返回式卫星为国内外用户提供科学试验搭载服务，进行生命科学实验和微重力材料加工研究。并将返回式卫星改装成空间育种等实验卫星，继承返回式卫星技术，发展其他航天器。

5. 发展小型、低成本卫星

为适应空间探测、科学技术试验和亚太地区国际合作的需要，我们还将将在实践五号和海洋水色小卫星的基础上，发展小卫星公用平台，配之以小型有效载荷，根据需要发射新型小卫星。有条件时，也可能发展小型月球探测器。

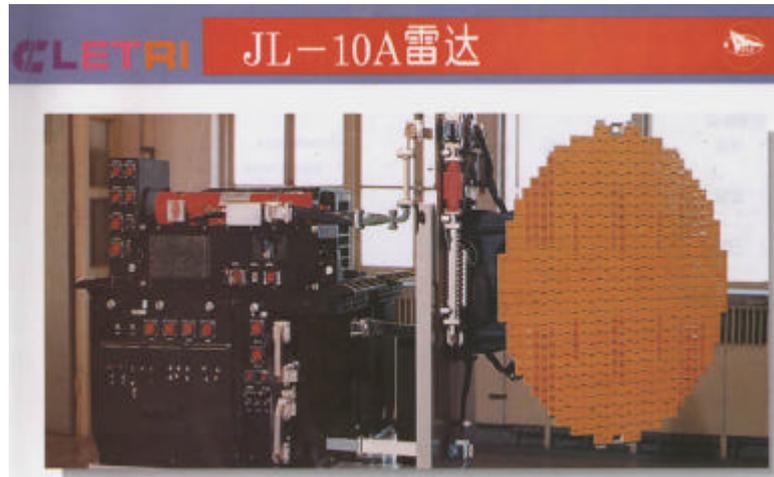
为实现上述目标，我们将优先发展卫星有效载荷技术。作为决定卫星应用性能的有效载荷技术，因涉及到机、电、光、热等多学科前沿技术，更新快，难度大，必须适当超前发展，为此要加强预先研究和基础技术开发。

我们将特别重视发展卫星公用平台技术，利用已有的平台和研制基础，建成几种通用化、系列化和模块化平台，以适应不同种类有效载荷配置，加快应用卫星发展。

在国际社会的发展中，中国的发展离不开世界，世界的繁荣也需要中国。卫星技术的发展也是如此。面向 21 世纪，我们要全方位、多层次、多渠道地开展国际空间技术交流与合作，努力与国际空间技术接轨，加强与各国空间技术机构和空间工业界的交往，学习吸收国际上的先进技术和管理经验，加快发展中国的空间技术。

21 世纪将是世界空间技术大发展的世纪，为更好地开发空间资源，造福人类，让我们世界各国携起手来，共同奋斗！

JL — 10A 雷达



JL — 10A 雷达是一部具有高、中、低波形的脉冲多普勒体制机载火控雷达，具有 11 种工作方式，可很好地完成空中中近距离拦截，近距格斗，对地攻击，对海攻击和辅助导航任务。高重频边搜索边测距工作方式最适于迎头中近距离下视下射拦截，边搜索边跟踪方式可用于多目标攻击，波束锐化方式可提高地形测绘的分辨力，有利于对地攻击。

搜索：上视 80km 下视 54km
跟踪：上视 40km 下视 32km
扫描：方位 $\pm 60'$ 俯仰 $\pm 60'$
工作频率：X 波段

便携式地空导弹及其发展

当代高技术局部战争和地区性的高技术有限作战表明，空中威胁主要来自低空和超低空的突袭攻击与盘旋侦察。最低飞行高度一般在 10~100 米之间，甚至达到树梢或楼、塔之高的冒险高度。拦截在这种高度上飞行的目标，如果使用体积庞大、发射程序复杂的高空地空导弹显然是不合适的，因而小巧、灵便、机动性高、反应迅捷的便携式地空导弹便应运而生并日益成为野战防空主要的拦截兵器。

便携式地空导弹自 50 年代研制以来，在近 40 年的发展历程中，已经历了三代，目前正在向第四代发展。它们在超低空点防御中发挥着非常重要的作用，成为超低空飞行目标的克星。本文将首先对世界上的几种主要便携式地空导弹进行分析，在此基础上，对未来便携式地空导弹技术的发展趋势进行预测。

国外几种主要的便携式地空导弹

便携式地空导弹经过近 40 年发展，至今已研制了约 30 种型号，其代表型号有美国的红眼睛和尾刺，前苏联及俄罗斯的箭和针系列，英国的吹管、标枪、流星和耀星，法国的西北风，日本的凯科，以及瑞典的 RBS 系列。

美国的红眼睛导弹开创了地空导弹一个新的发展领域，即单兵携带肩射式近程低空防空导弹。红眼睛采用光学瞄准和红外自导引。美国于 1959 年开始研制，1966 年装备部队，主要用于前沿阵地防空和点防御，适合于对付低空慢行目标。它具有操作轻便、灵巧实用的优点。缺点是只能白天作战，不能全天候作战，只能尾追射击，不能迎面射击，没有敌我识别器，没有抗电子干扰能力，攻击高速目标能力差，无法与先进的飞机抗衡。

1972 年，美国在制导系统、动力装置、战斗部等方面进行改进，于 1978 年完成了第二代型号尾刺的研制。它与红眼睛的不同之处在于采用了高动力装置和灵敏度红外导引头，增加了敌我识别器。因此，尾刺射程和速度均大于红眼睛，既能尾追攻击也能迎面攻击，具有全向攻击能力和较好的抗电子干扰能力，极大地提高了作战性能，但也只能白天使用，不能全天候作战。

尾刺在服役几年后，便难以再抗衡具有较强红外干扰能力的目标了。面对空袭目标迅变的形势，美国于 1987 年和 1989 年相继推出了尾刺 POST 和尾刺 RMP。

尾刺 POST 创造性地运用了由微处理器控制的先进被动光学导引技术，导引头采用了玫瑰花形扫描光学系统和红外/紫外双色探测器，制导装置能收集更多的信息，用红外、紫外能景比率鉴别红外干扰和不利背景源，大大提高了目标的探测能力和抗红外干扰能力，极大地增强了尾刺导弹的作战性能。尾刺 RMP 除了继承了 POST 的优点外，还成功地运用了可编程控制微处理器，既可通过外部操作对制导与对抗软件重新编程以对付突然出现的空中威胁，又可使该导弹系统有能力对付漏网敌机和较近敌机，定位目标更加准确，抗各种红外干扰能力更强。

前苏联到 1991 年解体时为止，共研制了箭 2、箭 3、针 1 和针等型号的便携式地空导弹。

1966 年开始服役的箭 2 是前苏联研制的首种便携式地空导弹。箭 2 用目视机械瞄准和红外自导引，只能白天使用，以尾追射击方式对付低空慢行目

标，尤其是对付直升机特别有效，也可以多联装在履带车或轮式装甲车上进行单射和齐射。1970年，前苏联推出了箭2的改进型箭2M，主要区别是箭2M的导引头发射灵敏度比箭2提高了1倍，使截获目标的距离增加了40%；其次是在红外导引头上加装了滤光片，可以把不同于飞机热能的其它信号滤掉，提高了灵敏度和抗背景干扰能力；此外，还改进了动力系统，使导弹有更大的速度和射程。

1973年前苏联推出了箭3。此型号的主要改进部位在导引头，用节流制冷锑化铟探测器取代原有的硫化铅探测器，降低了因热而产生的噪声，增大了导弹射击正面攻击目标的距离，抗背景干扰能力也有所提高。1981年，针1研制成功并装备部队。由于采用了许多新技术，如导弹头部加装针状杆以降低阻力；控制系统引入控制发动机，在导弹射出筒后用它改变姿态转向命中点，省去了射手发射时加前置量的动作，方便了使用；引信增加引爆发动机剩余装药的功能，以提高对目标的毁伤效果；把敌我识别应答机纳入发射机构，天线装在发射筒内等，使导弹有较理想的作战空域，较好的飞行性能、使用性能和作战效果。但是由于不具备抗红外人工干扰能力，箭3和针1同属第二代便携式地空导弹系统。

1983年，在针1导弹的基础上前苏联推出了第三代针。针除了继承了针1的所有优点外，还创新地采用了双波段导引头。导引头内的信息处理系统实现了电子一体化并可传输两路信号。这两路信号处理电路不仅被全部集成化，还采用微组装结构且配有目标识别逻辑部件。这样既减轻了导弹的重量，提高了可靠性，又使导弹具有抗红外人工干扰能力。在逻辑部件中还加装了转移导弹瞄准点程序装置，保证导弹在击中目标的最后时刻，使导弹的瞄准点从飞机的发动机排气管转移到机翼连接点的机身中部，使目标无法躲开攻击而确保杀伤效果，提高了命中精度。1993年以后，俄罗斯陆续推出了针的改进型：针D、针N和针S。三种型号的筒装导弹及发射筒均被改成两部分，每件长度都不超过1.1米，这样既便于空运，又便于携带。N型具备了基本型和D型的所有性能，而且增强了杀伤性；S型是N型的发展型，进一步提高了抗击固定翼飞机、直升机、巡航导弹等各种目标施放红外干扰的能力。

英国研制便携式地空导弹比美苏晚，于1973年研制出了以手动无线电指令制导为主、以红外跟踪测角制导为辅的第一代便携式地空导弹吹管。该导弹既能迎面射击，又能尾追射击，并装有敌我识别器，能识别敌我。导弹能装破片杀伤、空心装药两种不同的战斗部和近炸、触发两种引信，既能攻击空中目标，又能攻击地面目标，具有良好的通用性。

1984年，英国又推出了第二代便携式地空导弹标枪。与吹管不同的是，标枪采用了新型战斗部、远程大推力两级火箭发动机、新式小型视频和微信息处理技术，制导方式为半自动无线电指令制导。导弹不仅可用于地面部队，更适合用于海军舰艇部队。

80年代中期，英国采用激光波束制导代替无线电指令制导，用装有激光接收机、信号处理机和发射机的吊舱代替导弹尾部的曳光管，用新型激光发射机代替地面设备的电视跟踪器，研制了标枪导弹的高级型耀星导弹。耀星系统可靠性高、维修保养简单，具备较强的抗干扰能力、较高的制导精度和跟踪精度。其缺点是激光传播衰减大，作用距离没有无线电指令制导远。1988年，英国以标枪为基础，在战斗部、制导体制和发动机三方面同时采用创新技术，成功地研制了“三飞镖、双制导、超高速”的流星导弹系统。它的主要特点是

战斗部含三个飞镖式的动能子弹头，以子弹头的动能和炸药爆炸的综合效应摧毁目标；采用两级固体火箭发动机，使导弹速度可达4马赫的超高速；制导体制为半自动无线电指令和激光波束的复合制导。这大大提高了导弹的作战性能，具备了攻击现有便携式地空导弹不能攻击的目标的能力。

法国研制便携式地空导弹较晚，但却博采众长，继承创新，研制了具有自身特点的高性能便携式地空导弹系统西北风。西北风的主要特点如下：

- 采用四元阵列被动红外寻的导引头。该导引头可在两个红外波段工作，具有很强的敏感能力和抑制光诱饵信号能力，能够探测、跟踪从任何角度迎头逼来的、有红外屏蔽的直升机，导弹发射前能够锁定目标，大大提高了导弹抗红外干扰的能力和作战性能。

- 采用以钨珠为预制破片的高能杀伤战斗部，有较强的摧毁力。

- 弹上引信为激光近炸引信，能够精确测高，防止早炸，也可触发引信，并装有延时自毁装置。

日本利用先进红外成像技术，于1991年率先研制成功利用红外凝视成像制导的具有初步智能化的便携式地空导弹。该弹采用双模成像寻的装置，既可以采用红外成像制导，又可以采用可见光成像制导，导弹既能尾追攻击，又能迎头攻击低热能目标，大大提高了导弹的作战性能和抗干扰能力。

瑞典从70年代开始，独辟蹊径，研制出了便携式地空导弹的新品种RBS70和RBS90两种型号，其主要特点是：

- 采用激光波束制导与激光近炸引信，能够抗各种电子干扰，且具有较好的低空性能。·搜索、跟踪目标时有专用配套雷达。

- 采用三通道稳定控制系统。

- 采用无烟发动机，作战过程不辐射电磁波，使系统的整个作战特征减至最小程度，系统具有很强的生存能力。

- 具有前视红外和电视跟踪设备，具有较强的适应能力。

此外，RBS90比RBS70具有更大的射程和更大的射高，速度更快、威力更大、精度更高。

发展趋势

由于便携式地空导弹所要对抗的兵器正向命中高精度化、飞行远程化和高速化、构造隐身化和制造智能化发展，所面临的战场环境将异常复杂，所面对的目标将诡计多端。因此，便携式地空导弹的发展趋势应是：积极采取有效措施，适应复杂多变的战场环境，开发能够抗击现在和未来超低空突袭目标的武器系统，尽快由单纯反飞机向反飞机反导弹并重的方向发展。

1. 采用新技术，使导弹具有全向攻击能力

早期研制的红外寻的制导的便携式地空导弹，如红眼睛、箭2，只能尾追跟踪热点源，无法尾追攻击速度高的喷气式飞机，且不能实施迎面攻击，作战性能受到限制。近年来研制的型号提高了导引头灵敏度，导弹不但能侧向攻击，而且能迎头攻击，具有全向攻击的能力，如西北风等。

2. 为导弹研制配套使用的预警雷达分系统

成功拦截目标的前提是及早探测出目标。射手通过瞄准镜探测目标，其距离是非常有限的，仅在3~4公里以内。便携式地空导弹的系统反应时间一般都

在 5 秒以内，若目标速度达到 2 马赫以上，靠人工预警是无法确保导弹系统所必需的反应时间的。只有在 8~10 公里以外探测到目标，才能确保导弹系统所必需的反应时间。

3. 采用红外凝视成像制导，实现真正的发射后不管

便携式地空导弹若要在有限的时间内将目标摧毁，需要导弹具备一定的智能化制导能力，即导弹系统能够自动进行目标探测、识别、判定并实施自适应控制和主动式控制。为在便携式地空导弹上实现上述性能，当前的主要努力方向就是研制红外凝视成像制导系统和开发相应的以微处理器为基础的自适应制导技术。红外凝视成像制导是靠目标与背景辐射率的不同来探测目标的，其制导信息源是热像，比红外点源制导具有更强的抗干扰能力，可实现全向攻击，外界干扰非常困难；比红外线阵成像制导在性能上更为先进；与可见光成像相比，红外更易于穿透雾、霾，其探测距离可增加 3~6 倍，命中精度高，能识别敌我目标。

特别是红外凝视成像的探测器与微处理器集成一体化后，不但能进行信号探测，而且能做复杂的信号处理。如把它和模式识别装置结合起来，导弹就能完全自动地从图像信息中识别目标。因此，便携式地空导弹的制导系统正由红外点源制导或红外阵列成像制导向红外成像凝视转变，红外被动寻的制导导引头的探测器数量正从单元向多元发展。在多元中，正从线阵光机扫描向凝视面阵电子扫描发展。探测器元数的增加可提高灵敏度，凝视成像制导方式还为减轻重量、提高信噪比提供了可能。

4. 适应系列化、标准化、通用化、模块化趋势，实现一弹多用

为节省人力、物力、财力，减少科研费用，降低生产成本，简化后勤保障，便于平时装备和战时补给，对付不断出现的新的威胁和适应瞬息万变的战场环境，强调一弹多用，实现三军通用，具有重要的军事意义和明显的经济意义。如英国将吹管导弹发展成多联装的潜空和舰空导弹；法国的西北风有便携式、车载式和舰空式，实现了三军通用。

5. 研制高性能火箭发动机，发展高速导弹

为对付高速空袭目标，便携式地空导弹的速度也必须相应地大幅度提高。目前的现役导弹中，只有流星导弹的飞行速度实现了超高速，达到 4 马赫的高速度，其余型号均为 2 马赫左右。提高便携式地空导弹速度的办法是研制高性能发动机。目前，正在发展的可行技术方案就是采用双推力推进系统，使导弹可持续高速飞行。这种推进系统可提供两阶段推力，而且重量轻、总冲大、建立推力快、排烟红外辐射特征小，能满足射程和射速的要求。双推力的间隔时间可以根据需要进行变化。只有超高速便携式导弹才能明显缩短拦截时间，增大杀伤范围，而且特别适合于拦截发现晚而速度快的空袭目标。

6. 采用高效率的横行推向控制系统

为尽可能躲避地面防空火力的拦截，现代空袭兵器常常采用高速机动战术，现代便携式地空导弹所采用的气动控制方法已难以满足对付快速机动目标的要求，而横向推力控制系统可以满足导弹高速机动飞行的需要。这种推力系统由燃气控制制动器和固体燃料微型喷气发动机构成。它利用固体推进剂燃烧喷射

的燃气进行导弹机动控制。

7. 提高快速反应、机动、部署和高射速以及全天候作战能力

针对现代空袭的高速闪电和饱和攻击等战术特点，便携式地空导弹系统可通过越野车辆快速运输和支架多联装发射进行对抗；而且可通过 C3I 系统和监视系统相结合，提高系统的快速反应能力。借助于越野轻型车载运导弹系统，可实现快速机动和部署；通过支架多联装发射可以对付饱和攻击。通过增加红外跟踪装置可满足夜间射击需要，实现系统的全天候作战。

8. 便携式地空导弹有取代低空近程地空导弹的趋势

下世纪，低空近程和便携式两种类型的导弹可能将合二为一。由于电子装置日趋小型化，信息处理能力的逐渐提高以及推进技术、控制技术、战斗部技术的不断完善，便携式地空导弹的性能指标日益接近低空近程地空导弹的指标。为此，北约 8 国已签订协议联合研制超近程/近程地空导弹系统，在 2010 年后取代西北风、尾刺、流星、长剑、罗兰特和响尾蛇等便携式和近程地空导弹系统。由此可以预测，新一代便携式地空导弹系统在 2010 年后将具备低空、超低空两个空域的作战能力。

结束语

自 60 年代箭 2 在苏伊士运河初显身手，到海湾战争以及波黑维和行动，便携式地空导弹无不向人们展示了其在防空中的重要作用。由于现代空袭突防主要集中在低空、超低空领域，大、中型地空导弹系统虽可起到防御“威慑”作用，但是真正管用的还是高性能的便携式地空导弹系统。从现代防御以超低空领域为主这个角度看，新一代便携式地空导弹在未来防空中，将具有重要的战略地位和作用。

长征系列运载火箭飞行一览表

| 序号 | 运载火箭名称 | 发射日期 | 卫星名称 |
|----|--------|------------|-------------|
| 1 | 长征一号 | 1970.04.24 | 东方红一号科学试验卫星 |
| 2 | 长征一号 | 1971.03.03 | 实践一号科学试验卫星 |
| 3 | 长征二号 | 1974.11.05 | 返回式卫星* |
| 4 | 长征二号 | 1975.11.26 | 第1颗返回式卫星 |
| 5 | 长征二号 | 1976.12.07 | 第2颗返回式卫星 |
| 6 | 长征二号 | 1978.01.26 | 第3颗返回式卫星 |
| 7 | 长征二号丙 | 1982.09.09 | 第4颗返回式卫星 |
| 8 | 长征二号丙 | 1983.08.19 | 第5颗返回式卫星 |
| 9 | 长征三号 | 1984.01.29 | 试验卫星* |
| 10 | 长征三号 | 1984.04.08 | 东方河邳号试验通信卫星 |
| 11 | 长征二号丙 | 1984.09.12 | 第6颗返回式卫星 |
| 12 | 长征二号丙 | 1985.10.21 | 第7颗返回式卫星 |
| 13 | 长征三号 | 1986.02.01 | 东方河邳号通信卫星 |
| 14 | 长征二号丙 | 1986.10.06 | 第8颗返回式卫星 |
| 15 | 长征二号丙 | 1987.08.05 | 第9颗返回式卫星 |
| 16 | 长征二号丙 | 1987.09.09 | 第10颗返回式卫星 |
| 17 | 长征三号 | 1988.03.07 | 东方河邳号甲通信卫星 |
| 18 | 长征二号丙 | 1988.08.05 | 第11颗返回式卫星 |
| 19 | 长征四号 | 1988.09.07 | 风云一号气象卫星 |
| 20 | 长征三号 | 1988.12.22 | 东方河邳号甲通信卫星 |
| 21 | 长征三号 | 1990.02.04 | 东方河邳号甲通信卫星 |
| 22 | 长征三号 | 1990.04.07 | 亚洲一号通信卫星 |
| 23 | 长征二号捆 | 1990.07.16 | 巴基斯坦科学试验卫星 |
| 24 | 长征四号 | 1990.09.03 | 风云一号气象卫星 |
| 25 | 长征二号丙 | 1990.10.05 | 第12颗返回式卫星 |
| 26 | 长征三号 | 1991.12.28 | 东方河邳号甲通信卫星* |
| 27 | 长征二号丁 | 1992.08.09 | 第13颗返回式卫星 |
| 28 | 长征二号捆 | 1992.08.14 | 澳普图斯B1通信卫星 |
| 29 | 长征二号丙 | 1992.10.06 | 第14颗返回式卫星 |
| 30 | 长征二号捆 | 1992.12.21 | 澳普图斯B2通信卫星* |
| 31 | 长征二号丙 | 1993.10.08 | 第15颗返回式卫星 |
| 32 | 长征三号甲 | 1994.02.08 | 实践四号科学实验卫星 |
| 33 | 长征二号丁 | 1994.07.03 | 第16颗返回式卫星 |
| 34 | 长征三号 | 1994.07.21 | 亚太一号通信卫星 |
| 35 | 长征二号捆 | 1994.08.28 | 澳普图斯B3通信卫星 |
| 36 | 长征三号甲 | 1994.11.30 | 东方红三号通信卫星 |
| 37 | 长征二号捆 | 1995.01.26 | 亚太二号通信卫星* |
| 38 | 长征二号捆 | 1995.11.28 | 亚洲二号通信卫星 |
| 39 | 长征二号捆 | 1995.12.28 | 艾科斯达一号通信卫星 |
| 40 | 长征三号乙 | 1996.02.15 | 国际708通信卫星* |
| 41 | 长征三号 | 1996.07.03 | 亚太一号A通信卫星 |

| | | | |
|-----|--------|---------------------|--------------|
| 4 2 | 长征三号 | 1 9 9 6 . 0 8 . 1 8 | 中星七号通信卫星 * |
| 4 3 | 长征二号丁 | 1 9 9 6 . 1 0 . 2 0 | 第 1 7 颗返回式卫星 |
| 4 4 | 长征三号甲 | 1 9 9 7 . 0 5 . 1 2 | 东方红三号通信卫星 |
| 4 5 | 长征三号 | 1 9 9 7 . 0 6 . 1 0 | 风云二号气象卫星 |
| 4 6 | 长征三号乙 | 1 9 9 7 . 0 8 . 2 0 | 马部海通信卫星 |
| 4 7 | 长征二号丙改 | 1 9 9 7 . 0 9 . 0 1 | 铱星模拟星 (双星) |
| 4 8 | 长征三号乙 | 1 9 9 7 . 1 0 . 1 7 | 亚太二号 R 通信卫星 |
| 4 9 | 长征二号丙改 | 1 9 9 7 . 1 2 . 0 8 | 铱星 (双星) |
| 5 0 | 长征二号丙改 | 1 9 9 8 . 0 3 . 2 6 | 铱星 (双星) |

注：* 表示部分失败或完全失败 《人民日报》 [1 9 9 8 0 4 1 1 G]

长征系列运载火箭介绍：长征一号系列

韩厚健

【编者按】我国于1970年4月24日用自己研制的长征一号运载火箭将东方红一号卫星送入太空，揭开了中国航天发射的序幕。目前我国已拥有长征一号、二号、三号 and 四号（含风暴一号）4个系列的运载火箭，退役、现役和在研型号共有13个，而且已经打入了世界商业发射市场。为了使广大读者能更详细和系统地了解我国运载火箭技术的发展历程以及各型号火箭的性能特点，本刊从本期起，将连续刊登“长征系列运载火箭介绍”系列文章，转载宇航出版社1996年版《世界航天运载器大全》的有关内容。限于篇幅，转载时将有部分删节。另外，各种数据（包括飞行纪录）将以原书为准，恕不更新。

概述

长征一号系列包括长征一号和长征一号D两个型号。它们都是三级运载火箭，主要用于发射近地轨道小型有效载荷。

长征一号于1965年开始研制。1970年4月24日，长征一号发射了中国第一颗人造地球卫星——东方红一号。以后还进行了A、B、C、D四种状态的研制。90年代投入商业发射的火箭是长征一号D。

长征一号的一、二子级采用液体火箭发动机、惯性制导、三轴姿态稳定；三子级采用固体发动机、自旋稳定，无制导。长征一号D是长征一号的改进型，主要改进是：提高了一子级性能，更换了二、三子级发动机及推进剂，并且将三子级改为既可自旋稳定姿态又可三轴姿态稳定和惯性制导的可控火箭。

长征一号初期由中国第七机械工业部第八研究院负责总体设计，1967年11月改由中国运载火箭技术研究院研制。长征一号D也由中国运载火箭技术研究院研制。

表1__系列型号总体参数和运载能力

| 型号名称 | 级数 | 全长(米) | 直径(米) | 起飞质量(公斤) | 起飞推力(千牛) | 起飞推力(千牛) |
|-------|----|-------|-------|----------|----------|----------------------|
| 长征一号 | 3 | 29.86 | 2.25 | 81570 | 1020 | 300(自旋) |
| 长征一号D | 3 | 28.22 | 2.25 | 81075 | 1101.2 | 930(自旋) 750(三轴稳定) |

长征一号：440公里圆轨道，倾角70度；长征一号D：300公里圆轨道，倾角57度。

长征一号

长征一号1970、1971年共发射两颗卫星，成功率100%。

一、主要技术性能(见表2)

表2__长征一号的主要技术性能

| | | |
|---|--|--|
| 级数_____3 全长_____29.860 米 翼展_____3.810 米 起飞质量__81570 公斤 起飞推力__1020 千牛 推重比_____1.275 运载能力__300 公斤(440 公里圆轨 _____道, 倾角 70 度) 入轨精度__近地点 440 公里 时, 高度 _____偏差 ± 4 公里, 轨道面倾 _____角偏差 ± 1.5 度 | 二子级 级长_____7.486 米 直径_____2.250 米 子级质量__13550 公斤 结构质量__2270 公斤 推进剂质量_11210 公斤 发动机_____YF-3 推进剂_____硝酸-27S/偏二甲肼 真空推力__294.2 千牛 真空比冲__2746 牛·秒 /公斤 工作时间__102 秒 | 整流罩 长度_____4.630 米 直径_____1.500 米 结构质量__270 公斤 有效容积__约 2.0 立方米 |
| 一子级 级长_____17.835 米 直径_____2.250 米 子级质量__65250 公斤 结构质量__4070 公斤 推进剂质量_61070 公斤 发动机_____YF-2 推进剂_____硝酸-27S/偏二甲肼 海平面推力_1020 千牛 海平面比冲_2349 牛·秒/公斤 工作时间__140 秒 | 三子级 级长_____4.565 米 直径 固体发动机__2.250 米 裙端_____1.500 米 子级质量__2200 公斤 结构质量__400 公斤 推进剂质量__1800 公斤 发动机_____GF-02 推进剂_____聚硫橡胶 固体推进剂 真空总冲__4440 千牛·秒 真空平均推力_111.0 千牛 真空平均比冲_2472 牛·秒/公斤 工作时间__约 40 秒 | |

二、总体布局

长征一号三级火箭为串联布局，从箭尾至箭顶依次为一子级、二子级和整流罩（内含三子级）。

一子级为圆柱壳，从上至下分别为级间段、杆系、氧化剂贮箱、箱间段、燃料贮箱和尾段。液体火箭发动机通过机架与燃料贮箱后过渡段相连。尾段下部装有燃气舵，外侧对称固定安装 4 个稳定尾翼。

二子级为“锥 2 柱”壳，锥壳半锥角 9 度。上部是锥形仪器舱（上、下舱

总高1.75米),舱内安装有一、二级动力段和滑行段控制、测量及安全自毁设备。中部是共底贮箱。

上贮箱装燃料,下贮箱装氧化剂。下部是高1.9米的尾段。液体火箭发动机通过机架与贮箱锥形后底连接。尾段内装有电池及外弹道测量跟踪系统的雷达应答机。4个燃气舵安装在尾段的燃气舵舵圈上。

整流罩为“锥2柱”壳,半锥角25度。三子级主体为直径0.177米的固体火箭发动机。其上部是仪器架。架中央的弹射器用来固定、支持有效载荷(卫星)。三子级通过锥裙与二子级相连。

长征一号各级之间以及有效载荷与三子级之间均用爆炸螺栓连接。一、二子级采用热分离,二、三子级采用冷分离。整流罩与三子级之间解锁后,由火药弹射筒平抛离开箭体。

卫星则依靠三子级上的弹射器分离。

三、箭体结构

箭体结构包括一、二、三子级结构和整流罩。

1.一子级结构

一子级结构包括“壳体2杆系”级间段、氧化剂箱、箱间段、燃料箱及其后过渡段、尾段。

氧化剂箱长7.5米,直径2.125米,容积27.7立方米。箱体为LF62M防锈铝合金焊接的承压容器。前、后贮箱箱底均为长、短轴之比为1.14的椭球壳,后底开有4个带漩涡消除器的推进剂出口。贮箱侧壁装有防晃板。

燃料箱长6.36米,直径2.25米,容积23立方米。材料和贮箱箱底尺寸与氧化剂箱相同。贮箱侧壁为化铣壁板焊成的圆筒壳。

箱间段、燃料箱后过渡段、尾段均为半硬壳结构,材料都是LY12硬铝合金。

级间段总高1.6米。上部筒壳是LY12半硬壳结构,下部杆系由16根30CrMnSiA合金钢管焊成。一、二子级分离时,二子级发动机的燃气从杆系中排出。为保护一子级氧化剂箱不被烧穿,贮箱前底外装有玻璃防热套。

2.二子级结构

二子级结构包括仪器舱、贮箱和尾段。

仪器舱总高1.75米,锥形半硬壳结构。距下端0.2米处设有一横梁,支持惯性仪器基座。大部分仪器悬挂在舱壁上。为方便检查、更换舱内的仪器设备,全舱开有两排共6个舱口。仪器舱壳体材料为LY12。

贮箱总长3.5米,共底结构。共底上部是燃料箱,容积4.6立方米,下部是氧化剂箱,容积为5.3立方米。共底上凸,能承受0.111兆帕的负压。下贮箱后底是半锥角48度的模锻锥形底。其中央开有人孔,输送管从此孔口盖中央引出。锥形底下端固定二子级液体火箭发动机,承受294.2千牛的发动机推力。燃料输送管沿氧化剂箱外壁进入贮箱后过渡段并进入发动机泵口。两个贮箱的推进剂出口处都装有漩涡消除器。贮箱侧壁装有防晃板。贮箱材料为LF62M防锈铝合金。贮箱后过渡段为高0.8米的半硬壳结构。壳内安装10个钛合金气瓶,贮存高压氮气。

尾段高1.9米,是由8根大梁和桁条构成的加筋壳体。大梁下端是连接级间爆炸螺栓的接头。尾段下部装着舵圈,其上安装4组舵机和燃气舵。尾段

壳体材料为 LY 12。

3. 三子级结构

三子级结构由仪器支架和转接锥组成。

仪器支架高 0.49 米，底部直径 0.77 米。上部是杆系，杆顶装卫星弹射器。弹射器由镀金内壳、外壳、压缩弹簧、爆炸螺栓 4 部分组成。内、外壳法兰用两个爆炸螺栓联接。

镀金内壳用螺栓与卫星固连。爆炸螺栓解锁后，压缩弹簧将镀金内壳和卫星一起弹出，实现星箭分离。支架下部是圆形板。支架下端框与固体发动机固连。支架材料为 LY 12。支架上装程序机构及遥测、外测设备。

转接锥高 0.29 米，半锥角 45 度，半硬壳结构。锥体上端框与三子级固体发动机连接，下端框与二子级仪器舱前端框相连。转接锥在火箭一、二级飞行时支撑第三级火箭，材料为 LY 12。

4. 整流罩整流罩由两个半罩扣合而成。

两个半罩用 6 个爆炸螺栓连接。罩体上部是玻璃钢锥壳，长 11.2 米；下部筒壳是 LY 12 铝合金材料制成的半硬壳结构。整流罩顶部、尾部各置两对火药作动筒供抛罩使用。罩体尾部用 4 个爆炸螺栓与二子级连接。

四、推进系统

火箭推进系统由一、二子级液体发动机及推进剂增压输送系统和三子级固体发动机组成。

1. 一子级推进系统

(1) 发动机

YF-2 发动机由并联总装在一个机架上的 4 台独立工作的 YF2-1 单机组成。每台 YF2-1 单机自成独立系统。发动机采用偏二甲肼 + 硝酸 2.275 自燃推进剂，海平面推力 1020 千牛，海平面比冲 2349 牛·秒/公斤，真空比冲 2607 牛·秒/公斤，推进剂总流量 434.4 公斤/秒，混合比 2.46，工作时间约 140 秒，全机质量 1180 公斤，最大外轮廓尺寸（高度 × 直径）为 21.655 米 × 2.25 米。发动机系统图见图 1。

YF2-2 采用闭式涡轮泵供应系统，主、副系统采用同种推进剂，涡轮转速 16500 转/分。推力室采用夹层钎焊结构，主要材料为耐热合金钢。推力室头部用燃料内冷却，身部夹层由氧化剂进行再生冷却。此外，发动机还包括起动、推力调节等系统。发动机阀门采用电爆管控制，起动、转级、关机迅速。

YF-2 发动机首先起动 1 号分机，0.3 秒后再起动 2 号分机。两种推进剂起动阀门打开后，推进剂在贮箱增压压力及液柱静压下向发动机腔道充填。0.85 秒后，火药起动器药柱点燃，燃气吹动涡轮，泵开始工作，两种推进剂进入推力室自燃点火并向主级工作状态过渡。此时，涡轮逐渐被燃气发生器产生的燃气驱动。当发动机受到外界及内部偶然因素干扰时，压调器、稳定器使其自动恢复到稳定工作状态。发动机关机分两步：首先使压调器进入末级工作状态，推力减半，然后关闭断流阀门，切断推进剂供应，终止推力。

(2) 输送系统

YF2-2 发动机采用泵压式输送系统。氧化剂泵入口压力为 0.1333 兆帕，燃料泵入口压力为 0.1265 兆帕。氧化剂箱、燃料箱各有 4 个出口，各通过

4根输送导管进入泵口。导管材料为LF6-M。为补偿尺寸偏差和结构变形，导管中间装多根不锈钢补偿软管。

(3) 增压系统采用氮气增压。

冷氮气贮存在20兆帕压力的合金钢高压气瓶中。气瓶总容积0.44立方米。

电爆阀门打开后，高压气瓶中的冷氮气经过减压进入氮气加温器。发动机涡轮废气引入氮气加温器将氮气加热到约270摄氏度，通过增压管道送入贮箱增压。氧化剂贮箱最高增压压力（即保险阀门打开压力）为0.294兆帕，燃料贮箱最高增压压力为0.255兆帕。

(4) 火工品发动机起动

断流阀门、火药起动机、压调器及增压系统的开启阀门均用电爆管控制。

其发火电流为2安，安全电流0.2安。

2. 二子级推进系统

(1) 发动机

YF23发动机是在YF21单机基础上设计的高空发动机，主要变化有：加装玻璃钢喷管延寿，使喷管面积比由10增加到48.2；涡轮泵组由燃烧室上方移到侧面，使发动机总长度缩短；涡轮废气改从喷管内排出；采用小型机架将推力传至贮箱锥底；采取了可靠的高空点火措施。

YF23发动机真空推力2941.2千牛，真空比冲2746牛·秒/公斤（改进后，真空推力为320.2千牛，真空比冲为2814牛·秒/公斤），推进剂流量113.77公斤/秒，混合比2.48，工作时间102秒。发动机质量350公斤，最大外轮廓尺寸（高度×直径）为2.445米×1.55米。

(2) 输送系统同一子级。其中氧化剂泵入口压力为0.304兆帕，燃料泵入口压力为0.245兆帕。

(3) 增压系统同一子级，但改用钛合金气瓶。系统总容积0.2立方米，共用10个气瓶（每个气瓶容积20升，质量8.6公斤）。氧化剂箱最高增压压力0.432兆帕，燃料箱最高增压压力约0.314兆帕。

(4) 火工品同一子级。

3. 三子级推进系统三子级采用FG-02固体火箭发动机。发动机总长4.0米，直径0.77米，总质量2056公斤，装药量1800公斤，真空总冲约4440千牛·秒，真空平均比冲约2472牛·秒/公斤，工作时间约40秒。工作时火箭旋转角速度180转/分。

发动机采用聚硫橡胶推进剂。壳体由高强度合金钢焊接而成，壁厚2.5毫米。内绝热层材料为石棉酚醛。在圆管形药柱外包覆了丁腈橡胶。发动机采用固定式单喷管，由高硅氧酚醛玻璃钢制造。喉衬材料为石墨。

发动机用小火箭式点火器点火。点火药系速燃的聚硫推进剂。

五、制导和控制系统

长征一号飞行分为第一、二级动力飞行、第二级滑行和第三级加速飞行三个阶段。除第三级加速的火箭自旋稳定，箭上仅靠时间指令装置控制外，其余都由装在二子级火箭上的全惯性控制系统控制。

1. 制导系统

制导系统采用位置捷联补偿纵向制导加坐标转换横向导引和法向导引方

案。在第二级火箭关机时，制导系统控制关机参数，使第三级火箭能滑行到预定的点火位置和具有精确的点火初速。

制导系统由加速度计（包括陀螺加速度计、回路放大器、整形放大器）、数字计算装置、模拟计算装置、横法向仪（包括横向加速度计、法向加速度计、横法向放大器）组成。

此外，制导系统还接收水平陀螺仪、垂直陀螺仪的、信号。系统组成见图 2。

制导原理如下：火箭按预定视速度关机。关机方程包括火箭纵向视速度和 3 个补偿量。陀螺加速度表测出火箭纵向视加速度，经数字计算装置积分后送入关机控制电路，构成关机主量，向发动机发出一级关机预令和主令、二级关机主令。3 项补偿分别补偿关机时间偏差、常值偏差（如起飞质量偏差、发动机推力偏差等）和随机干扰（如阵风等）。

加速度计纵向采用气浮陀螺加速度计，横、法向采用摆式加速度计。计算装置包括数字计算装置和模拟计算装置两部分。前者由加速度存贮器、可逆计数器、积分运算器组成，完成视速度装订、存贮和视加速度积分运算。模拟计算装置包括数模转换器、变系数及脉冲调制器和乘法器。其功用是在射前进行 3 个补偿系数装订并在飞行中实施补偿。装置中各种逻辑电路多采用晶体管分立元件，因而较重，总质量达 6 5 公斤。

2. 姿态控制

系统敏感元件包括水平陀螺仪、垂直陀螺仪、速率陀螺仪及横法向仪。中间装置是由整流校正网络和综合放大器组成的 3 套变换放大器，分别对一级、二级动力飞行段及滑行段姿控参数进行变换放大。执行机构由 8 套舵机及滑行段姿控冷气喷射电磁阀组成，它们分别带动 8 个燃气舵和控制 8 个冷氮气喷管。

水平陀螺仪、垂直陀螺仪都是静压气浮轴承支撑的二自由度陀螺仪。前者测量俯仰角偏差，后者测量偏航、滚动角。

3. 三子级控制

电路三子级没有控制系统，仅有一组控制电路，完成第三级火箭起旋、固体火箭发动机点火、卫星分离以及整流罩的解锁和抛射工作。电路由两个钟表机构、配电盒和电池组成。

三子级火箭的起始姿态由二子级姿态控制系统保证。二、三级分离后 3 秒，起旋火箭点火，使第三级转速达到 1 8 0 转/分。经过 3.5 秒，固体火箭发动机点火。工作约 4 0 秒后，发动机耗尽熄火。火箭与卫星分离时，俯仰及偏航姿态角不超过 4 度。

六、遥测和跟踪系统

二子级火箭上装有一套遥测系统和一套跟踪系统。三子级上装一套简化的遥测和跟踪系统。

1. 遥测系统

二子级上装有 B W Y - 3 大容量遥测系统，测量一、二级飞行中 3 0 0 多个参数。三子级上的简易遥测系统测量 2 2 个参数。

B W Y - 3 遥测设备采用以时分制为基础的混合调制体制。数字量及高精度缓变参数使用脉码调制（P C M），低精度大容量速变参数使用脉幅调制（P A M），载波为调频（F M），即 P A C M - F M 制。测量距离不低于 1 8 0 0 公里。

遥测系统框图如图 3。系统有多个中间装置进行信号转换。其中，控制系统脉冲信号经过准数字化中间装置分频后，再进行高、低位模数相加，送往缓变通道传输。

发射场的 108 乙中心计算机实时处理遥测数据。主要飞行参数用记录仪实时显示出来。

2. 跟踪系统

采用连续波雷达测速、单脉冲雷达定位的无线电外弹道测量跟踪系统。

连续波测量跟踪系统测量火箭飞行速度。地面上设一个雷达主站和两个副站。二子级火箭上装一部发射功率 2 瓦的连续波雷达应答机。3 个站收到的信号与固定发射信号比较，就可得到与火箭飞行速度成正比的多普勒频率，从而及时测量出火箭飞行速度。

单脉冲测量跟踪系统包括地面上一台精密跟踪雷达和二子级火箭上的单脉冲雷达应答机，其发射功率大于 30 瓦，可实时对火箭定位。

在二子级火箭上还装有一部导引雷达应答机。它可对连续波雷达和单脉冲雷达实施波束导引，便于捕获目标。应答机发射功率约 800 瓦。

上述雷达均在厘米波段工作。

3. 三子级遥测跟踪系统

三子级上装有一套简易的遥测和跟踪系统，包括一套主交换子、小型发射机及单脉冲雷达应答机，用于测量第三级飞行的 2 个遥测参数。

七、自毁系统

为保证航区安全，火箭一、二级飞行时可按指令实时自毁。火箭自毁系统自成独立系统。

(1) 延时自毁在一子级发动机收到“关机预令”的同时，副控制器发出一子级延时自毁指令。经钟表机构延时 175 秒，爆炸器引爆，炸穿氧化剂、燃料两个贮箱，剩余推进剂混合，将工作完毕的一子级火箭在空中炸毁。二子级延时引爆原理与一子级相同，只是延时时间为 483 秒。

(2) 姿态失稳自毁在水平陀螺仪和垂直陀螺仪的内、外环上分别装有两对自毁触点。当火箭三个姿态角超出允许范围 (± 10 度) 时自毁触点闭合，火箭自毁 (起飞后 10 ~ 60 秒立即爆炸；60 秒至二级“预令”延时 15 秒爆炸)。如果火箭飞行程序发生故障，不能按要求转弯，水平陀螺仪上的安全触点不能及时断开，程序故障自毁电路随即接通。

(3) 地面安全控制除箭上自毁系统外，火箭还可以按接收的地面指令炸毁。当火箭飞出预定安全管道且不可纠正时，地面发出的安全自毁指令通过箭上 4 个全向天线进入安全指令接收机，经处理后引爆箭上爆炸器，将火箭炸毁。

八、电源与配电系统

控制系统、遥测系统和跟踪系统各有自己独立的电源与配电系统。其组成均包括直流电池 (一次电源)、晶体换流器、配电器 (分主、副及程序配电器) 及电缆网。各分离面上均使用通电脱落和机械强制脱落的分离插头座。

全箭各系统共装银锌电池 10 个，工作电压均为 2.8 ± 0.3 伏，其中二子级控制系统用的最大工作电流为 100 安。供惯性器件使用的高精度换流器输出

电压 40 ± 2 伏，频率精度为 1.5×10^{-4} 。

一级级电源配电系统质量 115 公斤，二级级 140 公斤。

九、典型飞行程序

东方红一号卫星发射飞行程序如表 3。

| 时间 (秒) | 程序 |
|----------|---|
| T-20.00 | 各级遥测系统开机 |
| T+0.00 | 火箭起飞 |
| T+18.00 | 一级飞行程序转弯开始 |
| T+112.00 | 一级飞行程序结束,火箭定轴飞行 |
| T+137.06 | 一级发动机“关机预令”,推力减半 |
| T+140.43 | 一级发动机“关机主令”,发动机关闭 |
| T+140.93 | 一、二级火箭分离(距地面高度 60.9 公里) |
| T+141.23 | 二级火箭姿态控制系统开始工作 |
| T+147.06 | 二级飞行程序转弯开始 |
| T+161.56 | 抛掉头部整流罩 |
| T+170.06 | 二级飞行程序结束 |
| T+238.05 | 二级发动机“关机预令”,推力减半 |
| T+240.36 | 二级发动机“关机主令”。滑行段飞行开始,滑行段姿态控制系统开始控制 |
| T+270.36 | 统开始控制 |
| T+404.36 | 滑行段程序转弯开始 |
| T+480.36 | 滑行段程序转弯结束 |
| T+505.36 | 三级火箭加电 |
| T+513.69 | 三级程序起动 |
| T+516.69 | 二、三级火箭分离 |
| T+520.19 | 起旋火箭点火,三级火箭起旋到额定转速 180 转/分 |
| T+579.00 | 三子级固体火箭发动机点火(离地面高度 443.9 公里) 卫星与三子级火箭分离,卫星入轨 |

十、飞行记录 (见表 4)

表 4 长征一号火箭飞行纪录发射

| 发射日期 (年.月.日) | 国际天文 代号 | 卫星名称 | 质量(公 斤) | 近地点 (公里) | 轨道参数 | |
|-----------------|------------|-------|------------|-------------|-------------|-------|
| | | | | | 远地点 (公里) | 倾角(度) |
| 1970.4.24 | 1970 34A | 东方红一号 | 173 | 439 | 2384 | 68.5 |
| 1971.3.3 | 1971 18A | 实践一号 | 221 | 266 | 1826 | 69.9 |

长征系列运载火箭介绍：长征二号系列

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。改进后的长征二号称为长征二号 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。

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 | 31.17 0 | 3.35 | 190 | 2786 | 1800 |
| 长征二号 C | 2 | 35.15 | 3.35 | 192 | 2786 | 2400 |
| 长征二号 E | 2(带捆绑) | 49.68 6 | 11.45 | 462 | 5923 | 9200 |
| 长征二号 D | 2 | 33.66 7 | 3.35 | 237 | 2961 | 3100 |

不含整流罩。

一、主要技术性能（见表 2）

表 2 长征二号 C 的主要技术性能

| | |
|---|---|
| 级数-----2 全长-----31.170 米(A 型罩) -----35.151 米(B 型 罩) 最大直径-----3.350 米 起飞质量-----约 192 吨 起飞推力-----2786 千牛 推重比-----1.48 运载能力-----2400 公斤 (200~470 公里近地轨道) 入轨精度() ----- (200~470 公里 近地轨道) 半长轴偏差-----1.3 公里 偏心率偏差-----0.00023 轨道倾角偏差-----0.05 度 近地点幅角偏差----1.7 度 升交点经度偏差----0.1 度 | 二子级 级长-----8.706 米 直径-----3.350 米 起飞质量-----38.2 吨 结构质量-----3.2 吨 推进剂质量-----35 吨 发动机-----YF-22(主机) -----4×YF-23(游机) 推进剂-----四氧化二氮/偏 二甲肼 真空推力-----720 千牛(主机) -----46 千牛(4 台游机) 真空比冲-----2834 牛·秒/公 斤(主机) -----2762 牛·秒/公斤(游 机) 工作时间-----112 秒(主机) -----287 秒(游机) |
| 一子级 级长-----23.720 米 直径-----3.350 米 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 工作时间-----130 秒 | 整流罩 长度-----3.144 米(A 型) -----7.125 米(B 型) 直径-----2.200 米(A 型) -----3.350 米(B 型) 有效容积-----3.6 米 ³ (A 型) -----27 米 ³ (B 型) |

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、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，将下方传来的集中力（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、消旋器、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2桁条2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2桁条2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2桁条2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，用于对其内的仪器和设备进行安装、检查和维护等。

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 3 2 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接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2 玻璃布模压而成，锥段为蒙皮-桁条2 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。端头由酚醛2 玻璃布模压而成，双锥段及筒段均为蒙皮2 桁条2 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 2105 米。有

效载荷转接支架有 3 种型式：9 3 7 型与有效载荷的对接直径为 9 3 7 毫米；1 1 9 4 型与有效载荷的对接直径为 1 1 9 4 毫米；1 4 9 7 型与有效载荷的对接直径为 1 4 9 7 毫米。9 3 7 型和 1 1 9 4 型在与有效载荷的对接面处均有包带式连接分离机构。1 4 9 7 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。

长征系列运载火箭介绍： 长征二号系列（三）

邱乃庸；朱维增；吴瑞华

五、分离系统

1. 级间分离

长征二号 C 的级间分离采用热分离方式。

当级间分离程序开始时，首先起动二子级发动机，然后关闭一子级发动机。当二子级的 Y F - 2 2 发动机推力达到预定推力、一子级 Y F - 2 1 发动机推力减小到预定推力时，连接一子级和二子级的爆炸螺栓同时起爆，一、二子级在二子级发动机喷流和推力的作用下开始分离，二子级发动机的喷焰从级间杆系和分离面处排出。二子级 Y F - 2 2 发动机的喷管从级间壳段中最后脱离出来，实现分离。

在级间分离面上有 1 2 颗爆炸螺栓将两子级连接在一起，所有螺栓对称分布在 8 个连接点上。爆炸螺栓置于能防止爆炸后的螺栓飞出的防护盒内，以保证分离的安全。

表 3 __ 长征二号 C 星箭分离程序

| 时间（秒） | 事件 |
|-------|-------------|
| T+0 | YF-23 发动机关机 |
| T+3.0 | 包带锁紧爆炸螺栓起爆 |
| T+3.1 | 分离反推固体火箭点火 |
| T+3.6 | 星箭分离结束 |

2. 星箭分离

卫星与有效载荷转接支架的连接采用包带式连接机构，用 2 颗锁紧爆炸螺栓将包带锁紧，使卫星与转接支架牢固连接。分离时，将两颗锁紧爆炸螺栓引爆，包带解锁，使卫星与运载火箭实现机械脱离。

星箭分离的分离力由安装在二子级箭体末端的 4 枚反推固体火箭提供。每枚反推固体火箭点火工作 0.5 秒，使分离后的二子级运载火箭箭体产生 1 ~ 1.5 米 / 秒的分离速度，实现与卫星的分离。星箭分离程序见表 3。

六、制导和控制系统

长征二号 C 制导和控制系统由制导系统和姿态控制系统组成。

1. 制导系统

制导系统的功用是：控制火箭沿预定轨道飞行，当达到预定的运动参数，满足有效载荷精确入轨的要求时，关闭发动机，使有效载荷按预定要求准确入轨。

制导系统的具体任务是：1) 控制火箭按预定的程序转弯；2) 完成程序飞行的控制，保证关机时的程序角；3) 当火箭达到预定的关机特征量时，控制发动机关机。共发出三次关机信号，分别关闭一子级发动机、二子级主发动机和游动发动机；4) 导引火箭按预定的轨道飞行。

制导系统的主要设备是惯性平台和数字计算机，称为平台 2 计算机制导系统。

(1) 平台系统

平台系统的功用是：

1) 建立与发射点的大地坐标系相重合的、在飞行过程中始终保持的惯性坐标基准。建立这个惯性基准的目的，是为装在台体上的加速度计和姿态角传感器的测量提供计量基准。

2) 测量并输出火箭飞行中沿 3 个方向的视速度增量信号（以正、负脉冲的形式表示），供关机、导引用。安装在平台台体上的 3 个加速度计分别测量惯性坐标系 3 个方向的视加速度，经一次积分得到视速度，并以脉冲电压形式输送给计算机，供关机和导引用。

3) 测量并输出火箭飞行姿态角信号，供姿态稳定系统用。装在平台上的角度传感器输出与箭体姿态角成比例的电信号给变换放大器，经变换放大后输送给伺服机构，带动发动机摆动，减小箭体飞行姿态偏差

4) 给出程序飞行控制信号。计算机按预定的飞程序，以脉冲形式发出程序指令信号，送给平台上的程序机构，由程序机构将角度信号转换成响应的电压信号，送至综合放大器后，控制伺服机构，驱动发动机摆动，使火箭按预定的程序转弯。

5) 当火箭在飞行中发生不可挽回的故障时，发出自毁信号。

本系统所用的平台为三轴气浮陀螺稳定平台，由平台结构系统、平台稳定系统、初始对准系统、加速度测量系统、姿态角测量系统、步进电机程序机构、自毁触点和附属装置组成、

(2) 计算机

计算机的功用是：

1) 以 3 个方向的加速度计信号为输入，定时计算关机方程，求出关机余量；当其小于预定值时，发出关机信号。

2) 以 3 个方向的加速度计信号为输入，定时计算导引方程，输出导引信号。

3) 按预先存贮的程序，发出程序脉冲信号，送至平台程序机构。

4) 在火箭起飞前完成所需的测试和自检任务；完成飞行诸元数据装订。

制导系统的工作原理是：

1) 关机控制安装在平台台体上的 3 个加速度计测量出加速度，并转换成电脉冲形式，送入计算机按关机方程进行求和计算，尔后与存贮在存贮器里的标准关机脉冲相减。当把与子级关机相对应的脉冲全部减完时，计算机发出子级发动机关机指令信号。

2) 程序转弯控制火箭起飞后垂直上升，8 秒开始由计算机制导程序控制，按标准轨道设计的要求，给平台程序机构发出程序脉冲，控制火箭按照要求进行

程序转弯。

3) 导引控制加速度计输出脉冲进入计算机后,按导引方程进行计算,并实时地和事先装在存储器里的标准轨道相比较,得出偏差值,把火箭导引到标准轨道上来。

2. 姿态控制系统

姿态控制系统的功用是:稳定火箭的飞行姿态,控制火箭绕质心的转动。姿态控制系统的任务是:1)消除火箭飞行中的姿态角偏差,使火箭在预定的轨道上稳定飞行;2)配合制导系统完成火箭飞行的程序控制;3)配合导引系统完成横、法向导引控制。

姿态控制系统由一子级姿态控制系统和二子级姿态控制系统两个系统组成,各系统均由敏感元件、变换放大器和执行机构三部分组成。

一子级姿态控制系统由平台、姿态角传感器、速率陀螺、横向和法向加速度计构成敏感元件,由检波器、有源校正网络、综合放大器构成变换放大器,由液压伺服机构构成执行机构。

二子级姿态控制系统只敏感姿态角信号,无速率陀螺和横、法向加速度计,但引入了导引信号,没有调零装置,其它组成基本与一子级姿态控制系统相同。

七、遥测和跟踪系统

1. 遥测系统

遥测系统的功用是:获取火箭飞行中各系统和主要设备的工作参数、故障监测参数和环境参数。

遥测系统由参数测量装置、传输装置、数据记录和处理装置以及电源配电装置等组成。

遥测系统共测量 152 个参数,参数分类见表 4。

表 4__长征二号 C 遥测参数分类

| 参数类型 | 指令 | 电压 | 脉冲 | 电流 | 频率 | 压力 | 温度 | 转速 | 液位 | 过载 | 流速 | 振动 |
|------|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|
| 数量 | 19 | 41 | 11 | 8 | 2 | 30 | 9 | 6 | 4 | 4 | 2 | 16 |

(1) 参数测量装置

该装置的作用是感受被测对象的参量,并按照一定规律将其转换成某种物理量。该装置主要由各种传感器、变换器组成,如铂电阻式及热敏电阻式温度传感器,浮子式干簧开关型液位传感器,电位计式压力传感器,压电式振动传感器,涡轮及皮托管式流量传感器等。

(2) 传输装置

传输装置的功用是将参数测量系统测得的数据从箭上传送到地面,并予以记录。

传输系统由发送(箭上)和接收(地面)两大部分组成。

信号调节器的作用是采用隔离、斩波放大、相敏整流、脉冲计算等方法,将不符合传输设备输入格式要求的信号变换成满足其规范要求的信号。信号转

接装置主要用于完成信号的汇集与配置及能量的馈配。采编器的作用是将缓变模拟信号变换成数字量编码信号，并与数字量信号和速率信号一起输出综合群信号。发射机对信号进行载频调制，经天线发送出去。地面接收则以逆变换方式，将传来的测量参数解调记录下来。

地面接收设备有固定站式和车载式两种。车载式接收设备可用于活动接收站，可以实现对部分重要测量参数的实时数据处理和显示，并可实时为指挥控制人员提供火箭工作情况。

2. 跟踪系统

跟踪系统由无线电跟踪分系统和无线电遥控分系统两部分组成。

(1) 无线电跟踪分系统

无线电跟踪分系统的功能是实时跟踪、测量火箭飞行轨道，提供实时跟踪数据和无线电遥控判断信息。

无线电跟踪分系统由箭上和地面两部分组成。箭上部分由连续波雷达应答机、连续波雷达应答机、单脉冲雷达应答机和天线等组成。地面部分由连续波跟踪雷达和单脉冲跟踪雷达等组成，按飞行任务的不同布于国内3~4个区域。

(2) 无线电遥控分系统

无线电遥控分系统的功能是，当运载火箭飞行中发生不可挽回故障，偏离预定轨道，并危及规定的保护区域安全时，地面发出遥控炸毁指令，箭上接收指令后，给自毁系统发出炸毁指令信息，由自毁系统将故障火箭炸毁。

无线电遥控分系统由箭上部分和地面部分组成。箭上部分由一部遥控指令接收机及3副线极化天线组成，3副天线沿箭体外壳周向安装，组成全向天线阵。地面部分由遥控雷达组成。

长征系列运载火箭介绍： 长征二号系列（四）

邱乃庸；朱维增；吴瑞华

八、自毁系统

自毁系统的作用是，当运载火箭在飞行过程中因故障而将导致飞行失败时，将火箭自行炸毁，以减轻或避免火箭坠落地面时，对人员和设施造成的危害。

自毁系统设有两种自毁机构。

1) 指令自毁地面指挥控制人员根据火箭飞行数据，判定火箭已经出现不可挽回的故障，并有危及地面安全的趋势时，可通过地面遥控雷达向运载火箭发出炸毁指令。箭上跟踪系统中的遥控安全指令接收机接收到炸毁指令后，给自毁控制器发出自毁信号，实施自毁。

2) 自主自毁当火箭因故障导致姿态失去稳定、火箭姿态角超过允许值时（绝大部分故障都将导致火箭的姿态失控），自毁触点接通，向自毁系统发出自毁信号，火箭进行自毁。

自毁系统由自毁控制器、引爆器、爆炸器、电缆网和电池组成。

九、电源与配电系统

遥测与跟踪系统和自毁系统均有独立的比较简单的电源。制导与控制系统的电源及配电系统比较复杂，此处主要介绍制导与控制系统的电源与配电系统。

制导与控制系统电源与配电系统的功用是：1) 向制导与控制系统各仪器、推进系统火工品、级间分离和星箭分离火工品供电；2) 按预定程序发出各种指令以控制有关电路；3) 与地面测试设备配合完成制导与控制系统的测试。制导与控制系统电源与配电系统由电源和配电两部分仪器组成。电源部分由一次电源和二次电源组成。一次电源由蓄电池构成，直接或间接（经二次电源）给制导和控制系统各仪器设备、伺服机构和火工品供电。二次电源由换流器、稳压电源和脉冲电源构成，将一次电源的直流电转换成交流电或脉冲电源向需要此种电源的仪器设备供电。

配电部分由2台配电器和2台程序配电器组成，为各仪器设备配电。

十、其它系统

1. 方位瞄准系统

方位瞄准系统用来测量与调整箭体坐标系、平台坐标系，使它们与确定的轨道坐标系在方位上一致。

方位瞄准系统采用半自动光电瞄准系统，主要由光电经纬仪、瞄准控制器、平台棱镜、方位锁定放大器等组成。

方位瞄准采用转动发射台进行粗瞄、转动平台进行精瞄的方法进行。

1) 粗瞄粗瞄分两步进行。第一步是在火箭上的平台处于机械锁定的情况下，用光电经纬仪瞄准固定在平台上的直角反射棱镜。当棱镜的法线与射向有较大偏差时，操纵发射台控制器，使火箭进行方位转动，直到平台上的棱镜基本上转到正确方位为止。第二步是在平台开锁正常工作的情况下，将控制台上的方位瞄准开关打开，使方位和调平一起工作，再次转动发射台，直至平台处于零位状态。瞄准就位后，锁紧发射台。

2) 精瞄精瞄就是将平台坐标系调整到正确方位上。当平台上棱镜的法线与射向不一致时，瞄准控制器输出信号，经方位锁定放大器放大，通过Y向陀螺和平台伺服回路，使平台台体转动一定角度，最终使平台坐标系与轨道坐标系在方位上精确一致，并保持到火箭起飞。

2. 垂直度调整系统

该系统用来检查和调整竖立在发射台上的运载火箭的垂直度，使火箭在起飞时刻，其推力线精确地垂直于当地水平面，以减小初始干扰。其主要设备是安装在一子级发动机机架平面上的水平测量仪（液体摆）。水平测量仪测量的信息通过电缆传送到地面水平检查仪。根据水平检查仪的指示调整发射台的水平状态，就可达到调整火箭垂直度的目的。

3. 环境调节系统

环境调节系统由整流罩空气调节系统、舱段加温系统和氧化剂管路及文氏管加温系统三大部分组成。

(1) 整流罩空气调节系统

自有效载荷和整流罩组装完毕至火箭起飞前，均可使用整流罩空气调节系统，对整流罩内的环境进行空气调节。整流罩设有进气口和排气口，调节空气从进气口进入，在罩内环流后经排气管排出。

整流罩空气调节系统的基本参数为：1) 进入罩内的空气温度一般可调节在15 ~ 25 之间，也可以根据特殊需要进行超过此温度范围的调节；调节空气

的温度偏差不大于 ± 2 ； 2) 进入罩内的空气湿度不超过 5.5 % ； 3) 空气流量可根据需要进行调节 (一般为 2000 升 / 秒) ； 4) 罩内空气流动速度不大于 2 米 / 秒 ； 5) 空气调节系统在罩内产生的噪声不大于 90 分贝。

(2) 舱段加温系统

在冬季进行发射准备时，当外界环境温度低于 - 10 时，要给仪器设备较多的仪器舱 (当使用 A 型整流罩时) 和一、二子级的箱间段加温。为此设有舱段地面加温系统。

该系统由地面部分和箭上部分组成。地面部分主要有地面电源和温度控制器，箭上部分主要有加温套、测温传感器等。使用时，将加温套缚于舱段外壳上，通电加温，同时测量舱段内空间和舱段外壁的温度，以控制加温功率。

(3) 氧化剂管路加温系统

氧化剂 (四氧化二氮) 冰点比较高 (- 11) ，当环境温度比较低时，在暴露的氧化剂管路中的四氧化二氮就有可能结冰，从而会导致推进系统无法正常工作。为此设有氧化剂管路及文氏管加温系统。需加温的管路为一、二子级氧化剂起动阀门前的输送管等部位，加温方式是对管路的外壁加温。

氧化剂管路加温系统由电源 (直流) 、加温器、保温套、测温器及控制器等组成。推进剂加注后，根据环境温度预计氧化剂管路中推进剂温度低于 - 6 时，加温系统投入使用。

4 . 推进剂测温系统

推进剂测温系统用来测量、监测运载火箭加注后的贮箱内推进剂温度的变化情况，以便根据对发射时刻贮箱内推进剂温度的实际预测，决定是否采取补加推进剂或诸

表 5 __ 长征二号 C 的典型飞程序

| 时间(秒) | 事件 |
|---------|-------------------|
| T-3 | 一子级发动机点火 |
| T+0 | 火箭起飞 |
| T+8 | 开始程序转弯 |
| T+44 | 飞行马赫数达到 |
| 1T+127 | 二子级发动机起动 |
| T+127.5 | 一子级发动机预令关机 |
| T+128.5 | 一子级发动机主令关机 |
| T+129 | 级间分离 |
| T+140 | 导引引入 |
| T+236.5 | 二子级 YF-22 发动机预令关机 |
| T+237.5 | 二子级 YF-22 发动机主令关机 |
| T+250 | 抛整流罩(120 公里高度) |
| T+475 | 游动发动机关机 |
| T+478 | 有效载荷与运载火箭分离 |

元修正等措施，并为事后分析发动机性能及推进剂利用情况提供原始依据。

该系统由安装在贮箱内的温度传感器、地面温度测量电桥和连接电缆组成。

推进剂测温系统提供了对贮箱内推进剂的温度进行监测的手段。温度监测从加注后开始，一直持续到发射前。当发现贮箱内推进剂的温度因环境等因素的影响，偏离预计值时，将采取补充加注推进剂等措施，以保证推进剂两组元的配比最接近于火箭飞行中两组元的实际消耗配比。

5. 防晃、防旋和防塌

为增大推进剂在贮箱内的晃动阻尼，减小推进剂晃动幅值，降低晃动对控制的干扰，在各贮箱箱壁和后底上，均设置了半圆形阻尼板，在二子级氧化剂贮箱后底还设置了“十”字形防晃板。为了防止贮箱内推进剂较少时，在输送管的入口处出现推进剂的旋转和中部液面的塌陷现象，使气体进入输送管内，导致涡轮泵因气蚀而损坏，在各贮箱后底的推进剂输送管入口处，均设置了防旋、防塌装置。

十一、典型飞程序

长征二号 C 运载火箭发射近地轨道卫星时的典型飞程序如表 5。

十二、飞行记录（表 6 和表 7）（待续）

表 6__长征二号飞行记录

| 序号 | 发射日期(年月日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|----|----------------|-------|--------|---------|---------|-------|-------|-----|----|
| | | 名称 | 质量(公斤) | 近地点(公里) | 远地点(公里) | 倾角(度) | 周期(分) | | |
| 1 | 1974.1 1.5 | 试验星 | -- | -- | -- | -- | -- | -- | 失败 |
| 2 | 1975.1 1.26 | 返回式卫星 | 1790 | 177 | 479 | 63 | 91.1 | 酒泉 | -- |
| 3 | 1976.1 2.7 | 返回式卫星 | 1812 | 159 | 489 | 59.4 | 91.1 | 酒泉 | -- |
| 4 | 1978.1 .26 | 返回式卫星 | 1810 | 167 | 509 | 57.0 | 91.2 | 酒泉 | -- |

由于俯仰速率陀螺信号导线暗伤、内部断裂,姿态控制系统收不到俯仰速率陀螺信号,火箭失去稳定,导致失败。

表 7__长征二号 C 飞行记录

| 序号 | 发射日期(年月日) | 有效载荷 | 轨道参数 | 发射场 |
|----|-----------|------|------|-----|
| | | | | |

| | | 名称 | 质量 (公斤) | 近地点 (公里) | 远地点(公里) | 倾角 (度) | 周期 (分) | |
|----|----------------|-------|------------|-------------|---------|-----------|------------|----|
| 1 | 1982.9.9 | 返回式卫星 | 1783 | 177 | 410 | 63 | 90.2 | 酒泉 |
| 2 | 1983.8.19 | 返回式卫星 | 1842 | 175 | 410 | 63.3 | 91.2 | 酒泉 |
| 3 | 1984.9.12 | 返回式卫星 | 1809 | 178 | 414 | 68 | 90.3 | 酒泉 |
| 4 | 1985.10.2 1 | 返回式卫星 | 1809 | 175 | 409 | 63 | 90.12 | 酒泉 |
| 5 | 1986.10.6 | 返回式卫星 | 1800 | 176 | 402 | 63 | 90.1 | 酒泉 |
| 6 | 1987.8.5 | 返回式卫星 | 1819 | 175 | 400 | 69.96 | 90.24 | 酒泉 |
| 7 | 1987.9.9 | 返回式卫星 | 2076 | 208 | 323 | 63 | 89.66 | 酒泉 |
| 8 | 1988.8.5 | 返回式卫星 | 2129 | 208 | 313 | 63.02 | 89.7 | 酒泉 |
| 9 | 1990.10.5 | 返回式卫星 | 2080 | 211 | 311 | 56.98 | 89.66 | 酒泉 |
| 10 | 1992.10.6 | 返回式卫星 | 2080 | 210 | 329 | 63 | 89.78 | 酒泉 |
| - | -- | 弗利亚 | 259 | 600 | 1725 | 63 | 120.8 3 | -- |
| 11 | 1993.10.8 | 返回式卫星 | 2099 | 209 | 300 | 56.95 | 89.6 | 酒泉 |

长征系列运载火箭介绍： 长征二号系列（五）

邸乃庸；朱维增；吴瑞华

长征二号D

长征二号D运载火箭在长征二号基础上主要采取增加推进剂加注量和增大起飞推力的方法，使运载能力得到进一步提高。该火箭于1990年2月开始研制，1992年8月9日进行了首次发射，成功地将中国新型返回式科学试验卫星准确地送入预定轨道。

一、主要技术性能 (见表8)

表8__长征二号D的主要技术性能

| | |
|-----------|-----------------------|
| 级数 | 2 |
| 全长(不含整流罩) | 33.667 米 |
| 最大直径 | 3.35 米 |
| 起飞质量 | 236.966 吨 |
| 起飞推力 | 2961.6 千牛 |
| 推重比 | 1.28 |
| 运载能力 | 约 3100 公斤(175/355 公里、 |

| | |
|-----------------|--------------------------|
| 倾角 63 度椭圆轨道) | |
| 入轨精度 | |
| 轨道倾角偏差 | 0.2 度 |
| 近地点高度偏差 | 5 公里 |
| 近地点幅角偏差 | 5 度 |
| 升交点经度偏差 | 0.1 度 |
| 一子级 | |
| 级长 | 24.660 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 起飞质量 | 192.322 吨 |
| 结构质量 | 9820 公斤 |
| 推进剂质量 | 183.038 吨 |
| 地面总推力 | 2961.6 千牛 |
| 发动机 | YF-21B |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 比冲 | 2550 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 154.2 秒 |
| 二子级 | |
| 级长 | 9.007 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 起飞质量 | 40.644 吨 |
| 结构质量 | 3122 公斤 |
| 推进剂质量 | 34.736 吨 |
| 发动机 | YF-22(主机) |
| YF-23F(游机) | |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 真空推力 | 719.8 千牛(主机) |
| 46.1 千牛(游机) | |
| 真空比冲 | 2822 牛·秒/公斤(主机) |
| 2762 牛·秒/公斤(游机) | |
| 工作时间 | 113.48 秒(主机)274.42 秒(游机) |

二、总体布局

长征二号 D 为两级液体运载火箭，由箭体结构、推进系统、制导与控制系统、遥测与跟踪系统、电源配电系统、自毁系统等组成。另外还有方位瞄准系统、垂直度调整系统、加注系统、推进剂测温系统及防雷系统等。总体布局见图 1 9。

火箭由一子级和二子级组成，按照有效载荷的要求可以设置整流罩或不带整流罩。一、二子级的布局基本与长征四号 A 的一、二子级相同，不同之处为长征二号 D 取消了尾翼。其二子级氧化剂箱前端设置有一个外仪器舱，通过它与有效载荷或整流罩连接。氧化剂箱前底上焊接了一个安装仪器的圆盘支架，控制系统的陀螺平台安放于氧化剂箱前底的中央。一、二子级分离方案同长征

四号 A ，二子级与有效载荷分离方案同风暴一号。

火箭上的电子设备大部分安排在外仪器舱内的仪器圆盘上和二子级氧化剂箱的前底上，部分安排在箱间段及级间段和贮箱的前、后短壳上。

三、箭体结构

一、二子级的绝大部分贮箱及舱段结构同长征四号 A ，新设计的外仪器舱结构同风暴一号，取消了一级尾部的尾翼。二子级贮箱内均安装有“十”字隔板，二子级氧化剂箱前短壳加长 1 0 0 毫米。

四、推进系统

一、二子级的推进系统部位安排、性能、结构组成与长征四号 A 基本相同，仅按照飞行轨道设计的要求，适当调整了各级发动机的工作时间。为了提高运载能力，延长了二级主机关机后游机工作段的时间。二级游机滑行段两贮箱靠箱内气体膨胀增压，以满足游机泵入口压力要求。

五、制导与控制系统

长征二号 D 的制导与控制系统方案基本与长征四号 A 相同，不同点如下：不设置小过载关机方程，二级不设末速修正关机方程，二级游机导引段不分两段导引，采用浮点起导方法，起导时间随一级和二级主机关机时间浮动。取消二级的滚动速率陀螺，二级检波功放重新研制。控制系统箭上仪器连接框图见图 2 0。从第二发火箭开始，采用动力调谐陀螺平台（即挠性陀螺）。

六、遥测与跟踪系统

1. 遥测系统

遥测系统测量方案仍采用 P 波段的大速变遥测体制（同长征四号 A ）。按测量参数的要求，对传感器、变换器进行重新配套设计和系统的原理设计。全箭采用一套大速变遥测设备，安装于二子级箱间段内。系统总体框图见图 2 1。根据靶场的现有条件，取消了箭上的信标发射机和信标天线。按长征二号 D 的飞行轨道重新调整了箭上遥测天线的安装位置。

2. 跟踪系统

跟踪系统方案同长征四号 A ，按长征二号 D 的飞行轨道重新调整了箭上测量天线的安装位置。

七、电源配电系统

长征二号 D 的电源配电系统和时序系统的功能与长征四号 A 相同，根据长征二号 D 的配电需要，安排了两个程序配电器和两个电池。

八、自毁系统

长征二号 D 的自毁系统在一、二子级的箱间段中各安装了一套自毁引爆和爆炸系统，箭上设备布置见图 2 2。

九、典型飞行程序与飞行记录

长征二号 D 火箭的典型飞行程序见表 9。

表 9_长征二号 D 的典型飞程序

| 时间(秒) | 事件 |
|---------|---------------|
| T+0.0 | 起飞 |
| T+144.2 | 接通一子级允许关机电路 |
| T+154.2 | 一子级关机 |
| T+155.4 | 二子级点火,一、二子级分离 |
| T+258.9 | 接通二子级允许关机电路 |
| T+268.9 | 二子级主机关机 |
| T+379.8 | 接通二子级游机允许关机电路 |
| T+429.8 | 二子级游机关机 |
| T+432.8 | 火箭与有效载荷分离 |

长征二号 D 火箭的飞行记录见表 1 0。

表 10_长征二号 D

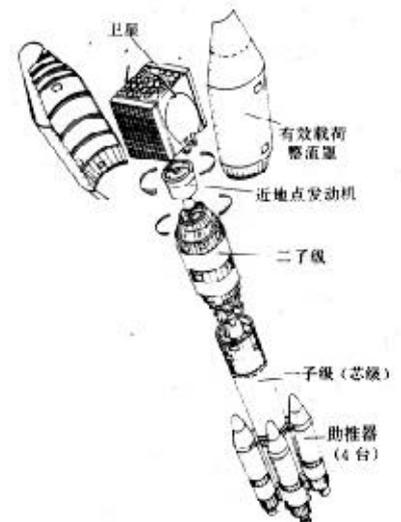
| 序号 | 发射日期(年月日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 |
|----|-----------|-------|--------|---------|---------|-------|-------|-----|
| | | 名称 | 质量(公斤) | 近地点(公里) | 远地点(公里) | 倾角(度) | 周期(分) | |
| 1 | 1992.8.9 | 返回式卫星 | 2592 | 176 | 351 | 63.02 | 89.63 | 酒泉 |
| 2 | 1994.7.3 | 返回式卫星 | 2755 | 176 | 359 | 63.98 | 89.72 | 酒泉 |

长征二号 E

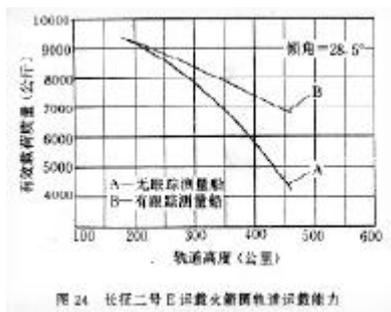
长征二号 E 是以加长型的长征二号 C 为芯级，捆绑 4 个液体助推器组成的低轨道两级液体推进剂运载火箭。它可以把 9.2 吨的有效载荷送入倾角为 28.5 度、高度为 200 公里的近地圆轨道。如配以合适的上面级，可把约 3 吨的有效载荷送入地球同步转移轨道。长征二号 E 可以承担国内、外大型通信卫星的发射任务。必要时，经适当修改后还可以用来发射小型载人飞船。

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。



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

的澳大利亚第二代通信卫星澳普图斯 B 1 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 相配套的上面级（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 c

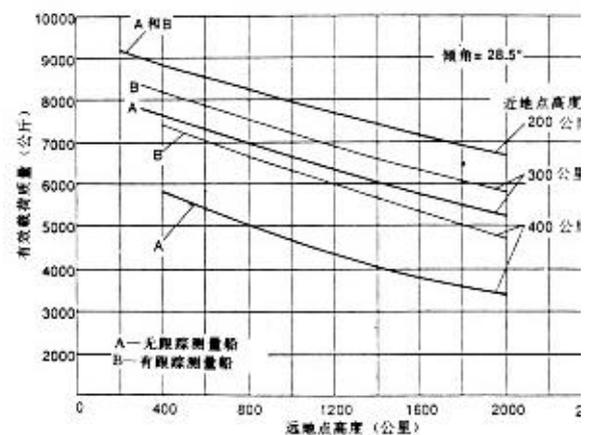


图 25 长征二号 E 运载火箭椭圆轨道运载能力

一、主要技术性能（表 1 1）

表 1 1 长征二号 E 的主要技术性能

| | |
|------------|------------------------------|
| 级数 | 2 |
| 全长 | 49.686 米 |
| 最大直径(含助推器) | 11.45 米 |
| 起飞质量 | 462.46 吨 |
| 起飞推力 | 5923.2 千牛 |
| 推重比 | 1.31 |
| 运载能力 | 9.2 吨(200/200 公里, 倾角 28.5 度) |

| | |
|------------|------------------|
| 入轨精度(1) | (200/200 公里停泊轨道) |
| 近地点高度偏差 | 2.0 公里 |
| 偏心率偏差 | 0.00022 |
| 倾角偏差 | 0.05 度 |
| 近地点幅角偏差 | 1.0 度 |
| 升交点经度偏差 | 0.07 度 |
| 入轨姿态精度(1) | 0.5 度(任意方向) |

助推器

| | |
|-------|---------------|
| 长度 | 15.326 米 |
| 直径 | 2.25 米 |
| 起飞质量 | 4×40.754 吨 |
| 结构质量 | 4×3.0 吨 |
| 推进剂质量 | 4×37.754 吨 |
| 发动机 | 4×YF 2 20B |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 地面推力 | 4×740.4 千牛 |
| 地面比冲 | 2556.2 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 127.26 秒 |

一子级

| | |
|-------|----------------------|
| 级长 | 28.465 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 起飞质量 | 198.825 吨 |
| 结构质量 | 12.55 吨 |
| 推进剂质量 | 186.28 吨 |
| 发动机 | YF 2 21B(4×YF 2 20B) |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 地面推力 | 2961.6 千牛 |
| 地面比冲 | 2556.2 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 160.43 秒 |

二子级

| | |
|-------|---------------------------------|
| 级长 | 14.223 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 质量 | 91.414 吨 |
| 结构质量 | 4.955 吨 |
| 推进剂质量 | 84.759 吨 |
| 发动机 | YF 2 22B(主机) YF 2 23B(游机) |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 真空推力 | 738.4 千牛(主机) 47.07 千牛(4 台游机) |
| 真空比冲 | 2922.4 牛·秒/公斤(主机) |

工作时间 2834.1 牛·秒/公斤(游机)
301.18 秒(主机)
414.68 秒(游机)

近地点级

长度 3.62 米
直径 1.70 米
质量 6.084 吨
推进剂质量 5.40 吨
推进剂 固体
发动机 EPKM
真空比冲 2863.5 牛·秒/公斤
工作时间 70 秒

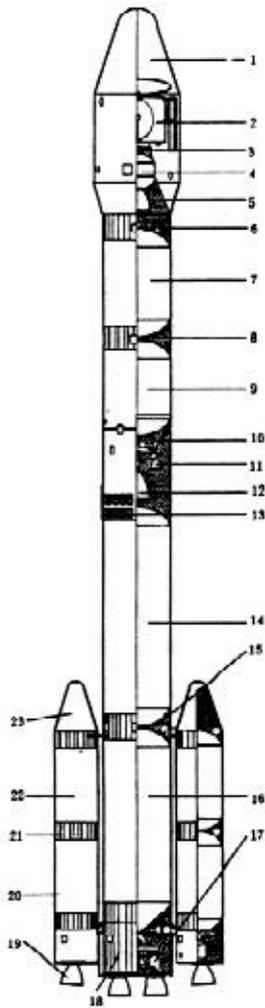


图 26 长征二号 E 总体布局

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. 撑伞舱口; 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

整流罩

长度 10.5 米
直径 4.2 米
质量 1.9 吨

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、二子级和一子级(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

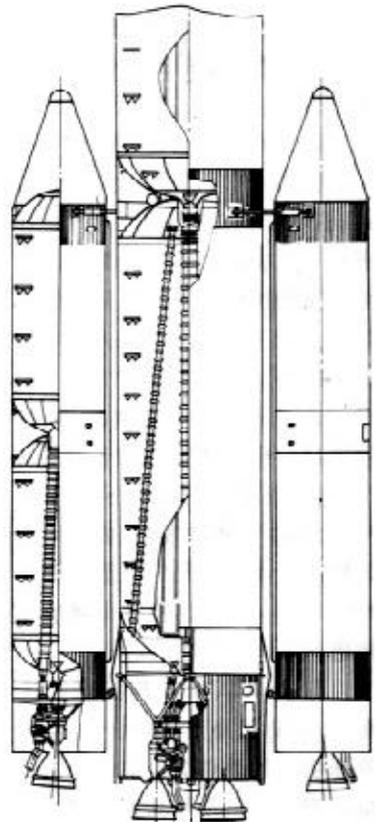


图 27 长征二号 E 助推器总体布局

该支架与火箭相连。

与仪器舱连接的依次为二子级氧化剂箱、箱间段、二子级燃烧剂箱及二子级发动机系统。

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 2 7）。

长征二号 E 一子级与二子级之间采用爆炸螺栓连接和热分离方式。二子级与有效载荷之间采用包带连接和冷分离方式。

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 2 旋转式分离。

三、箭体结构

箭体结构包括助推器、一子级、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 2 8。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。

长征二号 E

四、推进系统

1. 助推器推进系统

每台助推器采用一台 Y F - 2 0 B 发动机。它与芯级一子级发动机的单台状态相同，但不作摆动。增压输送系统状态基本同长征二号 C 的二子级增压输送系统，仅蒸发器流量略作调整。发动机机架采用径向交叉梁式结构。

2. 一子级芯级推进系统

一子级芯级推进系统采用由 4 台 Y F - 2 0 B 发动机组成的 Y F - 2 1 B 簇式发动机。除推力稍有提高外，其技术状态均与长征二号 C 的 Y F - 2 1 簇式发动机相同。

3. 二子级推进系统

二子级采用 Y F - 2 4 B 发动机。它由 Y F - 2 2 B 发动机及 4 台游动发动机 Y F - 2 3 B 组成。Y F - 2 2 B 发动机除增加了高空喷管外，其它均与长征二号 C 所使用的 Y F - 2 2 发动机相同。增压输送系统也与长征二号 C 相同。

为提高运载能力，二子级推进系统增加一套推进剂利用系统。该系统采用泵后分流调节主机主系统燃料秒消耗量的数字化系统方案。推进剂利用系统在火箭飞行中能准确测量推进剂的剩余量，随时可靠地控制推进剂两组元之间的比例，使两组元推进剂同时耗荆利用系统具有一定的应变能力，能预测各种故障模式，保证利用系统在所有的情况下可靠工作。即使利用系统出现故障，也不会影响发动机正常工作。

推进剂利用系统的原理方块图见图 2 9。箭上设备由计算机、控制器、电阻盒、电池、步进电机、燃烧剂液位传感器 C R、氧化剂液位传感器 C Y 及箭上电缆网组成。计算机的任务是根据预先装订的数据实时接收液位传感器 C R 及 C Y 测到的液位信号，完成控制方程运算，输出控制步进电机的脉冲信号，以控制推进剂的秒消耗量。液位传感器采用经飞行试验考验过的干簧点式液位传感器，在液面晃动情况下，测量误差为 ± 2 毫米。

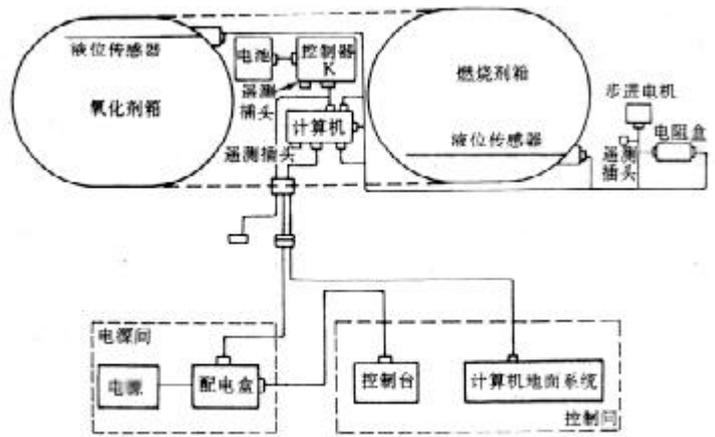


图 29 长征二号 E 二子级推进剂利用系统原理方块图

推进剂利用系统的地面设备完成对箱上仪器设备的配电和测试检查，并与控制系统协调完成参数装订，实施发射。

五、制导和控制系统

长征二号 E 的制导和控制系统基本上沿用长征二号 C 的平台-计算机制导系统。为实现有效载荷姿态调整及变向，对制导系统作了如下修改：

1) 提高 Y 陀螺仪力矩器力矩系数，并加适当的功放电路，以便能在脉冲信号控制下，使陀螺仪可快速和较准确地进动，使平台绕台体轴的方向转动，实现对有效载荷姿态 ± 37 度范围内的定向；

2) 增加台体轴方向的外程序机构。在程序脉冲控制下，控制系统可使运载火箭绕台体轴方向作程序飞行，在动力飞行段控制改变轨道倾角。

姿态控制系统采用数控方案，以适应箭体参数的多变性：

1) 一子级同长征二号 C，即以平台、速率陀螺为敏感元件的数控方案，执行机构采用摆动芯级的 4 台发动机；

2) 二子级采用速率陀螺仪控制方案，即以平台、速率陀螺为敏感元件的数控方案，执行机构采用单向切向摆动 4 台游动发动机。

长征二号 E 的控制系统与长征二号 C 相比较，增加了两套系统，即有效载荷调姿定向系统及有效载荷起旋系统。

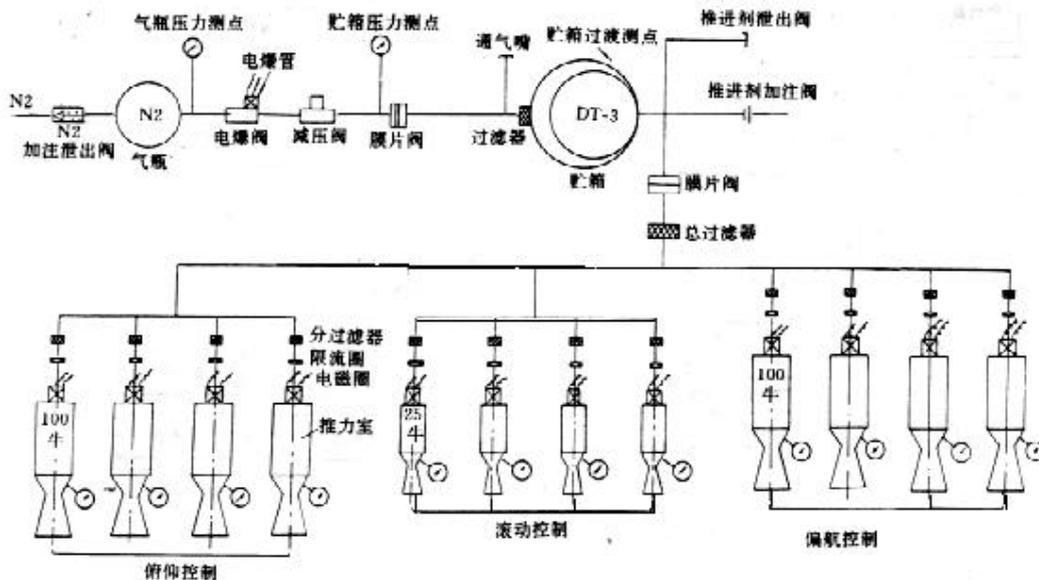


图 30 长征二号 E 有效载荷姿态调整定向系统原理图

有效载荷调姿定向系统的功用是：在二子级游动发动机关机后，箭上控制系统通过以单推三为推进剂的开关喷管进行俯仰、偏航、滚动三个通道的断续控制，最终实现有效载荷的定向。调姿定向精度（1）可达到 0.5 度（任何方向）。

有效载荷调姿定向系统原理见图 30。整套系统安装在二子级发动机机架上。系统大部分元器件都曾在长征三号运载火箭上得以考验。系统的开关喷管共 3 组：4 个推力为 100 牛的开关喷管控制俯仰；4 个推力为 100 牛的开关喷管控制偏航；4 个推力为 25 牛的开关喷管控制滚动。

有效载荷起旋系统采用固体火箭起旋第二级（连同有效载荷一起），但起旋

速率不大于 10 转/分。使有效载荷起旋的固体火箭在箭体上的安装如图 3 1 所示。起旋火箭安装于二子级仪器舱的外表面。通过不同推力及不同数量固体火箭的组合，可以得到不同的起旋速率。

当有效载荷要求更高的起旋速率时，运载火箭的有效载荷支架可安装一套起旋平台。起旋平台工作时，二子级不起旋。起旋速率可达到 3 0 ~ 1 0 0 转/分。

在二子级箭体上还安装了一台“防撞”固体火箭。有效载荷与运载火箭分离后，该固体火箭工作，使运载火箭侧向翻倒，防止二子级运载火箭与有效载荷碰撞。

为了充分利用助推器的推进剂，每个助推器推进剂贮箱（氧化剂箱或燃烧剂箱）都有两个耗尽关机传感器，其技术状态与长征二号 C 相同。当某个传感器发出推进剂耗尽信号时，即把该助推器及对称的助推器发动机关闭，以避免因发动机推力不对称而造成干扰。

六、遥测系统

遥测系统完成火箭在动力飞行段约 5 0 0 余个遥测参数的测量。主要箭上设备有：

1) Y 4 - 3 磁记录设备一套。它由 Y J 1 - 7 磁记录器（含运带机构 Y D 1 - 2 4；它将随一子级箭体坠地回收）及 Y J 1 - 8 速变调制器两大部分组成。Y 4 - 3 磁记录设备安装在芯级一子级，完成第一级飞行全箭高频振动及噪声参数、冲击参数的测量，以及一、二级分离行程信号等各类参数的记录。

2) B W Y - 3 A 无线遥测传输设备两套，分别安装在一子级芯级及二子级，完成全箭的缓变参数、数字量参数及低频振动参数的测量。

遥测系统的地面部分主要有：

1) 磁记录器部分：Y J 2 - 8 C 计测磁带记录/重发器；Y U 1 - 1 数字时基校正器（D T B C）；Y K 2 - 2 5 箭上设备检查测试台；B 7 8 1 0 - 2 磁带转换器。

2) 无线部分的测试设备：配置两套 B W Y - 3 A 测控间设备。

3) 航区测量设备：选用 Y 7 - 1 综合遥测接收车或“8 5 1”车。

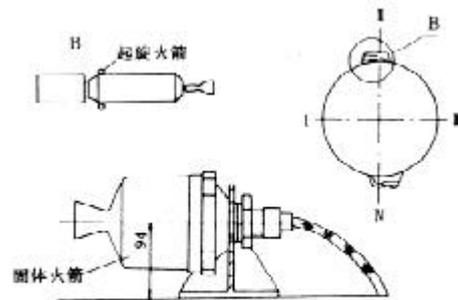


图 31 长征二号 F 有效载荷起旋系统固体火箭的安装示意图

遥测系统的工作原理见图 3 2。

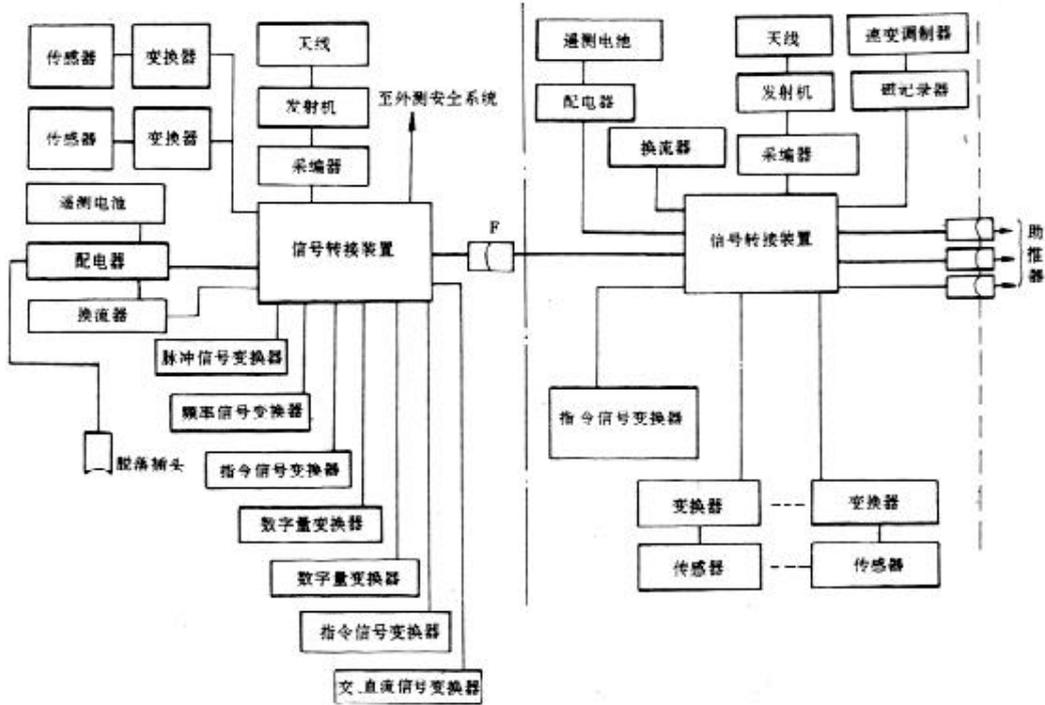


图 32 长征二号 E 的遥测系统方框原理图

七、外测安全系统

长征二号 E 的发射中心位于西昌，与长征三号及长征三号 A 处于同一航区。航区的测控设备组成为：1) 两台相参单脉冲雷达 1 5 4- 乙；2) 一套遥控安全设备；3) 一套具有测、测速和测角能力的连续波系统——1 5 8 工程；4) 一套具有测速和测角能力的 1 5 9 干涉仪连续波系统；5) 三套具有激光测距能力的 3 3 1 电影经纬仪；6) 一套 1 6 0 电影经纬仪；7) 171 车载雷达。

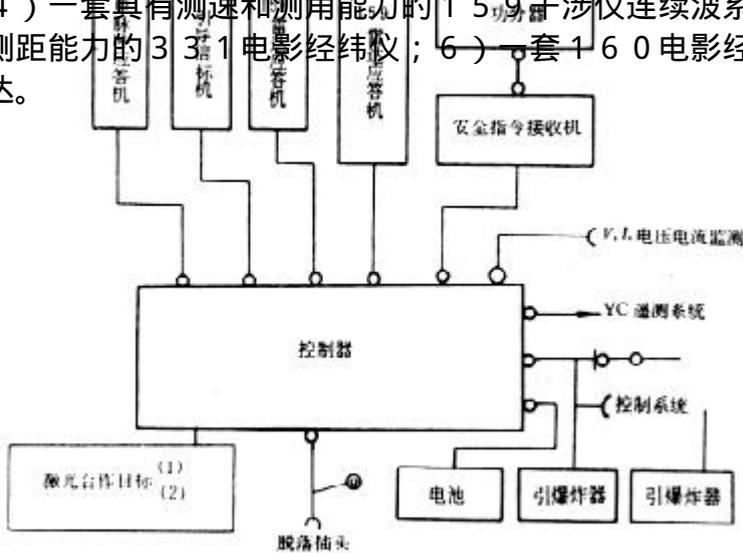


图 33 长征二号 E 外测安全系统箭上设备方框图

箭上设备(图33)基本上与长征三号A相同,采用了“二合一”方案,即箭上自主式安全、遥控安全和外测合一设计。箭上设备小型化。火箭起飞前引出检测参数,地面增加自动化测试和参数巡回检测系统,接口采用标准接口CAMA C设计。箭上设备组成如下:1)158雷达应答机;2)158雷达应答机天线及高频电缆;3)159雷达应答机;4)159雷达应答机天线及高频电缆;5)安全指令接收机及其天;6)功率分配器及高频电缆;7)单脉冲雷达应答机;8)10厘米引导信标机;9)1安1瓦钝感引爆器;10)YB25-5爆炸器;11)激光合作目标。

八、分离系统

分离系统由有效载荷分离系统、整流罩分离系统、级间分离系统及助推器分离系统组成。

1. 有效载荷分离系统

有效载荷分离系统由包带、两个无污染爆炸螺栓、12个分离弹簧和24个牵制拉簧组成。包带通过两个无污染爆炸螺栓实现对有效载荷的连接。当两个爆炸螺栓中的任意一个引爆时,均能使有效载荷解锁,实现分离。当包带解锁后,24个牵制弹簧把包带牵制到有效载荷对接支架上。

2. 整流罩分离系统

有效载荷整流罩的纵向分离面采用无污染爆炸索装置。当爆炸索装置引爆后,高温高压的气体使气囊膨胀,提供横向分离能源。横向分离面采用无污染爆炸螺栓实现连接及解锁,同时在横向分离面处还安装分离弹簧和转轴,使整流罩实现横推2旋转式分离。

3. 级间分离系统

级间分离系统与长征二号C相同,即采用爆炸螺栓解锁和级间热分离方式。

4. 助推器分离系统

4台助推器发动机均关机后0.5秒,发出点燃横向分离固体火箭(每台助推器有4台)信号。再隔0.1秒,助推器前、后连接机构解锁,助推器借助于分离固体火箭的推力而被横向分离。

助推器前连接机构由3根连杆组成。每根连杆分3段,用两个爆炸螺栓连接。其中任一爆炸螺栓解爆,连杆即失去连接作用。

助推器后连接机构是一个球形铰链,通过聚能切割炸药索可以实现解锁。聚能切割炸药索用两个引爆器引爆,其中任一引爆器工作均能将炸药索引爆。



图34 长征二号F火箭典型飞行程序

九、典型飞行程序

长征二号 E 火箭的典型飞行程序如图 3 4 所示。主要飞行事件见表 1 2。

表 12_长征二号 E 的典型飞行程序

| 时间(秒) | 事件 |
|------------------|-----------------------------|
| | 起飞 |
| T+0 | 程序转弯 |
| T+11.0T+125.8 | 助推器发动机关机 |
| T+127.3 | 助推器分离 |
| T+157.7 | 一子级发动机关机 |
| T+159.2 | 一、二级分离 |
| T+200.0 | 有效载荷整流罩分离 |
| T+457.3 | 二子级主发动机关机 |
| T+567.3 | 二子级游动发动机关机(有效载荷/运载火箭进入近地轨道) |
| T+570.3 | 有效载荷定向开始 |
| T+570.3+t=S | 有效载荷定向结束 |
| S+10.0 | 起旋火箭点火 |
| S+10.5 | 起旋火箭工作结束 |
| S+10.7 | 有效载荷/运载火箭分离 |
| S+14.7 | 运载火箭侧向防撞火箭点火 |
| 注：t 取决于有效载荷定向要求。 | |

十、飞行记录 (见表 1 3)

表 13_长征二号 E 火箭飞行记录

| 序号 | 发射日期 (年月日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | | 发射场 | 备注 |
|----|-------------------|-----------------------|------------|-------------|--------------|--------------|-----------|-----|-------------------|
| | | 名称 | 质量 (公斤) | 近地点 (公里) | 远地点 (公里) | 倾角 (度) | 周期 (分) | | |
| 1 | 1990 .7.1 6 | 模拟星 巴基斯坦 BADR-A | 7338 70 | 200 200 | 1000 1000 | 28.5 28.5 | 96.7 | 西昌 | 首次试 飞 |
| 2 | 1992 .8.1 | 澳普图斯 B1 | 7597 | 200 | 1050 | 28.0 | 96.7 | 西昌 | 首次商 业发射 |
| 3 | 4 1992 | 澳普图斯 B2 | 7615 | 200 | 1050 | 28.0 | 97.2 | 西昌 | 第 2 次 商业发 射 |

| | | | | | | | | | |
|---|---------------------------------|------------|------|-----|------|-----------|------|--------|-----------------|
| 4 | .12. 21 1994 .8.2 8 | 澳普图斯 B3 | 7669 | 185 | 1105 | 27.8 6 | 97.2 | 西 昌 | 第3次 商业发 射 |
|---|---------------------------------|------------|------|-----|------|-----------|------|--------|-----------------|

长征系列运载火箭介绍：长征三号系列

作者：陈国华

表 1 长征三号系列总体参数

| 型号名称 | 级数 | 全长(米) | 直径(米) | 起飞质量(吨) | 起飞推力(千牛) | 运载能力(公斤) |
|--------|--------|-------|-------|---------|----------|----------|
| 长征三号 | 3 | 44.86 | 3.35 | 204.88 | 2961.6 | 1600 |
| 长征三号 A | 3 | 52.52 | 3.35 | 241.00 | 2961.6 | 2600 |
| 长征三号 B | 3(带助推) | 54.84 | 3.35 | 426.00 | 5923.2 | 5000 |
| 长征三号 C | 3(带助推) | 54.84 | 3.35 | 345.00 | 4442.4 | 3700 |

不含整流罩；地球同步转移轨道运载能力。

概述

长征三号系列运载火箭由长征三号、长征三号 A、长征三号 B 和长征三号 C4 种火箭组成。它们都是由中国运载火箭技术研究院研制的。它们区别于长征二号系列的特点是：1) 都是三级火箭；2) 三子级使用液氧和液氢作为推进剂；3) 三子级的发动机可以多次起动；4) 可以直接将有效载荷送入地球同步转移轨道。

长征三号

长征三号是在长征二号火箭基础上发展起来的三级火箭，全长约 45 米，一子级和二子级的直径均为 3.35 米，三子级直径 2.25 米。卫星整流罩有 A、B 两种型号，A 型的直径为 2.6 米，B 型的直径为 3 米，尾翼翼展 6.15 米。火箭的起飞质量约 205 吨。

长征三号的一子级和二子级均采用偏二甲肼和四氧化二氮作推进剂，三子级采用液氢和液氧作推进剂。

由于长征三号在中国率先采用液氢和液氧作推进剂，不可避免地会遇到许多新问题，诸如研制氢氧发动机、低温绝热结构和防爆设计等。众所周知，在研制新发动机的过程中，试车占有重要的地位，设计中存在的问题要靠试车来发现，改进措施是否得当也要靠试车来验证。氢氧发动机在正式参加飞行试验之前，共进行了约 120 次试车，累积时间

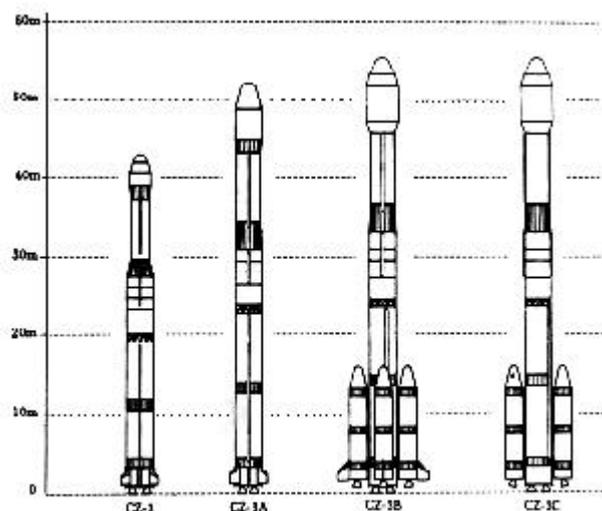


图 1 长征三号系列型号汇总图

32000 秒。在三子级绝热共底贮箱的研制过程中，进行了缩比贮箱、短贮箱和全尺寸贮箱等各种试验，如推进剂的蒸发量试验、用液氢和液氮填充的爆破试验、共底的绝热试验、内压试验和外压试验等。通过这些试验，解决了贮箱的绝热性能、工艺性能、低温强度以及使用寿命等各项技术问题。同样，真空绝热的液氢输送管和各种低温阀门等也都在真空的介质中进行了严格的试验。针对液氢易爆的特点，在火箭上采取了安全防爆措施，如在易于聚集氢气的地方进行吹除和开通气孔；在氢箱与仪器舱之间设隔离膜，防止氢气进入仪器舱；为了防止氢气进入伺服机构，对伺服机构进行氮气保护等。此外还采用了屏蔽、接地、设置放电针等防雷电措施。

火箭的制导系统采用平台 2 计算机全惯性补偿式方案，以保证卫星进入地球同步转移轨道的精度。火箭的姿态控制系统采用平台、速率陀螺、网络、摆动发动机连续式控制方案，而在三级滑行段飞行中则用继电器型开关控制系统，由开关放大器对无水肼喷管进行控制。姿态控制系统保证了火箭在给定的轨道上的稳定飞行，并将俯仰、偏航和滚动三个姿态角控制在一定的范围之内。

为了了解火箭飞行过程中箭上各系统的工作情况，在火箭上设置了 3 套遥测设备。一子级上装有一套 Y E - 3 M 磁记录设备，记录分布于全箭各处的振动、冲击和噪声传感器送来的信息。

它只在一级飞行时工作，一、二级火箭分离后随一子级箭体落至残骸落区，然后由人工回收处理。二子级上装有一套 Y 7 - 1 速、缓变状态的大速变设备。它主要测量火箭在一级和二级飞行中的缓变参数和速变参数。三子级上也装有一套 Y 7 - 1 速、缓变状态的大速变设备，主要测量第三级火箭和全箭控制系统在飞行全过程中的各类缓变和速变参数。两套 Y 7 - 1 设备所测得的数据均实时地通过发射机发回地面。从第 1 1 发火箭开始，取消了一子级上的 Y E - 3 M 磁记录设备。

火箭飞行过程中，地面的测控台站以及海上的测量船队都要对火箭进行跟踪测量，所以在箭上设有外弹道测量系统，给地面的测控台站提供跟踪信息。为了防止火箭发生故障而危及发射设施、城镇的安全，在箭上设置了安全系统，以求尽可能控制故障火箭的坠毁地点或爆炸时机。

由于这两个系统都需要跟踪火箭的飞行轨迹，为简化箭上设备，所以将两者合为一个系统。

长征三号火箭长达 45 米，纵向耦合振动（POGO）和低频振动问题随之突出起来。研制过程中进行了全箭纵向弹性振动试验、一子级和二子级推进剂输送管路频率特性试验、蓄压器方案试验和二子级发动机冷流试验等各项试验。仪器舱安装仪器的平台采用了约束阻尼复合板结构，并改进了平台减振器的设计。

长征三号火箭 1978 年开始方案设计，1980 年进入初步设计，1984 年 1 月 29 日首次发射。截止到 1994 年底，共发射 9 次，除第一次发射因三子级发动机在第二次起动后未能正常工作和第 8 次发射由于三子级发动机的控制气路漏气，造成发动机在第二工作段被迫提前关机外，其它 7 次发射分别将 5 颗国内通信卫星、1 颗美国休斯公司制造的亚星一号通信卫星和 1 颗休斯公司制造的亚太一号通信卫星送入地球同步转移轨道。

长征三号在西昌卫星发射中心发射。轨道倾角 27 度时，其地球同步转移轨道的运载能力为 1600 公斤（3 ）。

如果需要抬高远地点高度，则每抬高 1 0 0 0 公里将减少运载能力 1 6 公斤。长征三号的发射费用在国际上是最低的，每发火箭的发射费约 3 5 0 0 万

美元(1993~1994年价格)。

长征三号的研制成功,表明了中国火箭技术的提高,是中国火箭发展史上的一个重要里程碑。它首次采用了液氢和液氧作为火箭推进剂,首次实现了火箭的多次起动,首次将有效载荷送入地球同步转移轨道。

长征三号发射的亚星一号通信卫星是中国首次发射外国制造的卫星,为后来其它型号火箭的对外发射服务建立了可遵循的模式。

一、主要技术性能(表2)

表2 长征三号的主要技术性能

| | | | |
|----------|-----------------|----------|------------|
| 级数 | 3 | 全长 | 44.86 |
| 米直径 | 3.35 米 | 起飞质量 | 204.88 |
| 吨起飞推力 | 2961.6 千牛 | 推重比 | 1.474 |
| 运载能力(3) | 1.6 吨(地球同步转移轨道) | 入轨精度(1) | (地球同步转移轨道) |
| 半长轴偏差 | 50 公里 | 轨道倾角偏差 | 0.07 度 |
| 近地点高度偏差 | 6 公里 | 近地点幅角偏差 | 0.29 度 |
| 升交点经度偏差 | 0.14 度 | | |

一子级

| | | | |
|-------|---------------|-------|-----------|
| 级长 | 23.49 米 | 直径 | 3.35 米 |
| 质量 | 153.07 吨 | 结构质量 | 9.378 吨 |
| 推进剂质量 | 143.692 吨 | 发动机 | YF-21B |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 地面总推力 | 2961.6 千牛 |
| 地面比冲 | 2556.2 牛·秒/公斤 | 工作时间 | 121 秒 |

二子级

| | | | |
|--------------|-------------------|------|-----------------|
| 级长 | 9.47 米 | 直径 | 3.35 米 |
| 质量 | 39.44 吨 | 结构质量 | 3.599 吨 |
| 推进剂质量 | 35.841 吨 | 发动机 | YF-24D |
| 主机 | DaFY21-1 | 游机 | 4×YF-23F |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 | 真空推力 | 742 千牛(主机) |
| 46 千牛(4 台游机) | | | |
| 真空比冲 | 2922.4 牛·秒/公斤(主机) | | 2762 牛·秒/公斤(游机) |
| 斤(游机) | | | |
| 工作时间 | 130 秒(主机) | | 135 秒(游机) |

三子级

| | | | |
|-------|-------------|------|----------|
| 级长 | 10.364 米 | 直径 | 2.25 米 |
| 质量 | 10.7 吨 | 结构质量 | 1.965 吨 |
| 推进剂质量 | 8.731 吨 | 发动机 | YF-73 |
| 推进剂 | 液氧/液氢 | 真空推力 | 44.43 千牛 |
| 真空比冲 | 4119 牛·秒/公斤 | 工作时间 | 729 秒 |

一子级结构由尾翼、尾段、后过渡段、燃料箱、箱间段、氧化剂箱、级间段和导管、阀门等组成。

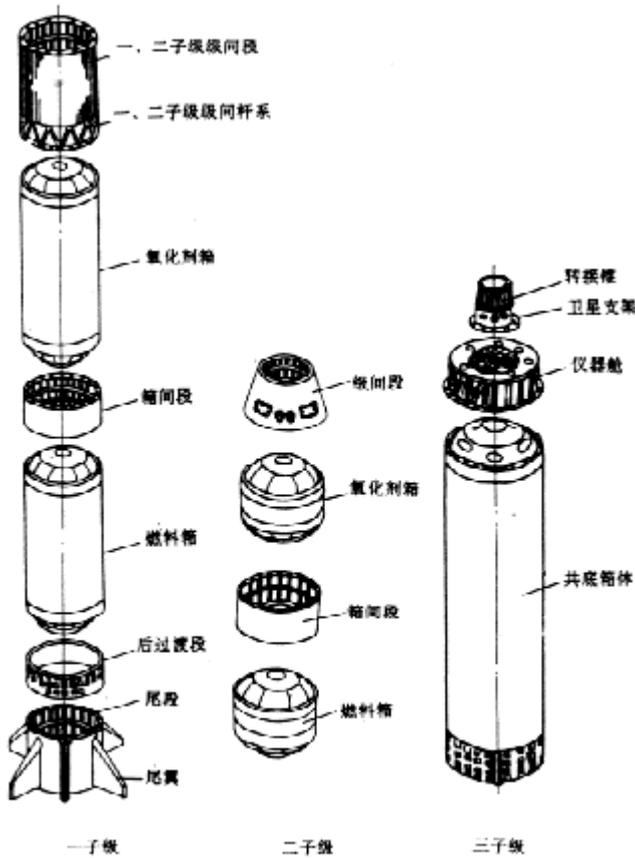


图3 长征三号子级结构图

尾翼平面为直角梯形，翼根弦长 2.2 米，翼展 1.4 米，变厚度楔形双梁蜂窝夹芯结构。

尾段为外加桁梁式薄壁全铆接结构，由两个半壳沿纵向对接合拢而成。长征三号的尾段结构和功能与长征二号 C 的尾段不完全相同。为了提高火箭的飞行稳定性，长征三号尾段上增加了 4 个尾翼及相应的安装结构。火箭竖立在发射台上时，长征二号 C 的发射支点在尾段的上方，尾段不承受支承力，而长征三号的发射支点在尾段的下方，支承力由尾段承受和传递，为此在尾段壳体的表面设置了 8 根大梁，在尾段上端有 4 个前接头，在尾段下端有 4 个支承块。这样，支承块、大梁和前接头组成了承、传力结构。

后过渡段、燃料箱、箱间段、氧化剂箱以及导管、阀门等均与长征二号 C 的相应部分相同。

级间段包括筒段与杆系结构两部分。

杆系由 24 根斜杆和上、下对接框组成。长征三号的斜杆比长征二号 C 的少 8 根，相对来说其抗扭刚度高了，但减弱了抗弯曲能力。

2. 二子级结构

二子级结构由燃料箱、箱间段、氧化剂箱、级间段及导管、阀门等组成。

燃料箱、箱间段和氧化剂箱的结构与长征二号 C 相应部分相同，只是长征三号的氧化剂箱前底上设置了绝热帽，以防止三子级加注推进剂后低温对氧化剂箱的影响。

二子级的级间段是截锥形的半硬壳式结构，外表面粘贴了一层 301 软木隔热层。它既是连接二、三子级的承力结构，又是三子级的发动机舱。由于二、三子级间的级间分离是冷分离，所以不需要考虑排焰问题。

3. 三子级结构

三子级结构由共底绝热贮箱、仪器舱、有效载荷支架、转接锥及阀门、导管等组成。

三子级贮箱为共底贮箱，上箱贮存液氢，下箱

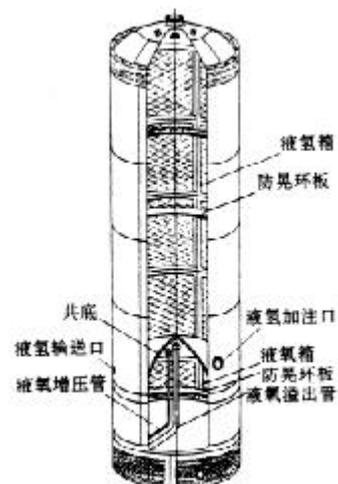


图4 长征三号三子级箱体结构图

贮存液氧。为缩短火箭长度和减轻结构质量，两箱之间采用共底。共底凸向液氢箱。贮箱的外表面包覆了绝热层，对输送推进剂的导管也采取了绝热措施。

液氧箱由后短壳、后底、圆筒段和共底组成。后底为椭球底，正中开有人孔，液氧输送口处装有消漩器。圆筒段为化铣网格结构，筒内装了环形防晃板，以抑制液氧的晃动。此外，箱内还装有测量液位和温度的传感器。共底的型面与下底相同，由非金属蜂窝结构与上、下面板构成，其外侧焊有抽空管嘴和真空度测量及气体分析管嘴。加注推进剂之前，将共底抽至近于真空，加注后腔内气体冷凝，真空度进一步提高，达到绝热的目的。共底的边缘与上、下两个贮箱的箱壁相连。为了防止箱壁之间的热传导，在此处采用了绝热的承力结构。

液氢箱由共底、圆筒段、前底和前短壳组成。圆筒段由4个筒形壳段组焊而成。筒内分三层共装有6块扇形防晃板及一个环形防晃框，用以抑制晃动，还装有破坏液氢温度分层的环形结构。前底也是椭球形的，正中开有人孔。

前短壳用化铣网格整体壁板构成。

贮箱外表面的绝热层是以喷涂聚氨酯泡沫塑料为主体的多层密封缠绕式结构，由缓冲层、隔热层和防护层三部分组成。缓冲层的作用是改善铝合金箱壁与泡沫塑料之间线膨胀系数不同而引起的变形不一致，使泡沫塑料牢固地粘接到箱壁上。隔热层起绝热作用。防护层的作用是防止气体渗透，防机械损伤，防热辐射和保护整个绝热层，使之能经受飞行中的气流冲刷。

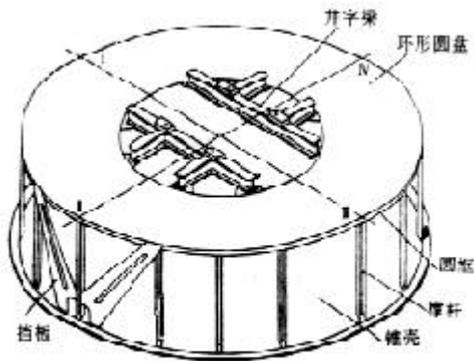


图5 长征三号仪器舱结构图

仪器舱位于贮箱上端，与卫星、转接锥和有效载荷支架一起，被罩在整流罩之内。仪器舱由截锥形壳体、环形圆盘、支承杆和井字梁组成。截锥形壳体是铝蜂窝结构，上部有上端框，框内缘的8个凸耳用以安装井字梁；框外缘有一支撑台阶用来安装环形圆盘。截锥体的下端框与贮箱的前短壳相连。环形圆盘由约束阻尼复合板构成，其内缘与锥壳的上框相连，外缘通过16根型材撑杆支承在锥壳的下端框上。为增加圆盘的刚度和减轻结构质量，在其上冲有若干减轻孔。井字梁用“工”字梁构成，有很高的强度和刚度。仪器舱边缘的象限线处各设有两块挡板，防止因整流罩分离时发生意外事件而伤害仪器。仪器舱与液氢箱之间有一层隔离膜，防止可能产生的氢气进入仪器舱。

有效载荷支架也是截锥形壳体，铝蜂窝夹芯结构。

由于惯性平台安装在壳体内部，所以在壳体上开有160毫米×160毫米的方孔，以便在发射时，通过它以及在整流罩倒锥段开的透明舱口使发射场的瞄准设备与惯性平台上的棱镜通视，以瞄准射向。有效载荷支架高度为740毫米，下端框与仪器舱相连。

长征三号的转接锥有A、B两种型号。A型用于发射国内卫星，锥高680毫米，与卫星接口尺寸为872毫米；B型用于发射外国制造的卫星，锥高300毫米，与卫星的接口尺寸是国际上通用的标准接口937毫米。两种型号的转接锥下对接框都是与有效载荷支架相连，对接尺寸为1036毫米。上对接框通过包带与卫星的对接框相连。

液氢的粘度低，渗透性强，再加上超低温，给阀门、导管带来了密封和绝

热上的困难。三子级上除了对密封材料进行选择外，还对阀门或导管接头的结构采用了气密设计。三子级共有阀门 17 种，导管 23 种。其中的液氢输送管比较复杂，是双层的真空导管，由内管、外管和防辐射夹层组成，使用前将夹层之间抽成真空，使通过导管的液氢温升低于 0.003 摄氏度。液氢输送管设在贮箱外面，绕过液氧箱后，通向发动机。

4. 整流罩

长征三号的整流罩有 A、B 两种型号。A 型罩的最大直径为 2.6 米，圆筒段长度 2.4 米；B 型罩的最大直径是 3.0 米，圆筒段长度 2.6 米。两者除直径和高度不同之外，结构形式和分离方式都是一样的。火箭处于临射状态时，发射场的空调系统可以对

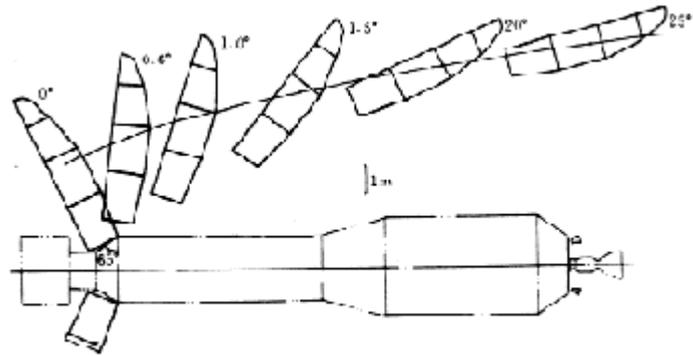


图 6 长征三号整流罩过程示意图

整流罩内部进行空调，确保罩内的温度、湿度和洁净度满足卫星的要求。整流罩由玻璃钢端头、非金属蜂窝的双锥段、金属蜂窝的圆筒段和化铣的倒锥段组成。成品是两个独立的半罩，发射前通过爆炸螺栓连成整体，并通过爆炸螺栓和铰链机构与三子级箭体相连。双锥段对无线电波是透明的，透波率约为 85%。

二级飞行末期，大气环境已不会危害卫星，整流罩与火箭分离。分离时，控制系统先令与三子级相连的爆炸螺栓起爆，然后再使将两个半罩连成整体的爆炸螺栓起爆。这时，两个半罩各自在分离弹簧的作用下，绕下端的铰链旋转。当转到一定的角度时，铰链脱开，半罩在离心力的作用，沿切线方向离开三子级箭体。由于瞄准的需要，在倒锥段的第象限线上开有瞄准窗口，因而在 - 象限线上不能设分离面，整流罩只能从 - 平面分离。

四、推进系统

长征三号的推进系统由一、二、三子级的推进系统组成。

一、二子级的推进剂是四氧化二氮和偏二甲肼，三子级的推进剂是液氧和液

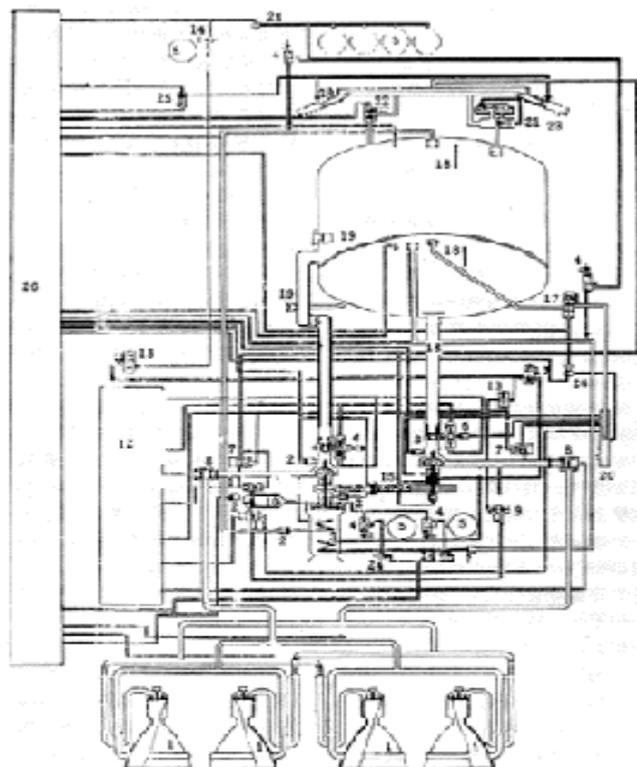


图 7 长征三号三子级推进系统

1. 燃烧室；2. 单向阀门；3. 换热器；4. 电动气阀门；5. 气瓶；
6. 系前阀门；7. 泄出阀门；8. 主阀门；9. 增压器；10. 燃气发生器；
11. 副系统控制阀门；12. 阀门盒；13. 减压器；14. 卸荷开关；
15. 涡轮泵；16. 输送管；17. 安全溢流阀门；18. 加注液位指示器；
19. 加注阀门；20. 氧排气管；21. 保险阀门；22. 氢放气阀门；
23. 氢排气管；24. 手动开关；25. 气动阀门；26. 地面配气台

氢。

1. 一子级推进系统

一子级推进系统与长征二号 C 的基本相同，只是长征三号的一子级发动机是 FY-21，而长征二号 C 的是 YF-21。由于两者由不同的工厂生产，存在着一些细微差别，但它们的组成、工作原理、功能和与箭体的接口都是一样的，可以互换。长征三号从第 11 发火箭开始，改用 YF-21B 发动机。

2. 二子级推进系统

二子级推进系统原与长征二号 C 的完全一样，后改为加长喷管的 YF-24D 发动机。

3. 三子级推进系统

三子级推进系统由 YF-73 氢氧发动机、输送系统、增压系统、推进剂管理系统和其它系统组成。

(1) YF-73 氢氧发动机

该发动机采用燃气发生器循环系统，由一台涡轮泵供应 4 台推力室。液氢泵和液氧泵均为一级离心泵，涡轮为一级冲动式涡轮。发动机可作二次起动，每次起动都是用气瓶起动，用火药点火器点火。

发动机由推力室、涡轮泵、燃气发生器、自动器、起动气瓶和火药点火器等组成。

推力器分头部和身部两部分。头部采用平顶式结构，氧腔在上，氢腔在下。头部中心有安装火药点火器的四孔座，孔座周围有 3 圈按同心圆排列的喷嘴。内圈的 8 个喷嘴和第二圈的 12 个喷嘴为中心喷嘴，它们的氧喷嘴为离心式结构。外圈的 18 个喷嘴为边区喷嘴，其氧喷嘴为直流式。

喷注器面板为不锈钢丝编织烧结而成的金属纤维发汗材料。氢对面板进行发汗冷却，防止面板被烧蚀。身部由内、外壁钎焊连结而成。喷管型面按罗氏最佳推力喷管设计。内壁上铣有沟槽式冷却通道，冷却剂液氢进入冷却通道后先流向喷口，再由相邻槽返回头部。推力室的身部焊有传动轴，轴端有齿，与伺服机构啮合后实现推力室单向摆动。

涡轮泵由涡轮、液氢泵、液氧泵和齿轮箱等组成。涡轮和液氢泵同轴，是主动轴；液氧泵单独一根轴，是从动轴；中间由减速齿轮传动。涡轮为单级冲动式结构，由涡轮盖、转子和主轴组成。液氢泵由诱导轮、离心轮、螺壳、前后密封环组成。液氧泵由进口管、泵轴、诱导轮、离心轮、前后密封环和氧泵壳体组成。齿轮箱由上盖、下盖、齿轮、中轴及限流嘴组成。限流嘴是用来控制冷却剂液氢的流量的。

燃气发生器由头部和身部构成。头部为平顶式结构，有 3 层平底。第一、二层底之间为液氢腔，第二、三层底之间为液氧腔。头部中央为火药点火器喷口，其周围由 16 个双组元同轴式喷嘴排列成两个同心圆。身部由圆柱段和收敛段组成，两者均为双层壁结构，内壁上有铣槽，形成再生冷却通道。

自动器共有 24 种 41 个，主要包括液氢泵前阀门、液氧泵前阀门、液氢主阀门、液氧主阀门、氢副系统控制阀门、氧副系统控制阀门、氢泄出阀门、氧泄出阀门、氮气减压器、液氧稳压器、气动阀门和电动气阀门等器件，用以控制发动机的起动和关机。

起动气瓶内贮高压氮气。当电动气阀门通电打开后，高压氮气通过起动喷嘴吹动涡轮。氮气耗尽后由燃气接替维持发动机正常工作。因为发动机要作两次起动，故设有两套独立的气瓶起动系统。

发动机上共有 20 个火药点火器，燃气发生器头部和每个推力室的头部各装 4 个，每次点火时各消耗两个，其中一个为冗余。点火器由电发火系统、能量释放系统（包括引燃药、烟火药、过渡药和惰性药等）和结构件组成。

表 3 YF-73 发动机主要性能

| | |
|------------|-----------------|
| 真空推力 | 44.43 千牛 |
| 真空比冲 | 4119 牛·秒/公斤 |
| 推进剂总流量 | 10.786 公斤/秒 |
| 推进剂质量混合比 | 5.0 |
| 验收时的工作时间 | 800 秒(第一次工作) |
| 200 秒(滑行段) | 600 秒(第二次工作) |
| 外廓尺寸(高×直径) | 1438 毫米×2220 毫米 |

(2) 输送系统

输送系统包括液氧系统和液氢系统两部分，其主要功能是在发射准备时，在液氧箱的安全溢出阀门和液氢箱的放气阀门打开的状态下，通过加注阀门和加注液位指示器，分别对液氧箱和液氢箱进行加注（或泄出）；在飞行中则通过装有漩涡消除器的贮箱出口和输送管向发动机输送液氧和液氢。液氧和液氢进入泵之后各自分成 3 路，其中主要的一路通过主阀门再分成 4 路分别进入 4 个推力室。另外两路中的一路进入燃气发生器，形成燃气，先吹动涡轮，然后加热换热器的蛇形管，最后排出箭体；另一路进入换热器中的蛇形管。

(3) 增压系统增压系统的功能是对液氧箱和液氢箱进行增压。增压方案有起飞前的地面增压、箭上的气瓶补压和自生增压 3 种。地面增压是用地面设备及气源对贮箱增压，以保证起飞时贮箱有足够的压力。箭上气瓶补压系统由贮箱压力信号计、电动气阀门和气瓶组组成，主要用于在发动机第一次程序预冷导致贮箱气枕压力下降和因自生增压的气体在滑行段温度下降引起贮箱压力降低的情况下补压，补压的开始和结束均由压力信号计控制。在发动机工作阶段，贮箱的气枕压力由自生增压系统保证，也就是利用在换热器蛇形管中被加热的氧气和氢气进行增压。

(4) 推进剂管理系统推进剂管理系统的动力部分是 FY-81 无水肼发动机。它直接受控制系统的开关放大器控制。FY-81 发动机由气路系统、液路系统、温度控制系统及电缆网组成。气路系统包括手动阀门、钛合金气瓶、电爆阀门、减压器和导管。液路系统包括无水肼贮箱，1998 年第 5 期裂膜片、节流组件、过滤器和导管。推进装置包括 4 个推力为 9.8 牛的喷管及电磁阀、2 个推力为 39 牛的喷管及电磁阀、4 个推力为 59 牛的喷管及电磁阀和 2 个推力为 196 牛的喷管及电磁阀。温度控制系统包括贮箱加热器、组件加热器、导管加热器及温度传感器。

FY-81 发动机全部安装在三子级发动机的机架上，其推进剂输送方式为挤压式。工作时高压氦气通过减压器挤压无水肼贮箱内的橡胶囊，使无水肼冲破贮箱出口处的破裂膜片，分别流至 12 个电磁阀的入口处。当电磁阀接受控制系统的指令打开时，无水肼即进入喷管头部，与那里的催化剂起反应，产生高温气体。气体从喷管排出产生推力。

三子级发动机第一次关机后，火箭处于失重状态。这时无水肼喷管一方面

保持火箭的姿态稳定，一方面产生轴向加速度使液氢和液氧沉于贮箱底部。氢氧发动机起动和关机过程对推进剂的扰动较大，这时 196 牛的喷管工作。当推进剂已经沉于贮箱底部之后，就由 39 牛的喷管接替 196 牛喷管，保持推进剂的沉底状态。三级发动机第二次关机后还利用 2 个 196 牛的喷管进行末速修正。

(5) 其它系统基于液氢、液氧的低温易爆特点，三子级上还设有排气系统及吹除和气封系统。

排气系统由液氧箱的安全溢出阀门、液氢箱的放气阀门和保险阀门以及相应的导管组成。

加注或泄出时安全溢出阀门和放气阀门打开，贮箱增压时则关闭。飞行中如果贮箱的气枕压力超过允许值时，则阀门将自动打开。发动机吹除时，吹除气体由吹除阀门进入需要吹除的流路，从排气口或泄出阀门或副控阀门汇入排气管排出。发动机预冷时主阀门关闭，泵前阀门和泄出阀门打开，推进剂经泵前阀门进入发动机，预冷后分别从排气口或泄出阀门或副控阀门汇入排气管排出。氧排气管道和怯噁气管道是互相隔离的，氧气（或液氧）和氢气（或液氢）都通过各自的排气口集中排放。

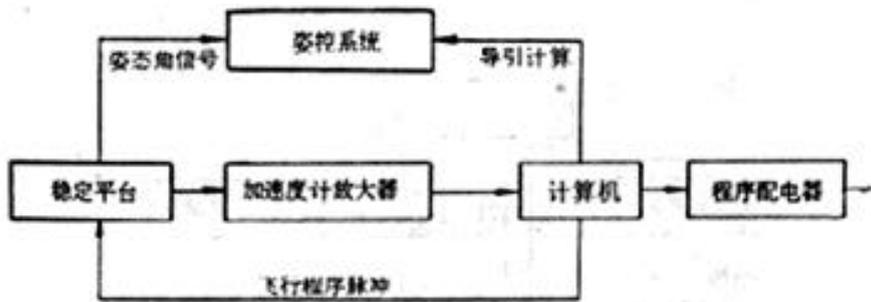


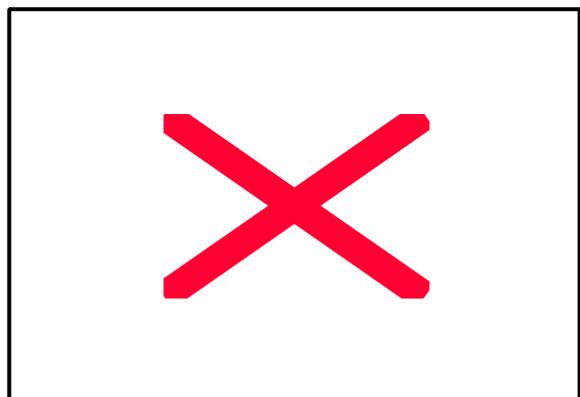
图8 长征二号制导系统原理方框图

吹除和气封系统由脱拔插头、导管和限流嘴组成。气源来自地面设备，从一子级尾段进入箭体，经一子级导管、一、二子级之间的脱拔插头、二子级导管、二、三子级之间的脱拔插头、三子级导管和限流嘴，对二、三级级间段、液氢箱与仪器舱之间的前底舱进行吹除和对氧排气管出口和怯噁气管出口进行气封，以防止氢气聚集和防止空气及其中的水气通过排气管进入排气阀门而导致阀门冻死。

五、制导和控制系统

长征三号的制导和控制系统由制导系统和姿态控制系统组成。

1. 制导系统制导系统采用平台-计算机方案，其任务是发出各级关机（起动）指令，并在二、三级飞行期间进行法向、横向导引计算，将结果输往姿态控制系统。为了满足各级飞行的特定要求，采用了不同的制导方法：第一级采用射程关机，以控制残骸落点；第二级和第三级第一飞行段均采用速度关机；第三级第二



次起动采用绝对定时起动，以控制幅角；第三级第二次关机采用半长轴关机，以控制半长轴的偏差；末速修正段采用视速度增量关机。

当火箭的正常关机出现故障时，采用下列保护措施：第一级用耗尽关机；第二级采用判别X向加速度计输出脉冲个数进行关机；第三级第一飞行段采用定时关机；第三级第二飞行段采用判别Y向加速度计脉冲个数进行关机；末速修正段采用定时关机。

2. 姿态控制系统姿态控制系统采用平台速率陀螺网络、摇摆发动机控制方案，由三轴稳定平台、速率陀螺、变换放大器、开关放大器和伺服机构等组成（图9）。在第三级第一次工作段和第二次工作段由伺服机构带动发动机摇摆，实现姿态控制，而在滑行段则由开关放大器控制无水肼喷管的工作，实现姿态控制。

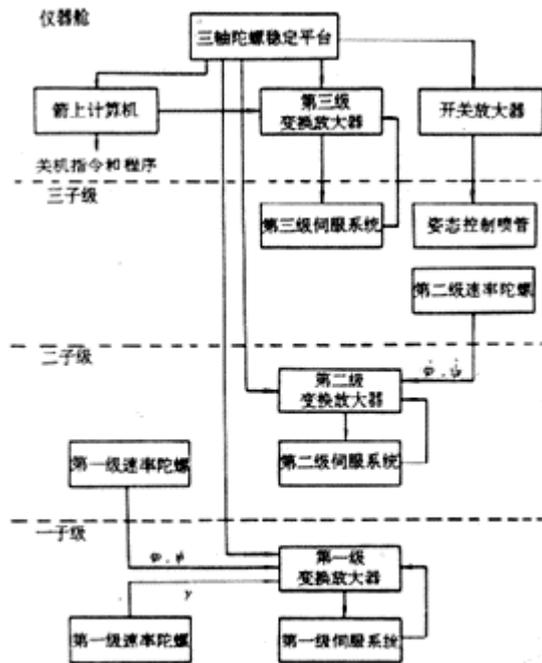


图9 长征三号姿态控制系统方框图

三轴稳定平台感应箭体姿态角和由弹性振动引起的附加姿态角，俯仰通道还接受由计算机发出的俯仰程序指令。平台的输出信号是 1000 赫兹交流信号，其幅值表示姿态角偏差的大小，相位表示姿态角的极性。

速率陀螺感应箭体姿态角速度和因箭体弹性振动引起的附加姿态角速度，输出信号也是 1000 赫兹交流信号。在一级俯仰、偏航、滚动通道和二级俯仰、偏航通道各用一个速率陀螺。

变换放大器由检波器、校正网络和综合放大器组成。检波器将平台和速率陀螺输来的交流信号解调为直流信号，送至校正网络进行整形和滤波，最后送至综合放大器进行放大。

伺服机构是姿态控制系统的执行元件。它带动发动机偏摆，以产生控制力矩。

图 10 示出了二、三子级的伺服机构。一子级伺服机构的不同之处在于反馈电位计前面无传动机构。

开关放大器由检波器、网络和开关控制器组成。平台输入的信号经检波、放大，使开关控制器输出控制电流来控制电磁阀门的开闭，令相应的喷管工作。

六、遥测系统

长征三号的遥测系统采用两种体制的遥测设备，一子级装一套硬回收式磁记录器，二、三子级各装一套大速变无线电遥测设备。为了给地面接收站提供自动跟踪的信号，

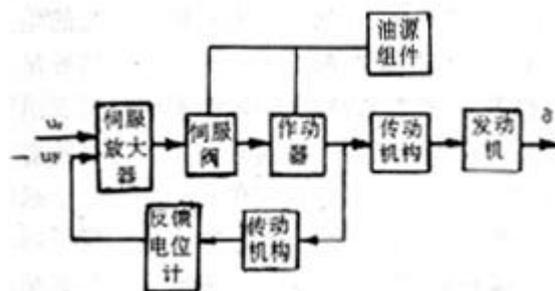


图10 长征三号一子级伺服系统方框图

三子级上还装有一套 P 波段的信标机。

磁记录器由速变调制组合、运带机构回收装置和稳频电源组成，主要用于测量一级飞行段箭体各部位的振动、冲击和噪声。被测信号进入速变调制组合经频率调制后记录于运带回收装置。该装置随一子级残骸坠回地面。

大速变无线电遥测设备由采编器、视频电源、调频发射机、电子延时存储器、集成功率放大器、功放电源、天线以及若干传感器、变换器组成，见方框图（图 11）。图中所示为安装于仪器舱的设备。安装于二子级的大速变遥测设备没有图中虚线示出的几部分。

装于二子级箱间段的大速变设备主要用于测量二级飞行时的冲击、噪声、振动和一级飞行时一子级的部分振动及一、二级的全部缓变参数。装于仪器舱的大速变设备主要用于测量三级的噪声、振动、冲击等速变参数以及缓变参数和数字量参数。

七、外测安全系统

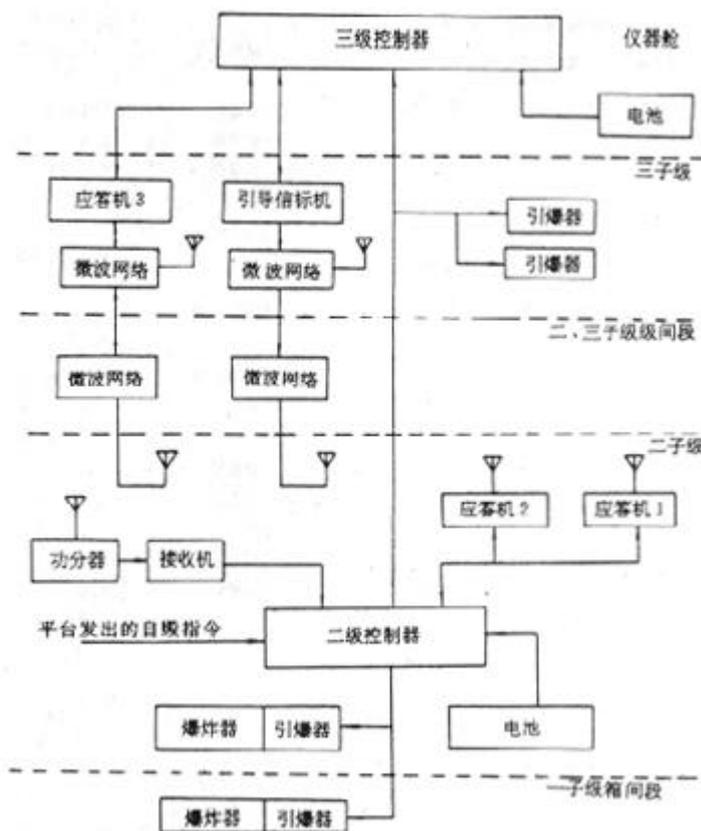


图12 长征三号外测安全系统方框图

长征三号火箭将外测系统和安全系统合并为一个外测安全系统。安全部分的作用时间为起飞后 20 秒至第二级飞行结束。

外测安全系统的任务是与地面跟踪设备配合对火箭进行跟踪测量，并最终获得卫星入轨点的轨道参数。万一火箭在飞行中出现无可挽回的故障时，它用于将火箭炸毁。

安全部分有遥控和自主式两种方式，由安全接收机、平台的安全触点、控制器、引爆器和爆炸器等组成。当火箭出现故障时可以由地面发出指令，经接收机、控制器使引爆器和爆炸

器起爆。当平台的外环轴转角超过 $\pm (20 + 2)$ 度或内环轴、台体轴转角超过 $\pm (18 + 2)$ 度时，平台的安全触点接通，发出自毁信号，令引爆器和爆炸器起爆。

八、电源系统

长征三号火箭的控制系统、遥测系统和外测安全系统的电源是相互独立的。控制系统的配电采用按分系统、大功率设备（如同服机构、火工品和电磁

阀等)分别供电的主副配电器方案,在地面测试时用整流电源和中频电机供电,射前转为箭上电池组供电。控制系统的电源由一次电源、配电器、程序配电器和二次电源组成。一次电源为3个蓄电池,由3个配电器和4个程序配电器配电。二次电源包括单相电源、双相电源、三相电源、平台系统电源(含高频电源、稳压电源)和计算机电源。

遥测系统的供电方案有两种,一、二子级采用电池加换流器方案,三子级采用纯电池方案。一子级的磁记录器由电池供电。安装在二子级上的大速变遥测系统由电池、换流器和配电器供电。换流器的输入为 28 ± 3 伏直流电压,经直流变换、整流滤波和稳压后输出30伏、+21伏、-21伏和6.3伏4种直流电压。三子级的遥测系统电源由一块输出电压为28伏的电池和一块输出电压为21伏和6伏的电池以及配电器组成。

外测安全系统的供电也是采用纯电池方案,一、二子级共用一块电池,三子级用一块电池。

九、其它系统

长征三号火箭上的其它系统包括三级起旋系统、推进剂加注系统、火工品系统、方位瞄准系统和垂直度调整系统。

1.起旋系统如果用户需要,长征三号第三级可以在末速修正段结束至星箭分离这一段时间内使箭体绕纵轴慢速旋转。起旋系统由4个(两两同向)分两组安装于、象限的固体火箭组成。

固体火箭的推力线均与箭体相切,点燃后形成力偶,使火箭以 7 ± 0.7 转/分的转速旋转。

2.推进剂加注系统全箭的加注系统由一、二、三子级加注系统组成。一、二子级加注时,加注量由超声波点式传感器指示,可指示3个液位。但考虑到贮箱的容积偏差和推进剂的温度影响,实际上只控制到第二液位,余下少量需要调节的补充加注量由地面系统控制。传感器的第三液位只起监视作用。三子级的推进剂加注采用点式电容传感器测量。由于遥测系统有连续式的电容液位传感器,为了确保可靠加注,所以遥测系统的传感器也参与加注指示。

3.火工品系统箭上火工品分3类:第一类用于推进系统,如电爆管、点火器等;第二类用于级间分离,如爆炸螺栓、正推火箭、反推火箭等;第三类用于外测安全系统,如引爆器、爆炸器等。

如按级分类,它们的名称、数量、用途见表4。

表4_长征三号箭上火工品名称、数量及用途

| 安装位置 | 名称 | 数量 | 用途 |
|------|------|----|-----------------------|
| 一子级 | 电爆管 | 24 | 起动主阀门、起动阀门、断流阀门、火药起动器 |
| | 爆炸螺栓 | 12 | 一、二级级间连接及分离 |
| | 引爆器 | 1 | 引爆爆炸器 |
| | 爆炸器 | 1 | 自毁 |
| 二子级 | 电爆管 | 7 | 起动主阀门、起动阀门、断流阀门 |

| | | | |
|-----|-------|----|--------------------------|
| | 爆炸螺栓 | 26 | 二、三级级间连接及分离、整流罩的连接及分离 |
| | 正推火箭 | 2 | 二、三级级间分离、推进剂沉底 |
| | 反推火箭 | 8 | 二、三级级间分离 |
| | 点火器 | 10 | 点燃正、反推火箭 |
| | 引爆器 | 1 | 引爆爆炸器 |
| | 爆炸器 | 1 | 自毁 |
| 三子级 | 点火器 | 20 | 点燃发动机的燃气发生器和燃烧室 |
| | 电爆管 | 2 | 起动无水肼喷管系统 |
| | 爆炸螺栓 | 2 | 包带的连接及解锁 |
| | 反推火箭 | 2 | 星箭分离(发射外星时改为4台起旋火箭) |
| | 点火器 | 2 | 点燃反推火箭(发射外星时4枚点火器点燃起旋火箭) |
| | 小型爆炸器 | 2 | 自毁 |

4. 方位瞄准系统系统的工作原理和箭上设备均与长征二号C相同，只是地面设备有所改进，即长征二号C采用光电经纬仪，而长征三号采用激光瞄准仪。

5. 垂直度调整系统垂直度调整系统由地面的水平指示仪、发射台自动调平系统和箭上的2台水平测量仪组成。2台水平测量仪分别安装在平台底座和一子级发动机架下端。垂直度调整的主要目的是减小火箭起飞段的横向漂移量。

十、典型飞行程序

长征三号的主要任务是发射地球同步卫星，在西昌卫星发射中心发射，轨道倾角为27~31.1度。长征三号的轨道可分为一级飞行段、二级飞行段、三级第一飞行段、滑行段（停候轨道）、三级第二飞行段、末速调整段和姿态保持段等7段。

在姿态保持段末期可根据需要使火箭绕纵轴慢速旋转。该段结束后，星箭分离，卫星进入地球同步转移轨道（表5）。

表5_长征三号的典型飞行程序

| 时间(秒) | 事件 |
|----------|------------|
| T-3 | 第一级点火 |
| T+0 | 起飞 |
| T+10 | 程序转弯开始 |
| T+126.66 | 一子级发动机关机 |
| T+127.89 | 一、二级分离 |
| T+255.25 | 二子级主发动机关机 |
| T+259.25 | 抛弃整流罩 |
| T+262.25 | 二子级游动发动机关机 |
| T+263.25 | 二、三级分离 |

| | |
|-----------|--------------------|
| T+688.88 | 三子级发动机第一次关机,进入停候轨道 |
| T+935.70 | 三子级发动机第二次点火 |
| T+1253.71 | 三子级发动机第二次关机 |
| T+1261.71 | 末速调整喷管关机 |
| T+1291.71 | 星/箭进入转移轨道,起旋火箭点火 |
| T+1292.21 | 起旋火箭熄火 |
| T+1292.71 | 星箭分离 |

十一、飞行记录(表 6)

表 6 长征三号火箭飞行记录

| 序号 | 发射日期 (年.月.日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | 备注 |
|----|-----------------|--------|------------|-------------|-------------|-----------|----|
| | | 名称 | 质量 (公斤) | 近地点 (公里) | 远地点 (公里) | 倾角 (度) | |
| 1 | 1984.1.29 | 东方河邮号 | 910 | 400 | / | 31.1 | 失败 |
| 2 | 1984.4.8 | 东方河邮号 | 910 | 400 | 36111 | 31.1 | |
| 3 | 1986.2.1 | 东方河邮号 | 917 | 400 | 36127 | 31.1 | |
| 4 | 1988.3.7 | 东方河邮号甲 | 1024 | 200 | 36116 | 31.1 | |
| 5 | 1988.12.22 | 东方河邮号甲 | 1024 | 200 | 36151 | 31.1 | |
| 6 | 1990.2.4 | 东方河邮号甲 | 1024 | 200 | 36171 | 31.1 | |
| 7 | 1990.4.7 | 亚洲一号 | 1247 | 200 | 36140 | 31.1 | |
| 8 | 1991.12.28 | 东方河邮号甲 | 1024 | 200 | / | 31.1 | 失败 |
| 9 | 1994.7.21 | 亚太一号 | 1385 | 200 | 42386 | 27 | |

三子级发动机的燃气发生器富氧燃烧,第二次启动后约 5 秒推力突然下降,卫星未进入地球同步转移轨道。

三子级发动机的控制气路泄漏,第二次工作段提前关机,卫星未进入地球同步转移轨道。

长征三号 A

长征三号 A 运载火箭是在长征三号火箭成功之后重新研制的一种三级大型运载火箭,采用了百余项新技术,其技术性能、使用性能以及适应性等均较长征三号有显著提高。它是长征三号系列火箭的基本型型号。长征三号 A 于 1985 年 3 月开始方案论证,1986 年 4 月正式研制,1994 年首次飞行试验成功。

长征三号 A 运载火箭主要运载地球同步转移轨道的有效载荷,也可以运载低轨道、极轨道或逃逸轨道的有效载荷。长征三号 A 在西昌卫星发射中心发射,其地球同步转移轨道的运载能力为 2600 公斤。

长征三号 A 的一、二子级基本上与长征三号的一、二子级相同,只是结构尺寸有某些改变,如尾翼加大,贮箱增长等。三子级则是新研制的,采用了许多先进的技术,如数字化、小型化的控制系统、四框架挠性平台、大推力氢氧发动机、冷氢增压系统、推进剂利用系统和用氢气气动机作动力的伺服机构等,但也尽可能地利用了长征三号的经验和成果。

一、主要技术性能(表 7)

表 7__长征三号 A 的主要技术性能

| | |
|----------|-----------------|
| 级数 | 3 |
| 全长 | 52.52 米 |
| 最大直径 | 3.35 米 |
| 翼展 | 6.35 米 |
| 起飞质量 | 241 吨 |
| 起飞推力 | 2961.6 千牛 |
| 推重比 | 1.25 |
| 运载能力 | 2.6 吨(地球同步转移轨道) |
| 入轨精度(1) | (地球同步转移轨道) |
| 半长轴偏差 | 33 公里 |
| 轨道倾角偏差 | 0.07 度 |
| 近地点高度偏差 | 10 公里 |
| 近地点幅角偏差 | 0.17 度 |
| 升交点经度偏差 | 0.17 度 |

一子级

| | |
|-------|---------------|
| 级长 | 26.972 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 质量 | 183.28 吨 |
| 结构质量 | 11.23 吨 |
| 推进剂质量 | 172.05 吨 |
| 发动机 | DAFY6-2 |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 地面总推力 | 2961.6 千牛 |
| 地面比冲 | 2556.2 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 146 秒 |

二子级

| | |
|-------|-------------------|
| 级长 | 11.276 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 质量 | 34.116 吨 |
| 结构质量 | 3.561 吨 |
| 推进剂质量 | 30.555 吨 |
| 发动机 | |
| 主机 | DAFY21-1 |
| 游机 | YF-23B |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 真空推力 | 742.04 千牛(主机) |
| | 47 千牛(4 台游机) |
| 真空比冲 | 2922.4 牛·秒/公斤(主机) |
| | 2834 牛·秒/公斤(游机) |
| 工作时间 | 114 秒(主机) |

119 秒(游机)

| | |
|-------|-------------|
| 三子级 | |
| 级长 | 12.375 米 |
| 直径 | 3.0 米 |
| 质量 | 20.935 吨 |
| 结构质量 | 2.742 吨 |
| 推进剂质量 | 18.193 吨 |
| 发动机 | YF-75 |
| 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 真空推 | 力 156.9 千牛 |
| 真空比冲 | 4315 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 469 秒 |

| | |
|-----|---------|
| 整流罩 | |
| 长度 | 8.887 米 |
| 质量 | 500 公斤 |
| 直径 | 3.35 米 |

二、总体布局

长征三号 A 是三级运载火箭，其组成和布局与长征三号火箭相同，只是各部分的结构尺寸有所变化，详见长征三号 A 火箭外形及总体布局图（图 14）。

三、箭体结构

长征三号 A 火箭的箭体结构由一、二、三子级和整流罩组成。

1. 一子级结构

一子级箭体的组成及结构形式与长征三号的相同，只是贮箱长度和尾翼面积有所增加。另外，由于考虑到进一步的发展，为捆绑助推器作了预埋设计，对捆绑助推器的支点部位进行了局部加强。

2. 二子级结构

二子级结构的组成及结构形式与长征三号基本相同。

3. 三子级结构

三子级结构由贮箱、仪器舱、过渡锥和包带装置组成。

贮箱直径 3 米，结构形式同长征三号三子级的贮箱。由于三子级发动机由双机构成，

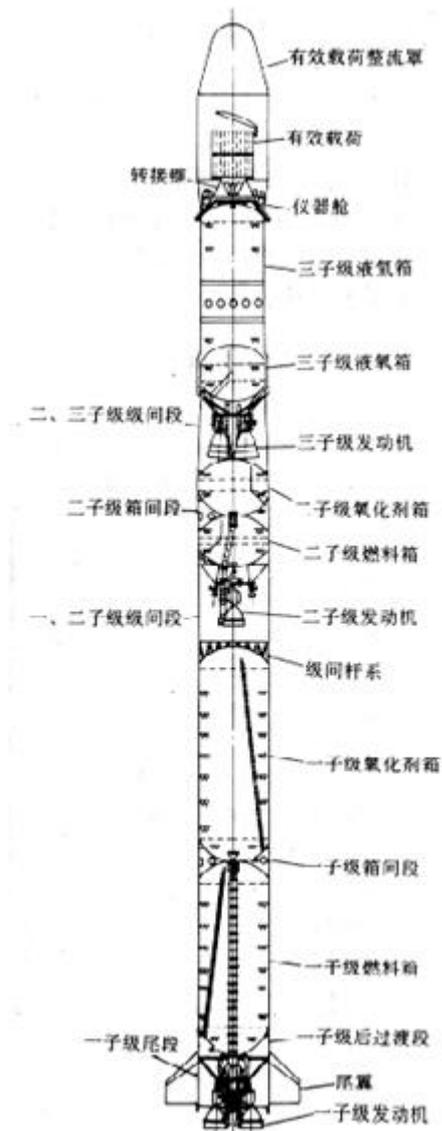
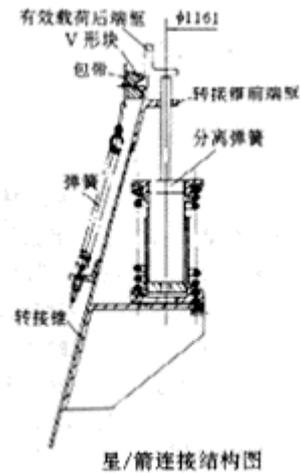


图 14 长征三号 A 火箭外形及总体布局

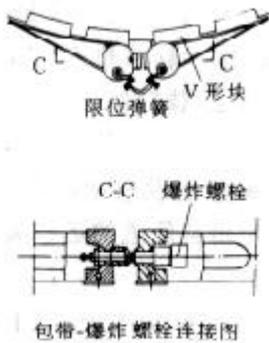
所以液氧箱和液氢箱各有两个输出口。又因为液氧箱采用冷氦增压，在液氢箱内安装了7个气瓶。

仪器舱由截锥形壳体、环形盘和20根支撑杆组成，高740毫米。锥壳的前框与过渡锥相连，直径1748毫米；后框与贮箱相连，直径2990毫米；壳段由铝合金蜂窝板构成，是主要的承力构件，其内壁设有绝热层，以隔绝液氢箱的低温。环形盘也由铝合金蜂窝板构成，蜂窝夹芯板的厚度约为30毫米，是安装仪器、电缆的主要结构。支撑杆由U形型材构成，与截锥壳段共同承担环形盘及盘上安装的仪器、电缆的重量。

过渡锥呈一个截锥形结构，由上、下端框和锥壳组成，下端框与仪器舱相连，上端框通过包带装置与卫星相连。锥壳是承力构件，由碳纤维蜂窝构成，面板是碳纤维板，夹芯是铝蜂窝。过渡锥上固定着6个分离弹簧支座、4个分离传感器支架和用来安装拉伸弹簧、电缆等的耳片。过渡锥上端框的对接尺寸是国际上通用的，有937毫米、1194毫米和1497毫米三种尺寸可供用户选用。



星/箭连接结构图



包带装置包括2根钢带、2个无污染爆炸螺栓、32个夹块、14根拉伸弹簧、4根限位弹簧、1个定位块和2个解锁遥测元件。32个夹块和1个定位夹块固定在钢带上，2根钢带通过爆炸螺栓连成整体。拉伸弹簧一端连在包带上，另一端连在过渡锥的耳片上。当拧紧爆炸螺栓时，钢带被拉紧，夹块将卫星/过渡锥连接在一起。

星箭分离时，两个爆炸螺栓（只要其中之一）被引爆，包带断开并向外扩张，但受到限位弹簧的约束，只能扩到一定的程度以免损伤卫星，然后在拉伸弹簧的作用下被拉向过渡锥一侧，并固定在锥壳上。在6根分离弹簧的作用下，星、箭被分开。包带的解锁信息和星、箭的分离信息分别通过解锁遥测元件和分离传感器被送往箭上的遥测系统。

4. 整流罩

长征三号A的整流罩由前锥段、圆筒段、倒锥段和连接/分离组件组成。前锥段包括球形端头和截锥壳，两者母线相切，锥段的半锥角为15度，端头的半径为1米。端头的材料是玻璃钢，锥段和圆筒段都是铝蜂窝结构。圆筒段直径为3.35米。倒锥段为化铣结构。连接/分离组件包括爆炸螺栓、铰链和分离弹簧。整个整流罩由两个半罩组成，总高度8.887米。射前在发射塔上用爆炸螺栓将两个半罩连成一体，并与三子级相

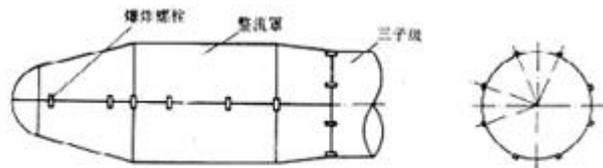


图16 长征三号A整流罩及爆炸螺栓的分布

连；分离时首先令与三子级相连的爆炸螺栓解锁，然后再令连接两个半罩的爆炸螺栓解锁。在分离弹簧的作用下，像长征三号抛罩时一样，两个半罩各自绕铰链的转轴旋转，最终沿切线方向飞离三子级。

| | |
|-------|-------------------------------|
| 液氢流量 | 3.08 公斤/秒 |
| 液氧流量 | 15.15 公斤/秒 |
| 推力室压力 | 3.67 兆帕 |
| 液氢泵转速 | 40000 转/分 |
| 液氧泵转速 | 20000 转/分 |
| 干质量 | 245 公斤 |
| 外廓尺寸 | 2805 毫米 × 3068 毫米 (高 × 直径) |

推力室包括头部、身部和延伸喷管三部分。头部采用同轴式氢氧喷嘴单元，氧喷嘴为离心式，氢喷嘴为直流缝隙式。所有的喷嘴单元都相同，并按同心圆排列。

身部采用铝铜合金的沟槽内壁，用电铸镍形成外壁。喷管延伸段采用螺旋管束式结构方案，用氢作排放冷却剂。

燃气发生器头部采用离心式氧喷嘴和直流式氢喷嘴，并带有扰流装置，身部为单层壁不冷却结构。

涡轮泵包括氢涡轮泵和氧涡轮泵两部分，两者为非共轴气动串联系统，两台涡轮泵分布设在推力室两侧。

燃气发生器供应的燃气首先驱动氢涡轮，然后再驱动氧涡轮。氢涡轮泵主要由氢涡轮、氢泵、上支座、下支座、动密封和轴承等组成。氢涡轮转子为超临界柔性转子，采用轮盘、叶片、主轴的整体结构。氢涡轮为超声速、轴流、速度复合级涡轮。氢泵采用离心泵，泵与涡轮之间设有动密封。轴承为滚珠轴承，由液氢冷却。从氢涡轮排出的燃气经过换热器之后进入氧涡轮。氧涡轮泵由氧涡轮、氧泵、上支座、下支座、密封和轴承等组成。氧涡轮泵转速低于一阶临界转速。氧涡轮为轴流、速度复合级涡轮。氧泵采用离心泵。轴承为滚珠轴承。在泵与涡轮之间设有动密封。

每台单机的阀门主要有：氢泵前阀、氧泵前阀、氢主阀、氧主阀、推进剂利用阀、氢副控阀、氧副控阀以及电动气阀门等。

总装元件包括常平座、摇摆软管、换热器、点火器和火药起动器。

(2) 输送系统

长征三号 A 三子级输送系统的组成和功能与长征三号的基本相同，只是由于三子级发动机由两台单机组成，所以两个贮箱各有两个推进剂输出口。液氧和液氢各自经输出口、泵前阀、摆动软管进入泵腔。液氧从泵后分成三路，一路经文氏管抵达主阀；一路经并联的两台推进剂利用阀抵达主阀，然后两路会合后通过主阀进入推力室头部；第三路经压力调节器、副控阀进入燃气发生器。液氢从泵后分成 4 路，一路经文氏管抵达副控阀；一路经文氏管、旁通阀抵达副控阀，然后两路会合通过副控阀进入燃气发生器；第三路经文氏管、主阀进入推力室的冷却通道；第四路经氢涡轮后面的加温器进入液氢贮箱，为贮

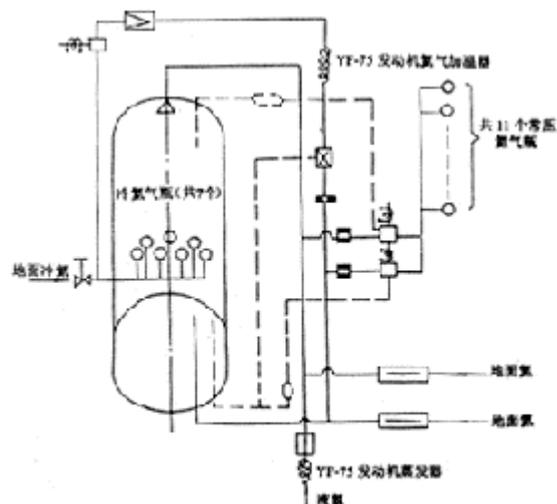


图 17 长征三号 A 三子级输送系统原理图

箱增压。

(3) 增压系统

三子级的增压系统由常温氦气瓶、低温氦气瓶、压力信号计、加温器、减压器和相应的阀门、导管等组成。液氢箱采用自生增压方案，从泵后引出少量液氢经氢涡轮后面的加温器加温后进行增压，另外从推力室的头部引出一股气氢经氧涡轮后的废气加热，先带动氢气气动机，然后也用来增压液氢箱。液氧箱用氦气增压，即将低温氦气瓶中的氦气经氢涡轮出口处的加温器加温，对液氧箱增压。在滑行段则两个贮箱都用常温氦气补压。

(4) 推进剂利用系统

推进剂利用系统由氧箱液位传感器、氧箱液位变换器、氢箱液位传感器、氢箱液位变换器、计算控制装置、推进剂利用阀和电缆网组成。液氢和液氧的液位传感器、变换器在原理和结构方面都相同，仅尺寸和电气参数不同。传感器为分节式电容，电容的两极为同心圆筒，液位改变将导致两极之间的介电常数变化，从而使电容量发生变化。变换器将传感器输出的电容转换成直流电压信号，送往计算控制装置。计算控制装置根据两个贮箱的液位高度计算出两种推进剂的剩余量，如果液氧与液氢的比例大于发动机的额定质量混合比 ($k = 5$)，则令两个推进剂利用阀（指单台发动机）全部打开，以增大进入推力室的液氧流量；当该比例小于发动机的额定混合比时，则令两个推进剂利用阀全部关闭，以减小液氧的流量；如果该比例等于发动机的混合比，则令两个阀门一开一闭，维持正常的流量。

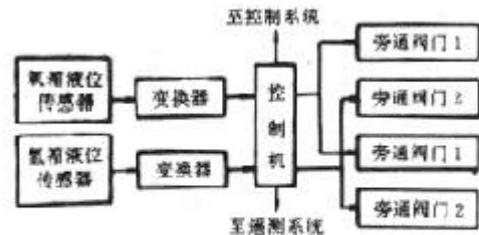


图 18 长征三号 A 推进剂利用系统原理图

表 9 FY-83 发动机的推力室参数

| 推力室功能 | 单室推力 (牛) | 推力室数量 |
|-------|----------|-------|
| 俯仰控制 | 70 | 2 |
| 偏航控制 | 70 | 2 |
| 滚动控制 | 40 | 4 |
| 推进剂管理 | 300 | 2 |
| | 40 | 2 |

推进剂利用系统开始工作和停止工作的时间受控制系统控制。贮箱中推进剂的液位变化信息，在飞行状态下，同时送往推进剂利用系统和遥测系统，而在加注推进剂时，则送往地面的加注控制台。

(5) 推进剂管理系统

长征三号 A 推进剂管理系统的原理、组成和功能都与长征三号的相同，只是动力部分采用了 FY-83 发动机，其推进剂为单推 3 (DT-3)。和长征三号一样，该发动机的部分推力室用于推进剂管理，另一部分推力室则用于滑行段的姿态控制。

(6) 其它系统

长征三号 A 三子级推进系统中还包含有排气系统、吹除和气封系统，它们的组成和功能都与长征三号的相同。

五、制导和控制系统

长征三号 A 火箭的制导与控制系统主要由制导系统和姿态控制系统组成。系统的主要特点是数字化、小型化并可加横向程序角。它在长征火箭系列中首次采用了四轴挠性平台，箭上计算机的性能也大幅度提高。

1. 制导系统

制导系统由四轴平台 - 箭上计算机组成，采用显式制导方案，制导原理如图 19 所示。

计算机在制导过程中将进行导航计算和制导计算。导航计算采用递推算法，将视速度增量转换成速度和位置，其目的是实时地获得运载火箭的瞬时速度和位置，以保证有较高的制导精度。制导计算包括关机计算和导引计算两部分。关机

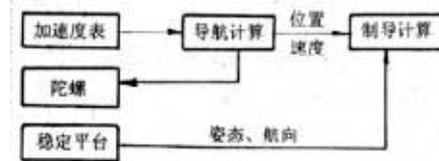


图 19 长征三号 A 制导系统原理图

计算按照一、二级飞行采用射程关机、三级第一飞行段采用速度型关机、三级第二次起动采用绝对定时、三级第二飞行段采用半长轴控制关机、末速修正段采用增量型关机的方案进行计算，然后发出各级发动机的关机、三级第二次起动和星箭分离等信号。导引计算方案为：一级飞行和末速修正段不进行导引，二级飞行进行减少横向散布的侧向导引，二级飞行和三级第一飞行段控制高度、三级第二飞行段控制近地点幅角的法向导引，以使火箭在受到各种干扰时，仍能在预定轨道的附近飞行。

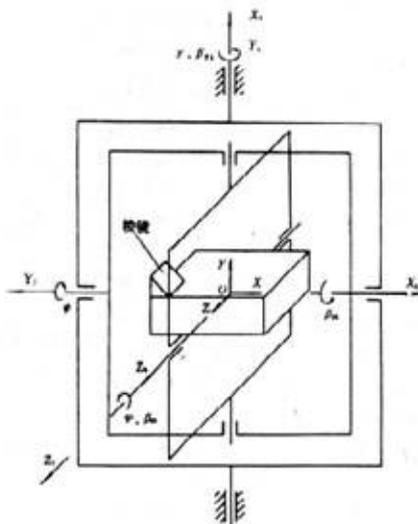


图 20 长征三号 A 四轴平台原理及定向图

四轴平台由台体、内环、中环、外环组成，采用挠性支承，全姿态数字输出。台体上安装有互呈正交的三个挠性加速度计、两个三自由度的挠性陀螺、一个瞄准用的棱镜，各框架上安装有框架角传感器和力矩马达，外环轴上装有适应火箭自旋的导电环。平台的原理及定向如图 20 所示，图中的 X_1 、 Y_1 、 Z_1 为箭体坐标系， X 、 Y 、 Z 为台体坐标系（惯性系）， X_k 、 Y_k 、 Z_k 为平台框架坐标系， x_p 、 y_p 、 z_p 为框架角， α 、 β 、 γ 为姿态角。

2. 姿态控制系统

长征三号 A 姿态控制系统采用数字化控制方案，与长征三号相比，有如下的不同点：

- 1) 以计算机软件代替模拟量控制的多通道校正网络；
- 2) 采用四轴平台，并在系统设计中考虑大姿态角的影响；
- 3) 一、二、三级都采用 3 个速率陀螺方案；
- 4) 考虑了双星发射的姿态控制问题。

伺服机构是姿态控制的执行元件。一、二子级的伺服机构与长征三号的相同。三子级的伺服机构是新设计的，两套伺服机构控制两

- 1) 以计算机软件代替模拟量控制的多通道校正网络；
- 2) 采用四轴平台，并在系统设计中考虑大姿态角的影响；

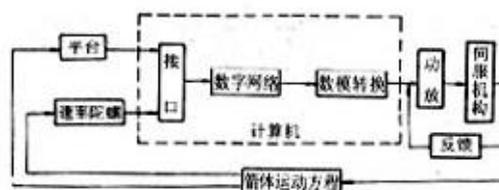


图 21 长征三号 A 姿态控制系统框图

台推力室作双向摆动，每套都包括伺服作动器和液压源两部分。作动器又分 A、B 两种状态，两者均受液压系统驱动而直接带动推力室。两种状态的作动器共用一个液压源，由带自封接头的软管联通。液压源安装在伺服作动器 A 上，由气动机、液压泵、蓄压器、电磁阀、油箱、过滤器、中频电机及其它附件构成。

气动机是伺服机构的一次能源。三子级发动机工作时，从推力室头部引出一股氢气，推动气动机的转子旋转，从而带动液压泵工作，而做功后的氢气则通过导管进入液氢箱，对贮箱增压。

液压泵为变量泵。由于发动机的摆角随火箭受到的干扰量变化，当摆角较小时，液压系统所需的供油量下降，如果泵的供油量不变，将引起系统发热，而变量泵可以根据液压系统的需要供油，从而减少系统的温升。

蓄压器的开闭受电磁阀控制。临射前用地面氦气对蓄压器充压。在三子级发动机第一次工作之前，开启蓄压器，伺服机构将提前起控，使推力室摆至控制系统要求的位置。一旦推力室建压，就立即产生控制力矩。而在发动机第一次工作结束时，蓄压器已被重新充压，这样在发动机第二次起动前，伺服机构又将提前起控。

气动机与液压泵之间采用超越离合器连接。三子级发动机工作时，超越离合器处于结合状态，液压泵受气动机驱动。地面测试时，利用中频电机带动液压泵，这时超越离合器处于脱开状态，气动机转子不受中频电机的影响。射前可以将具有快卸机构的中频电机取下。此后如果还需要测试，还可以利用地面氦气源驱动气动机。

伺服机构采用机械反馈，并设有零位液压锁。机械反馈可以避免因电路故障导致伺服回路开环失控，而液压锁则保证推力室在非工作状态下不发生碰撞。

六、遥测系统

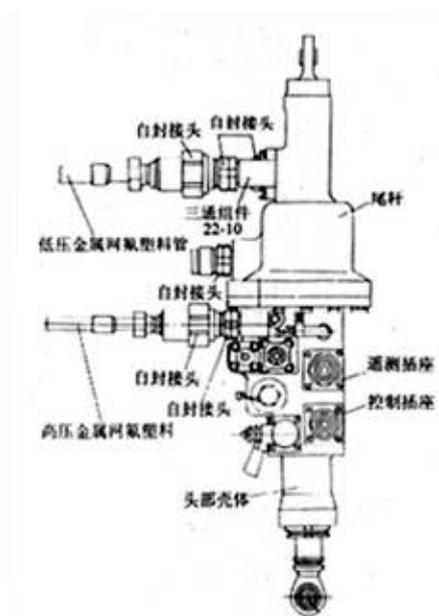


图 22 长征二号 A 二子级双摆伺服机构

在火箭飞行中，火箭遥测系统对火箭各系统工作参数进行测量并将测量数据传送到地面接收站或海上测量船。通过实时处理和事后分析，了解和分析火箭各部分工作状态，可确定发射结果，发现问题及时修正或改进设计，为今后新型号研制提供依据。遥测系统为独立系统，不直接影响火箭飞行的成败。

全箭遥测参数约有 574 个，包括总体参数 86 个，环境参数 97 个，推进系统参数 140 个，伺服机构参数 34 个，外测系统参数 13 个，控制系统一般量参数 100 个，控制系统时串指令参数 61 个，控制系统数字量参数 43 个。

遥测系统主要设备包括箭上和地面两部分，箭上部分由供电设备、传输设备、信号调节器、传感器以及变换器等组成。地面部分主要包括电源机柜、供电控制机柜、

C A M A C 机柜、接收解调机柜及数据记录与数据处理设备等。

为了提高遥测参数精度和整个系统的可靠性，遥测系统箭上采用分布式采集供电方案，集中控制，就近采编，避免弱信号长距离传输，减少各信号之间、二次电源之间的干扰。地面自动化检测与数据处理系统则用于遥测设备装箭的联试、箭上遥测系统检测、遥测信号的接收、部分缓变参数的实时处理和显示，并通过计算机网络向各分系统提供有关的遥测参数。

箭上主要设备有：1) 一子级内的一套磁记录设备，用来记录全箭噪声信号和一子级高频、低频、P O G O 振动和脉动压力参数。它随一子级残骸硬回收。2) 二子级内的一套分布式大速变遥测设备，用以测量一、二子级的缓变参数和数字参数以及二子级的高频、低频、P O G O 振动和脉动压力参数。3) 三子级内的一套分布式大速变遥测设备，用以测量二、三子级的缓变参数和数字参数以及三子级的高频、低频、P O G O 振动和脉动压力参数。

七、外测安全系统

长征三号 A 的发射方位在 95 ~ 104 度之间，地面测控设备的布置基本同长征三号。因此，外测安全系统箭上设备的种类基本同长征三号。为了提高整个系统的性能，采用了箭上设备小型化、集成化和优化设计，地面增加了自动巡回检测系统。该系统继承长征三号方案，外测与安全合一。

该系统在卫星入轨前对火箭轨道进行测量，星箭分离后，预报卫星的初始入轨轨道。同时，一旦发现火箭发生故障，偏离预定航线，由地面指挥部经过证实后，发出指令将其炸毁。如出现姿态发散的故障，也可由控制系统给出指令将故障箭炸毁。

测量部分由三个应答机、一个引导信标机、微波网络、天线、控制器、激光合作目标、电池等组成。

安全部分由安全指令接收机、天线、功分器、控制器、引爆器、爆炸器、电池等组成。自毁系统仅在一、二级飞行段起作用，安全指令接收机和控制器均安装在二子级。

系统地面测试设备由控制台、电源与配电机柜、记录机柜以及各单机的综合测试设备等组成一个自动化检测系统。

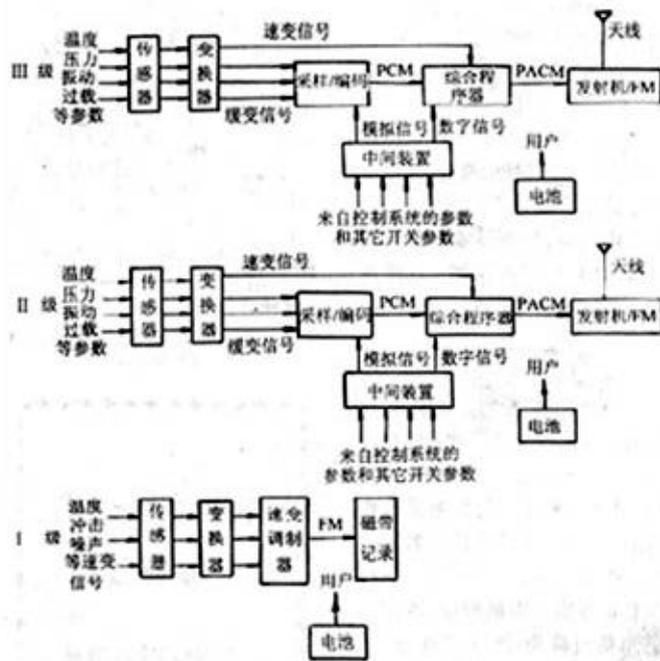


图 23 长征三号 A 遥测系统方框图

八、电源系统

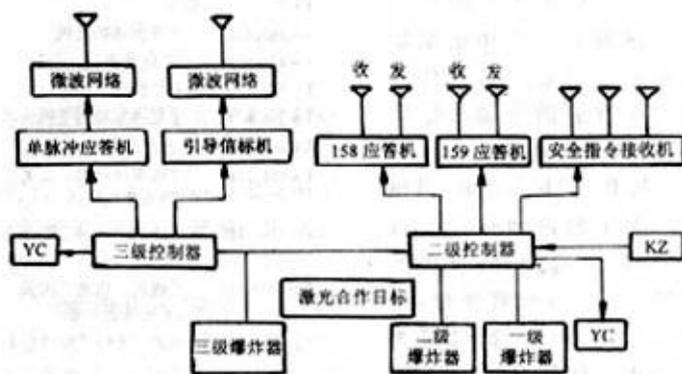


图 24 长征三号 A 安全系统方框图

长征三号 A 箭上电源系统基本上与长征三号的相同，只是控制系统取消了独立的二次电源，改为各用户自备，并且将程序配电器的电子部分和大电流触点部分分开成两个仪器，电子部分采用可编程方案，大电流触点部分采用大功率继电器。

九、其它系统

长征三号 A 火箭还有垂直度调整系统、常规推进剂加注液位指示、温度测量系统、卫星整流罩空调系统等。

箭体垂直度由安装在一子级发动机机架和三级平台处的液体摆敏感，通过液压装置调整发射台支架，使箭体垂直。

长征三号 A 火箭的加注液位传感器首次采用记忆型干簧液位传感器。这种传感器相对于普通的干簧液位传感器，有两个明显的优点：

- 1) 具有“记忆”功能，当浮子由下至上随液面运动经过干簧管时，触点闭合，发出液位信号。此信号一直保持，直至浮子反向运动再次经过干簧管为止。这种“记忆”功能便于火箭加注时对液面的监测。
- 2) 在传感器发生掉电时仍能敏感液位变化，一旦电源恢复，便可马上显示新的液位。

卫星整流罩空调系统采用如下方案：温度、湿度、流速、噪声等传感器组合安装在整流罩上，测量罩内环境，传感器输出经 A/D 转换，计算机巡回检测，对整流罩内的环境进行监视。

十、典型飞行程序

长征三号 A 的主要任务是发射地球同步卫星。该火箭在西昌卫星发射中心的 2 号工位发射（如果对 3 号工位的发射塔稍作改造，亦可在 3 号工位发射），射向 104 度。由于从三级第一飞行段开始可输入偏航程序，因而轨道倾角可降至 28.5 度或更低。转移轨道的近地点高度为 200 公里，远地点高度为 35786 公里。发射轨道的类型与长征三号的相同，典型飞行程序见表 10。

表 10 长征三号 A 火箭的典型飞行程序

| 时间(秒) | 事件 |
|-----------|----------|
| T-3 | 第一级点火 |
| T+0 | 起飞 |
| T+146.451 | 一子级发动机关机 |
| T+147.951 | 一、二级分离 |
| T+232.951 | 抛弃整流罩 |

| | |
|------------|--------------------|
| T+256.633 | 二子级主发动机关机 |
| T+262.633 | 二、三级分离 |
| T+614.211 | 三子级发动机第一次关机,进入停候轨道 |
| T+1191.419 | 三子级发动机第二次点火 |
| T+1309.239 | 三子级发动机第二次关机,末速修正开始 |
| T+1329.239 | 末速修正结束,保持姿态 |
| T+1389.239 | 星箭分离 |

十一、飞行记录 (见表 11)

表 11 长征三号 A 火箭飞行记录

| 序号 | 发射日期 (年.月.日) | 有效载荷 | | 轨道参数 | | | 备注 |
|----|-----------------|--------------|-------------|-------------|-------------|-----------|----------|
| | | 名称 | 质量 (公斤) | 近地点 (公里) | 远地点 (公里) | 倾角 (度) | |
| 1 | 1994.2.8 | 夸父一号 实践四号 | 1342 396 | 200 | 36194 | 28.5 | 一箭双 星 |
| 2 | 1994.11.30 | 东方红三号 | 2232 | 200 | 36197 | 28.5 | |

长征三号 B

长征三号 B 运载火箭是在长征三号 A 和长征二号 E 火箭的基础上研制的大型三级液体捆绑火箭,芯级基本上就是长征三号 A,而助推器及其捆绑结构则与长征二号 E 相同。

长征三号 B 于 1989 年 7 月开始总体方案设计,定于 1996 年开始飞行试验并投入使用,其主要任务是发射地球同步转移轨道的重型卫星,亦可进行轻型卫星的一箭多星发射或发射其它轨道的卫星。

长征三号 B 的地球同步转移轨道运载能力为 5.0 吨。推销发射的发射费用为 5600 万美元,预计商业发射费用为 7000 ~ 8000 万美元 (1993 年币值)。

一、主要技术性能 (表 12)

表 12 长征三号 B 的主要技术性能

| | |
|------|-----------------|
| 级数 | 3 |
| 全长 | 54.838 米 |
| 最大直径 | 8.45 米 |
| 翼展 | 11.45 米 |
| 起飞质量 | 426 吨 |
| 起飞推力 | 5923.2 千牛 |
| 推重比 | 1.42 |
| 运载能力 | 5.0 吨(地球同步转移轨道) |

| | |
|----------|------------|
| 入轨精度(1) | (地球同步转移轨道) |
| 半长轴偏差 | 40 公里 |
| 倾角偏差 | 0.07 度 |
| 近地点高度偏差 | 10 公里 |
| 近地点幅角偏差 | 0.2 度 |
| 升交点经度偏差 | 0.2 度 |

助推器

| | |
|-------|---------------|
| 长度 | 15.326 米 |
| 直径 | 2.25 米 |
| 起飞质量 | 4×40.658 吨 |
| 结构质量 | 4×2.8 吨 |
| 推进剂质量 | 4×37.75 吨 |
| 发动机 | DAFY5-1 |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 地面推力 | 4×740.4 千牛 |
| 地面比冲 | 2556.2 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 125 秒 |

一子级

| | |
|-------|---------------|
| 级长 | 23.272 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 质量 | 183.9 吨 |
| 结构质量 | 12.12 吨 |
| 推进剂质量 | 171.8 吨 |
| 发动机 | DAFY6-2 |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 地面推力 | 2961.6 千牛 |
| 地面比冲 | 2556.2 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 146 秒 |

二子级

| | |
|-------|--------------------------------------|
| 级长 | 9.943 米 |
| 直径 | 3.35 米 |
| 质量 | 49.6 吨 |
| 结构质量 | 3.848 吨 |
| 推进剂质量 | 45.752 吨 |
| 发动机 | DAFY21-1(主机) YF-23B(游机) |
| 推进剂 | 四氧化二氮/偏二甲肼 |
| 真空推力 | 742.04 千牛(主机) 47 千牛(4 台游机) |
| 真空比冲 | 2922.4 牛·秒/公斤(主机) 2834 牛·秒/公斤(游机) |
| 工作时间 | 178 秒(主机) 184 秒(游机) |

三子级

| | |
|-------|---------------|
| 级长 | 12.375 米 |
| 直径 | 3.0 米 |
| 质量 | 21.304 吨 |
| 结构质量 | 3.062 吨 |
| 推进剂质量 | 18.242 吨 |
| 发动机 | YF-75 |
| 推进剂 | 液氧/液氢 |
| 真空推力 | 156.9 千牛 |
| 真空比冲 | 4315 牛·秒/公斤 |
| 工作时间 | 300+178=478 秒 |

整流罩

| | |
|----|---------|
| 长度 | 9.561 米 |
| 质量 | 1500 公斤 |
| 直径 | 4.0 米 |

二、总体布局

长征三号 B 火箭芯级组成及布局同长征三号 A，助推器的组成及布局同长征二号 E 的助推器。由于稳定控制的需要，每个助推器上各装一个尾翼。

三、箭体结构

长征三号 B 的助推器结构基本上与长征二号 E 的相同，芯级的结构形式与长征三号 A 的相同，只是有些部段尺寸有变化或结构上采取了加强措施。

1. 助推器结构

每个助推器上各有一个尾翼，尾翼的大小和结构形式与长征三号 A 的完全相同。

2. 一子级结构

一子级燃料箱的前短壳比长征三号 A 的缩短 350 毫米，而箱间段增长 350 毫米。结构加强。

3. 二子级结构

与长征三号 A 相比，氧化剂箱增长 894 毫米，燃料箱增长 750 毫米，结构上也采取了加强措施。

4. 三子级结构

与长征三号 A 相比，只是结构上采取了加强措施。

5. 整流罩

长征三号 B 的单星整流罩是新设计的，由倒锥段、圆筒段、双锥段、端头

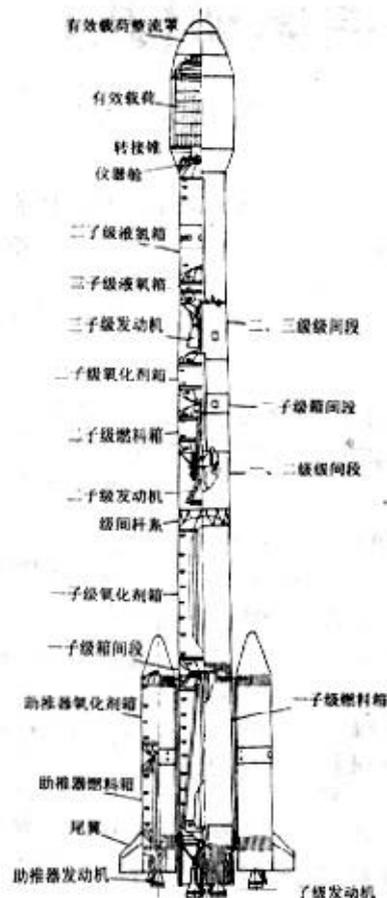


图 25 长征三号 B 火箭外形及总体布局

和连接/分离机构组成。倒锥段是化铣的金属壳段。圆筒段和双锥段都是铝蜂窝结构，圆筒段直径为4米，而双锥段由15度和25度的两个截锥组成。端头是用玻璃钢制造的，半径为1米。连接/分离机构与长征三号A的相同，两个半罩由无污染爆炸螺栓连成一个整体。整流罩的总长为9.561米。抛罩方式与长征三号A的相同。

双星整流罩有内支撑与外支撑两种方案。外支撑方案的整流罩分成上、下两截，上星的过渡锥支撑在保护下星的下整流罩上，分离顺序是：抛弃上星整流罩、上星与上过渡锥分离、上过渡锥与下星的整流罩分离、抛弃下星整流罩、下星与下过渡锥分离。内支撑方案如图26所示，其分离顺序是抛弃外罩、上星与上过渡锥分离、上过渡锥与内罩分离、抛弃内罩、下星与下过渡锥分离。

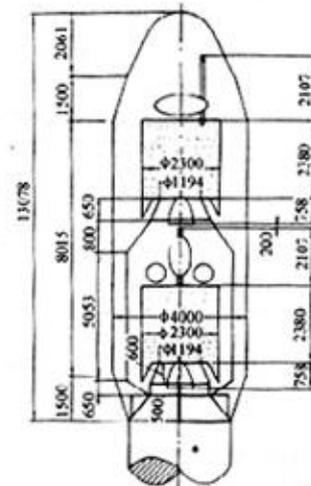


图 26 长征三号 B 内支撑双星整流罩结构简图

四、推进系统 与长征三号A相比，长征三号B增加了4个助推器，其推进系统与长征二号E的相同。三子级的推进剂管理系统按姿控要求作了相应改进。推进剂管理系统的推力室情况见表13。

表 13 长征三号 B 三子级推进剂管理系统推力室参数

| 推力室功能 | 单室推力 (牛) | 推力室数量 |
|-------|----------|-------|
| 俯仰控制 | 70 | 2 |
| | 40 | 2 |
| 偏航控制 | 70 | 2 |
| | 40 | 2 |
| 滚动控制 | 40 | 4 |
| 推进剂管理 | 300 | 2 |
| | 45 | 2 |

五、制导和控制系统

与长征三号A相比，由于增加了助推器，长征三号B相应增加了助推器的起动、关机和分离等控制功能。

六、遥测系统

遥测系统与长征三号A的相同，只是增加了助推器的测量参数。

七、外测安全系统

外测安全系统与长征三号 A 的相同。

八、电源系统

电源系统基本上与长征三号 A 相同，只是由于增加了 4 个助推器，因而相应地增加了一个程序配电器。

九、典型飞行程序 长征三号 B 的主要任务是发射地球同步卫星，可做单星或多星发射。长征三号 B 在西昌卫星发射中心的 2 号工位发射，射向 97.5 度，轨道倾角 28.5 度或更低。发射轨道的类型与长征三号 A 的相同。单星发射时的飞行程序见表 14。

表 14 长征三号 B 单星发射典型飞行程序

| 时间(秒) | 事件 |
|------------|-------------------|
| T+0 | 火箭起飞 |
| T+125.55 | 助推器发动机关机 |
| T+127.05 | 助推器分离 |
| T+147.367 | 一子级发动机关机 |
| T+148.867 | 一、二级分离 |
| T+228.867 | 卫星整流罩分离 |
| T+325.871 | 二子级主发动机关机 |
| T+330.871 | 二级游动发动机关机 |
| T+331.871 | 二、三级分离 |
| T+626.086 | 三子级发动机第一次关机,进入滑行段 |
| T+1211.753 | 三子级发动机第二次点火,滑行段结束 |
| T+1390.385 | 三子级发动机第二次关机 |
| T+1470.384 | 星/箭分离 |

从红旗看中国防空飞弹发展动向

作者：黄河

前言

据9月28日的中国军方权威报刊《解放军报》报导，中国空军已于9月下旬成功试射了一种新的地空飞弹。报导指出，中国空军在一个秘密沙漠飞弹训练靶场试射种新型地空飞弹，进行对高空、低空、远距离、近距离、小型高速和强干扰等目标进行了多次模拟实战条件下的严格测试。这次试射显示出这种新型飞弹射程远、速度大、抗干扰能力强等技术特点和各种战术环境下对目标的不同打法，适应了飞弹防空部队高科技条件下的作战要求，充分发挥了新型飞弹的性能优势，使新装备形成了全方位、全空域的战力，标志着中国国土防空作战能力有了新的提高。

担任该次试验训练任务的有关基地，除了在打靶现场施放飞机靶外，还在有关地域设置了靶标观察、飞弹运行监控系统等，创造出了转场、多点、追踪测量等新的检测方法。

上述官方口吻的报导虽然跟以往一样不会指出是哪一种型号的飞弹，但由文字中对飞弹特点的描述和高度的评价，该飞弹几乎是呼之欲出了。

现役的中国防空飞弹

目前中国陆军野战防空部队和空军防空兵的飞弹部队，共装备有9个型号的地空飞弹，其中低空/超低空近程地空飞弹有肩射的红樱(HN)5/5A/5B，从刺针式飞弹(Stinger)改良成前卫(QW)1号、由霹雳9号空射飞弹修改而成的地空(DK)、俄制2S6M通古斯卡(Tunguska)弹炮合一野战防空系统上的9M311(SA-19)等四种；中低空短程地空飞弹型号有：红旗(HQ)61A、改良自法国响尾蛇(Crotale)的红旗7(出口编号飞螭80/FM-80)、引进俄罗斯的9A331(SA-15)道尔(Tof)三种飞弹系统；高空远程地空飞弹的型号有：红旗(HQ)2/2J/2B，为击落SR-71战略侦察机而研制的红旗3已经退役。1992年从俄罗斯采购的S300PMU(SA-10b)已形成战斗力，频频出现于近年的军事演习中，更为先进及具备完整弹道飞弹防御能力的S-300V(SA-12)，亦已在1995年引进大陆。

军方对试用的少量S-300PMU非常满意，认为俄罗斯整合成熟的机械科技和不先进的电子技术，总体性能表现不亚于爱国者飞弹，正如Su-27战机是系统工程上的杰作一样，所以决定引进生产线自行量产，搁置原先进行中的红旗9计划。

据来自俄罗斯联邦武器及军事装备出口集团(RasvooRouzhenie)的消息指出，中国生产的型号将是较新式的S-300PMU1。由于S-300系列飞弹和其他俄制武器系统一样具有很强的共通性和改良弹性，所以也能透过更换电脑软件、模组化组件及少量新部件的方式来提升其性能，达到1997年8R在莫斯科航空展览首次公开露面的S-300PMU2的水准。中国国产的S-300PMU1已被称为红旗15，也就是前述飞弹试射的主角，不过从谈判引进生产线的时间判断，这次试射用的是从俄罗斯买来的零部件自行组装的第一批飞弹。由官方新闻报道中没有惯常出现的「国产」，或「自行研」，等掩饰字眼，亦从侧面验证了笔者判断的正确性。事实「，近年中国军事新闻中指的所谓「新型地空飞弹」是S-

300PMU。

张冠李戴的 KS-1

另有报导指出，此次试射的飞弹是去年在珠海航空展中出现的凯山一号（KS-1）防空飞弹，其实 KS-1 早已于 1989 年试射成功，在 1994 年结束试验。因此，根本不存在继续测试及隆而重之报导的新闻性，而且中国空军也完全没有用这种出口型飞弹。

标准 KS-1 连队及作战单位包括 24 枚飞弹、1 套相位陈列雷达站、4 套双联装发射架和支援设备等。飞弹的最大作战高度 24 公里，最小作战高度 0.5 公里，最大作战斜距 42 公里，最小作战斜距 7 公里，目标最大加速 750 公尺/秒，目标机动负荷 5g，最大飞行速度大于 4 马赫，飞弹最大重力负荷 20g。飞弹全长 5.6 米，径 0.4 公尺，弹重 900 公斤，弹头重量超过 100 公斤。这种武器系统具有全空域、全天候作战能力和同时追踪和拦截多目标的功能，也能拦截空对地飞弹。它是中国第一种用相位阵列雷达技术的防空飞弹，所以在技术上是目前大陆最先进的国产飞弹，KS-1 所使用的 SJ202 型雷达最大搜索距离 115 公里，最大追踪距离 80 公里。飞弹的外型接近英国的短剑（Rapier），除了射程较短外，其他性能略优于湾的天弓 1 型。

另一项否定测试飞弹是 KS-1 的证据，是来自俄罗斯联邦武器及军事装备进出口集团，该权威消息来源亦暗示红旗 15 在新疆的试验有俄方技术顾问参与。由于红旗 15 具备优异的性能和有限的弹道飞弹防御能力，所以试射时受到军方上层高度重视，罕见地派出了解放军三总部高阶将官同时到场参观，以一种地空飞弹而言，目前能够受到如此规模礼遇的只有 S-300PMU 及 S-300V 而已。从北京飞抵新疆视察的重要将领包括：副总参谋长钱树根中将、总后勤部副部长周有良中将、总政治部副主任唐天标中将，以及空军和国防科工委的相关将领、负责仿制的单位领导人等等。

俄国化的二代红旗族谱

由于自俄罗斯引进了 2S6M、Tor-M1、S-300PMU1、S-300V 等防空飞弹系统，加上本身资金有限和技术瓶颈未被突破等内在因素，导致自 1980 年代以来自行研发的红旗 8、9、10、11、12、13、14 飞弹计划最后纷纷下马，不过红旗家族仍会继续繁衍下去，只是将会变成中俄蜜月的结晶（混血儿）而已。除了红旗 15 以外，Tor-M1 履带式野战防空飞弹系统已命名代 1960 年代水准的红旗 61A。红旗 17 的功能和作战范围与红旗 7 及其改良型接近，很可能对后者的市场占有率构成威胁。

另外中俄两军为适应千个世纪复杂多变的战场环境，正联合携手开发全新的防空飞弹计划，数目可能超过一个。就目前所知，其中一个型号被命名为红旗 16，据莫斯科消息灵通人士指出，现在两国科研人员已就确定战术技术指标方面共同进行研究。如果目前的进度一切顺利，预计红旗 16 将会在 2005 年左右投入服役，装备中国空军防空飞弹部队。

开始预研的红旗 16

据俄方人员透露，红旗 16 是一种中/低空中程地空飞弹，推估的有效作战高度 100 至 20,000 公尺之间，有效射程 0.1 至 50 公尺，反应速度 6 至 8 秒，一个飞弹连可同时攻击 8 个空中目标，单发杀伤概率为 0.9，采用复合

导引型式，载具自走化。

从飞行包线和其他性能观察红旗 15 的性能接近在 1995 年于俄罗斯集团军中服役的 BUK-2M (SA-17) 灰熊 (Grizzly)，中国新购入的数艘现代 11 大型驱逐舰上，也将装备海军型的 BUK-2K (SA-N-17)，所以两者有血缘关系或是其发展型的判断应离事实不远。

中国为何不直接引进生产这种飞弹令人费解，中国军方目前缺乏涵盖这种射程的武器。

中国精密机械进出口总公司 (CPMIEC) 在 1994 年推出了猎鹰 60 (LY-60) 中低空的空飞弹系统，但至今未见其服役。这套系统的雷达采用动目标追踪处理和显示 (MTI) 和频率捷变 (Frequency agile) 等先进技术，已具备西方国家在 1980 年代的水准，其自行研制的微处理器智慧模组技术，使整体成为一个有人工干预能力的指令控制系统，目前在世界上更属领先水准。一个猎鹰 60 飞弹连可同时处理 40 个目标，并追踪其中 12 个，可同时攻击其中 3 个威胁性最高的目标。整套系统的各部份都可海陆两用，以模组型式组合成多种不同武器配置的防空系统，该系统在设计理念上虽然已非先进，但性能仍有中上表现。中国军方目前并未打算采用猎鹰 60，该系统主要将用于出口，可能军方对它在未来战场的表现并不乐观，因此加紧研制红旗 16。

下世纪初服役的红旗 16 将会结合中、俄两国先进技术于一身，也应该会采用中国吸收的西方科技，从系统反应时间 6 至 8 秒和同时攻击 8 个空中目标的性能表现推敲，它使用垂直发射技术和相位阵列雷达的可能性极高，而这正是 21 世纪地空飞弹发展的必然趋势。因此，红旗 16 的设计思维和战术考虑已基本清晰，中国军方没有选择猎鹰 60 或 BUK-2M，可能是因为两者都未能满足其对下世纪防空作战需求有关。

中国版的 THAAD

中国在 1980 年代甚至更早的时候，便开始了反弹道的技术储备和专题预研工作。苏联解体以后，中国自 1992 年开始与俄罗斯探讨进行这方面的合作研究。

中国所受到弹道飞弹的威胁，目前主要是印度研制的射程 250 公里的大地飞弹，暂时不存在很大的迫切性，因此在研究弹道飞弹技术的投资向来都远高于反弹道飞弹。

但考虑到：

(1) 印度的飞弹科技将日趋成熟可靠，而日本也是一个能随时开发弹道飞弹的潜在威胁国，飞弹防御方面的压力在下世纪将会加强。

(2) 美国、日本甚至台湾正在研究中的战区高空防御系统 (THAAD) 计划，也带给中国一定的刺激。

(3) 世界水利史上空前庞大的三峡工程将在 2008 年竣工，保卫三峡库区意味著保卫数亿人的生命财产以及长江流域中国的重要经济命脉，这足以前中国军方不用担心但未来将足刻不容缓的防空工作。

(4) 与俄罗斯合作进行这项技术的研究，能够学到不少在世界上领先或是独创的科技，促进中国在弹道飞弹突防、防御技术方面的进步。

(5) 目前对飞弹防御的需求虽不急迫，但在这个尖端研究取得突破，将会带动总体科技的技术跃进。在这个背景下，中国与俄罗斯两国开始了低层次的互利合作。

一箭双雕的反弹道飞弹系统

根据国防工委的资料，防空 C3I 系统（如 GBR 陆基成像雷达等），为大气层外拦截系统作技术储备外，目前列为重点中的重点，会优先发展大气层内的反弹道飞弹 / 巡弋飞弹技术。故引进 S-300V 多功能防空飞弹系统是其初期计划的重要一环，在这个基础上将尽快消化俄国技术并开发更先进的国产型号，这更加说明了引进 S-300V 生产线只是时间问题而己。事实上 S-300V 是目前市场上能买到最好的同类武器，连美国人也深深吸引，于 1995 年 4 月曾向俄罗斯签约购买一套研究，近年中国与俄方谈判生产事宜，相信亦会把改良软件防备美国掌握性能列为要点。

S-300V 在大陆同样受到中国技术军官们的欢迎，在 1996 年 12 月中国总理李鹏访问莫斯科和 1997 年 6 月俄罗斯总理柴诺米丁的回访中，就落实了包括 6 套 S-300V 在内的三军武器装备采购合约。根据中国空军的试用结果显示，认为 S-300V 的性能在爱国者 PAC-2+ 之上，是一种可靠且值得信赖的全空域防空 / 反飞弹武器系统，相信经过短时间的试用，中国会正式签署这种飞弹和相关支援设备的引进生产技术协定。

另外未经证实的消息指出，在 1997 年 8 月 26 日至 9 月 4 日中国中央军委副主席刘华清的任内最后一次访俄期间，不但曾秘密参观俄罗斯对外高度保密的新型战斗机原型，而且还与俄方国防工业部门讨论引进 S-300V 生产线的技术细节。若技术转移的谈判进展顺利，估计第一套中国国产的 S-300V 可在 2001 年左右离开生产线，其生产型号应该会被称为红旗 18，届时会与红旗 15、红旗 17 组成完整的高低空防卫以及反弹道飞弹火网。

但是上述计划看来只是过渡性的权宜之计，因为更高空域的防御工作仍有赖更先进的飞弹系统，所以传闻中国与俄罗斯合作开发东方的 THAAD 系统，将随著时间推延而日渐明朗。

不过两国在高速高机动推进技术、高解析度硅化铂红外焦平面阵列探测技术等方面，仍有很长的路要走。

另一个重要而迫切的原因是高空战略侦察机的威胁越来越大。中国在过去几十年来长期受到高空侦察的严峻挑战，特别是让美国掌握了不少国防机密情报，对此有著切肤之痛，加上战斗机技术在歼 10 之前长期没有突破性进展，所以从 1960 年代开始积极发展多种防空飞弹，以弥补空防漏洞。只是同样受制于工业和技术基础薄弱，以至于除了红旗 1、2、3、61、7 等 5 个型号能顺利投产外，其他十多个型号都只能半途而废，而至今最成功且战绩最彪炳的，始终只有红旗 2 一种而已。

冷战结束后，美军不但没有放弃发展以超音速燃烧冲压喷射发动机（又称组合循环冲压发动机）推进，速度高达 5 至 6 马赫的曙光女神（Aurora 又称极光）高超音速匿踪战略侦察机，而且已通过秘密拨款使其服役并在海湾战争中试用。目前这种飞机部署在内华达州帕姆代尔空军基地，近年在美国本土、大西洋和太平洋上空频频被人发现其特殊的脉冲式凝结尾流及特殊震波，也多次被无线电爱好者截听到该机以 288 兆赫的超高频秘密信号与通信卫星联络的电波。

中国近年服役的越地平线超视距（OTH-B），也曾在太平洋上空多次准确地捕捉到其踪迹。

中国军方认为曙光女神是国家安全的重大威胁，所以一方面引进 S-300V

(有效射高在 250 至 30,000 公尺之间,S-300PMU1 的有效射高在 100 至 20,000 公尺之间,曙掛嗜神的巡航高度在 30,500 至 36,600 公尺之间,最大巡航高度约 38,000 公尺),另一方面加紧与俄罗斯合作研制更先进的大陆版 THAAD 飞弹系统,所以这个武器系统的开发,对中、俄两国有著一箭双雕的作用,无论遇到何种困难,都难以改变两国的决心。

走向 21 世纪的红旗飞弹

中国国防工委在 1996 年年底召开的研讨会上指出,中国计划在「九五」计划期间(1996 至 2000 年)研制及引进一批高新技术的武器装备,其中飞弹类占有很大的比例,这将会为打赢现代高技术条件下的局部战争提供良好的物质基础。

经过自 1992 年展开的深入探索,中国空军防空兵部队对参加空中进攻战役、支援陆、海军的作战使用研究等方面取得了许多成果。在训练上初步形成了战法和训法相结合、静态训练与动态训练相结合、在营训练与野外训练相结合、部队自训与基地化训练相结合等训练手段,并大力强调实战化训练,几支部队每年都要走出营地,进行野外驻训和实弹打靶训练,以提升部队的机动作战能力。

现在中国空军防空兵已实现了三个转变:由单一型号兵器向多种型号协同作战转变,作战空域由中近程、中高空防空向远中近程、高中低空全空域防空作战转变,作战任务则由要地防空向区域防空、支援陆、海军作战和支援空中进攻作战转变。

中国下世纪初的防空任务,将以红旗 15、16、17、18、通古斯卡等型号为骨干,配合歼 10、歼 11 等新型战斗机,构成绵密、多重空域的蓝天火网。红旗家族将演变成结合中、俄两国及少量西方先进技术的系统,长期依赖单一红旗 2 飞弹的情况将不复见,数千枚库存的红旗 2 系列将在 2000 年开始加速退役,有相当部份将被改成 M-7 战术弹道飞弹度其余生。

红旗 2 的地位将由红旗 15 和 18 代替,除了承担主力防空角色外,也肩负战略防御的重任。

综观下世纪的中国二代红旗族谱,将有下列共同特点:采用垂直发射技术、能同时追踪和攻击多个目标、相位阵列雷达科技、具备抗有源和无源强烈电子干扰和饱和攻击能力、反应快、机动性强、维护保养方便、效费比高适合大量生产、改良潜力大、可以一弹多用涵盖广阔空域。

这些面向 21 世纪的红旗新世代飞弹,将以沿海经济发达地区作重点部署,包括台海一侧空域在内的防空火力圈,将给予前来叫阵的飞弹和飞机前所未有的威胁。

从里海怪物到中国飞翼船

刘敬智



20世纪70年代初，当西方的卫星从前苏联的里海上空飞过，常发现一种奇怪的庞然大物，它紧贴着水面飞行，速度奇快，但绝不是飞机，因为它从来不上高空。它有时也落在水里，但又肯定不是船，因为它呆在水里的时间总是十分短暂。

它是个高速飞行的物体，而且是在所有的飞机都不敢进入的贴近水面、地面的空气中飞行的物体。它怎么能在这样的恶劣的环境中自由自在地飞行？它到底是什么？难道……美国震惊了，欧洲震惊了，不久“里海怪物”的称呼便出现在西方世界的报纸和杂志上。

事情还得从头说起，40年代初期，当时的德国发生了一件怪事，一架水上飞机在大西洋上飞行时，发动机发生故障，从空中坠落下来，眼看着机毁人亡已不可避免，然而，就在飞机即将触地爆炸的一瞬间，奇迹发生了，飞机突然间像是受到一种神奇的力，从垂直变成了水平，飞向海边机场跑道，平稳地降落了。

多年的研究终于有了回报。原来这是一种被专家们称为地面效应力的力在作怪。何为地面效应力？大家都知道，飞机所以能飞上蓝天，是利用流速大压强小的原理，使机翼上下曲线长短不同，便有了机翼上下的流速差，也就有了向上的升力。但是当飞机贴近地面的时候，由于地面与空气间的摩擦力很大，机翼下的空气几乎是静止不动了，这样，向上的推力远远大于通常所说的飞机的升力。为此，科学家们给它起了个名字——地面效应力。

有关地面效应力的理论及应用研究，一直是在绝密环境中进行的。这也就是为什么西方世界在70年代还要为发现这种地效飞行器而大吃一惊，称之为里海怪物的原因。其实，西方卫星见到的只是前苏联研制的一种大型军用型号的地效飞行器的一种。

地效飞行器的特点是：从水面或平坦的地面即可起飞，而且始终贴着地（水）面飞行。

有飞机的高速度，却无高空事故机毁人亡的危险，并且制造费用比飞机低很多，无需建机场。飞行起来既无气流的影响，也无波浪的颠簸，非常平稳舒适。有人预言，它在商业运营、海上缉私、执行特殊任务等方面具有广阔的应用前景。然而，受前苏联的影响，俄罗斯在地效力民用研究领域并不发达，只

有一两架 5—8 人的小飞行器在伏尔加河上供人欣赏。

我国科学家也早已关注到地效飞行器的研制，发起人便是原国家科委常务副主任、航天专家李绪鄂。1995 年，他领导的中国科技开发院联合湖北水上飞机研究所、北京空气动力研究所成立了中国地效飞行器开发中心，完全靠自己，开始了艰苦的攻关工作，并得到国家的大力支持。

经过 4 年的努力，第一架中国的地效飞行器诞生了，而且在湖北荆门市的漳河水库上一次试飞即告成功，为了便于群众接受，研制者们将其起名为飞翼船。该飞翼船可同时乘坐 15 人，在目前世界民用市场上是独一无二的。该飞翼船的最大时速为每小时 200 公里，航程 400 公里，不久将运往江苏太湖投入运营。（图为飞翼船试飞时的情景，可以看出，它离水面只有一米多高。）

[回首页](#)

低空导弹的作战及使用

地空导弹是现代防空作战的重要武器。随着现代战争的发展，地空导弹武器系统已成为国土防空的基础，要地防空的支撑力量，部队作战行动的对空保护伞，并将在夺取制空权中发挥重要作用。了解地空导弹的发展过程、战术技术特点及未来发展趋势，不管是对合理使用地空导弹武器与敌空袭兵器作战，还是对有效打击敌防空体系，都有十分重要的意义。

一、地空导弹发展过程及技术特点

地空导弹从 40 年代初实验型的出现，经过 50 多年的发展，已研制出了三代，装备了近 50 种型号，形成了高、中、低空，远、中、近程的火力配系。

50 年代装备部队的第一代地空导弹是针对中空和高空轰炸机和侦察机的威胁而研制的，主要是中空、中远程型号，如美国的波马克、奈基，前苏联的 SA-2，英国的雷鸟、警犬等。这些地空导弹的最大射程从 30 千米至 100 多千米，最大射高达 30 千米。其中波马克 B 型的最大射程达 700 千米。导弹的推进系统采用了液体火箭发动机、固体火箭发动机、液体火箭发动机和固体火箭发动机组合及冲压发动机和固体火箭发动机组合等。制导控制系统采用了驾束制导、指令制导和半主动雷达寻的制导。这些地空导弹的共同缺点是笨重(波马克 B 导弹的发射重量 7257 千克)、地面设备庞大(SA-2 的地面车辆达 50 多部)、机动性差、使用维护复杂、抗干扰能力低等。目前多数型号已退役。

60 年代初至 70 年代中期发展了第二代地空导弹，主要是打击低空、超低空飞行的空袭兵器的机动式低空近程地空导弹。在这一时期，一方面由于地空导弹的发展和在实践中的使用，特别是雷达技术的发展，迫使空袭兵器采用低空、超低空突防战术；另一方面，电子技术、计算机技术、红外技术和激光技术等成就为新型地空导弹的发展打下了良好的基础。这个时期研制出了 20 多种地空导弹，如美国的霍克，前苏联的 SA-6、SA-8，英国的长剑，法国的响尾蛇，德国和法国共同研制的罗兰特等。这些导弹的射程在 30 千米以下，射高在 15 千米以下，技术水平较第一代有明显的提高。在推进系统中淘汰了液体火箭发动机，主要使用固体火箭发动机、冲压发动机和固体火箭发动机组合以及固体火箭-冲压复合推进系统。

在制导控制系统方面，除无线电指令制导外，红外制导和激光制导等得到了很大发展，并且由单一制导方式转向了复合制导，导弹的抗干扰能力有了很大提高。在杀伤技术方面出现了破片聚焦战斗部和多效应战斗部，提高了导弹的杀伤效率。此外，还提高了武器系统自动化程度，缩短了反应时间，提高了地面机动能力。

70 年代后期至今发展的第三代地空导弹，是以干扰、机动、实施饱和和攻击的空袭兵器为作战对象的新型地空导弹，如美国的爱国者，俄罗斯的 S-300(SA-10)和 S-300V(SA-12)等，它们都具有反战术弹道导弹的能力。在导弹的空气动力方面采用了无翼式布局和大攻角技术，推进系统采用高能推进剂，弹上制导控制系统和稳定控制系统采用数字控制技术。武器系统采用了相控阵制导雷达，能同时对付多个目标；同时采用多种抗干扰技术，提高了系统抗干扰能力，并强调了系统的可靠性、可用性和可维护性等。

俄罗斯的道尔(SA-15)、法国的响尾蛇 NG 和英国的长剑 2000 是新一代低空近程导弹系统的代表，特别是道尔采用相控阵雷达、垂直发射、快速转弯等技术，可以拦截空地导弹、反辐射导弹等精确制导武器。

若按作战空域对目前各国装备的地空导弹进行分类，大体可构成 5 个系列，即高空远程、中高空远程、中空中程、中低空近程和低空超低空近程。许多国家实现了系列配套。

如俄罗斯装配了 18 种型号，可覆盖高度为 15~34000 米、射程为 0.5~250 千米的空域范围；美国有 6 种型号，可覆盖高度 30~45000 米、射程为 0.5~140 千米的空域范围；英国有 6 种型号，可覆盖高度为 20~27000 米、射程为 0.3~54 千米的空域范围。综合三代地空导弹的性能，大体有以下几个特点：

——作战空域大。射程可由 0.1 千米至几百千米，射高可由几十米到几千米，可有效构成高、中、低空，远、中、近程的火力配系。

——自动化程度高。武器系统从搜索、跟踪目标、判明敌我到发射导弹、摧毁目标均为自动进行。

——战斗部威力大、杀伤概率高。战斗部的杀伤半径为几米到上百米，单发杀伤概率一般为 0.7，两发杀伤概率达 0.9 以上。

——受气候影响小，可全天候作战。

但由于系统采用雷达和相应的制导控制方式，易遭受敌方的干扰。

二、地空导弹在实战中的使用

1959 年 10 月 7 日我国空军地空导弹部队在北京通县上空用苏制 SA-2 地空导弹一举击落一架美制 RB57D 高空侦察机，在世界防空史上开创了用导弹击落敌机的首次战例。一年后，前苏联用地空导弹击落一架美国的 U-2 高空侦察机。在 1962 年 9 月至 1969 年 10 月期间，我国空军地空导弹部队在国土防空作战中，先后用 SA-2 和国产的红旗 2 号地空导弹击落 5 架美制 U-2 高空侦察机（击落飞机的残骸在军事博物馆展览）、3 架无人驾驶高空侦察机。

1965 年 7 月越南在抗美战争中开始使用苏制 SA-2 地空导弹。在第一次作战中就击落过 3 架 F-4 鬼怪飞机，在一个月就击落 100 多架美国飞机，在越南国土防空起了重要作用。1973 年 12 月 18~30 日美军对越南北方实施地毯式轰炸，被击落的 B-52 轰炸机共 32 架，其中被地空导弹击落 29 架，占击落总数的 90%。在第四次中东战争中，以色列被埃及击落的飞机共 114 架，其中 62% 是被地空导弹击落的。

在以后的英阿马岛战争和在阿富汗战场上，地空导弹在击落飞机上发挥了重要作用。特别是在海湾战争中，以美国为首的多国部队使用爱国者地空导弹摧毁伊拉克发射的飞毛腿导弹，开创了地空导弹击落战术弹道导弹的先例。以上的战例说明地空导弹是一种有效的防空武器，对地空导弹的发展和使用的研究已引起世界各国的重视。

三、地空导弹的使用原则

从 1959 年地空导弹击落飞机以后，经历了局部战争的检验，逐渐形成了地空导弹的使用原则：集中使用、混合部署、适时机动、密切协同。

1. 集中使用

地空导弹的集中使用是指在防空战役中集中主要兵力装备于重要地域、重要目标；在战术上集中数种地空导弹和数种不同性能的地面防空武器于重点目标，形成有重点的整体防御优势，掌握对空作战的主动权，保持连续的抗击能力。这一原则已普遍用于近期局部战争。

如 1973 年 10 月第四次中东战争，埃及集中了全国 80% 的地面防空部队以 158 个 SA-2、SA-3、SA-6 地空导弹营作为骨干力量，以便携式 SA-7 地空导弹和自行式四管高炮及 C-60 高炮部队进行补充，部署于 9805 千米长、30~50 千米

宽的运河狭长地带，掩护地面部队渡河作战，先后击落以色列飞机 114 架，夺取了运河地带的制空权，保证了渡河战役的胜利。又如前苏联一个集团军在正面宽 50 千米、纵深长 70 千米的地域，共集中部署各类地空导弹和小口径高炮等发射装置 583 具，平均 6 平方公里一具，构成的火力掩护空域达正面 80 千米、纵深长 120 千米。一个集团军集中如此之多防空武器，堪称世界之最。

2. 混合部署

面对高技术多种手段突防的空袭兵器，地空导弹部队必须与其他防空部队，特别是高炮部队相结合，统一使用、混合部署各种防空武器。要将各种具有不同作战能力的地空导弹和各种口径的高炮实施混合部署，构成有机的拦截系统，相互取长补短，协同作战，提高整体抗击效率、抗干扰能力和生存能力。混合部署已为世界各国普遍采用。如前苏联集团军就在其作战地域混合部署 SA-4、SA-6、SA-7/SA-9、SA-8 等五种地空导弹和 23 毫米四管自行高炮。美陆军师在其作战地域混合部署两个小树地空导弹连(24 辆发射车)、24 门火神自行高炮、36 具尾刺便携式地空导弹以及直接支援的改型霍克提供中空掩护，形成了师级对空防御的拦截系统。

3. 适时机动

为了使集中使用和混合部署在现代防空战场得到应用，地空导弹部队必须根据战场环境的变化，适应防空重点和任务的改变，适时调整兵力和兵器的部署，将兵力集中到所需方向和重点地域，实施机动作战，从机动中寻找敌方的弱点，从机动中创造战机，从机动中创造优势，出其不意地抗击敌人。如我国空军地空导弹部队在国土防空作战中，先后用地空导弹击落美蒋 5 架 U-2 高空侦察机和 3 架无人驾驶飞机，就是机动作战取得的战绩。相反，叙利亚长期部署在黎巴嫩贝卡谷地的地空导弹，1982 年 6 月 9 日被以色列出动 90 多架飞机在 6 分钟内就摧毁了 19 个营的地空导弹。随着侦察技术的发展，适时机动就更具有重要的现实意义。

4. 密切协同

地空导弹是现代防空作战中整体抗击的重要组成部分之一，不论部署地域的大小，层次的多少，在要地防空和野战防空中都强调既要接受防区或集团军的统一指挥，又要自成体系，服从整体作战的需要，组织统一的指挥和协调。在密切协同的基础上，组织不同层次的防空群体，使各种防空力量有机地综合在防空体系中，以整体的力量打击敌人，随时根据作战环境的变化，调整部署。在现代条件下，防空指挥、通信、控制与情报(C3I)系统是统一指挥与密切协同的物质基础，应使之逐渐实现自动化、智能化。

四、地空导弹的发展趋势

随着科学技术的飞速发展、空中威胁的不断升级和战场环境的变化，可以预测地空导弹武器装备有以下发展趋势：

1. 多用途 由于作战飞机、攻击地面目标的导弹向高速和隐身方向发展，突防战术的不断发展，使防空作战越来越复杂，出现了研制高性能多用途导弹的趋势。一种导弹能对付多种空中目标，既能对付各种飞机，又能攻击战术导弹；一种导弹既可作地空导弹、舰空导弹，也可作空空导弹，实现三军通用；一种导弹不但能射击空中目标，而且能攻击地面装甲目标。发展多用途导弹能节省研制费用，便于平时装备和战时补给。

2. 对付多目标，抗饱和攻击 综合运用多种空袭兵器，从不同方向、不同高度实施饱和攻击，压制和摧毁地面防空武器，将是未来空袭的主要战术

之一。为此，地空导弹将向自主化方向发展，实现发射后不管，一个发射单元就可同时对付多个目标，击败敌方的饱和攻击。目前采用的主要技术是多功能相控阵雷达、主动雷达寻的和垂直发射技术 e。

3. 抗干扰 在高技术条件下，地空导弹系统面临着多种干扰源和多种干扰方式组成的复杂干扰环境以及反辐射导弹的威胁，电磁斗争将贯穿空袭与反空袭的始终，并将成为决定战争胜负的关键因素之一。因此在发展新型地空导弹系统时要根据未来的电磁斗争需要，确保整个武器系统的抗干扰能力。一方面是在地空导弹系统中采用以最新科学技术为基础的自适应和智能化抗干扰技术；另一方面是采用多种抗干扰措施的最佳组合，提高地空导弹系统抗干扰的应变能力，使之能对付集侦察、干扰、摧毁一体化的空袭兵器。

4. 反战术导弹的能力 地空导弹武器系统除面临多种作战飞机的威胁外，还面临着多种平台发射的战术导弹，特别是战术弹道导弹和巡航导弹的威胁。

因此要求地空导弹既能对付飞机，又能拦截战术导弹，特别是拦截战术弹道导弹和巡航导弹。为此一是改进现役先进的地空导弹，满足当前反战术弹道导弹的急需；二是发展既能射击飞机又能拦截战术导弹的新型地空导弹；三是发展专门对付战术弹道导弹的地空导弹；四是发展能对付巡航地弹和反辐射导弹的低空近程地空导弹系统。

导弹技术是现代科学技术最新成就的综合运用，随着科学技术的发展，定有性能更好的地空导弹武器出现在 21 世纪的战场。

地空导弹系统的回顾与展望

专题：世纪之交的地空导弹系统

地空导弹是现代防空武器系统的重要组成部分，自 1959 年投入实战至今，在历次局部战争的防空作战中，都发挥了重要作用。80 年代以来，空袭兵器不断发展，在性能上，其雷达反射截面进一步缩小，低空突防能力增强；可在防空火力圈外实施攻击；打击目标的准确性和威力更加提高；具有全天候进攻能力。同时在战术运用上，采取“软”、“硬”兼施，陆、海、空、天、电磁、多维一体，密切协同，从而使防空环境更加严峻。为对付以上挑战，发达国家都在研制新一代防空武器系统，其中包括地空导弹、反导弹导弹和弹炮结合武器系统。现有的防空导弹系统也在改进中。这些系统已装备或将陆续装备部队，成为未来防空作战的主力拦截武器。

地空导弹是现代防空作战的重要武器。随着现代战争的发展，地空导弹武器系统已成为国土防空的基础，要地防空的支撑力量，部队作战行动的对空保护伞，并将在夺取制空权中发挥重要作用。

半个世纪的发展形成了全空域的火力配系

地空导弹从 40 年代初试验型的出现，经过 50 多年的发展，已研制了三代地空导弹，装备了近 50 种型号，形成了高、中、低空，远、中、近程的火力配系。

第一代地空导弹：防中高空目标为主 50 年代装备部队的第一代地空导弹是针对中空和高空轰炸机和侦察机的威胁而研制的，主要是中高空、中远程型号，如美国的“波马克”、“奈基”，苏联的 SA-2，英国的“雷鸟”、“警犬”等。这些地空导弹的最大射程从 30 千米至 100 千米以上，最大射高达 30 千米。目前，多数型号已退出现役。

第二代地空导弹：防低空目标为主 60 年代初至 80 年代初发展了第二代地空导弹，主要是打击低空、超低空飞行的空袭兵器的机动式低空的近程地空导弹。由于地空导弹的发展和在实战中的使用，特别是雷达技术的发展，迫使空袭兵器采用低代、超低空突防战术；电子技术、计算机技术、红外技术和激光技术等成就为新型地空导弹的发展打下了良好的基础。这个时期研制出了 20 多种导弹，如美国的“霍克”，苏联的 SA-6、SA-8，英国的“轻剑”、法国的“响尾蛇”，德国和法国共同研制的“罗兰特”等。其射程在 30 千米以下，射高在 15 千米以下。技术水平较第一代有明显的提高。

第三代地空导弹：反飞机与反导兼备 80 年代初至今发展的第三代地空导弹，是以干扰、机动、实施饱和攻击的空袭兵器为作战对象的新型地空导弹。主要有以下不同型号。

1. 中高空、中远程型号有：美国的“爱国者”，俄罗斯的 S-300P(SA-10)和 S-300V(SA-12B)，美国、德国和意大利正在联合研制的“中远程防空系统”(MEADS)等，它们都具有反战术弹道导弹的能力。在导弹的空气动力方面采用了无翼式布局和大攻角技术。

推进系统采用高能推进剂，弹上制导控制系统和稳定控制系统采用数字控制技术。武器系统采用了相控阵制导雷达，能同时对付多个目标；同时采用多种抗干扰技术，提高了系统抗干扰能力，并强调了系统的可靠性、可用性

和可维护性等。

2. 中低空、中近程型号有：法国和意大利正在研制的一族“未来面空导弹”(FSAF)，如“阿斯特15”(Aster15)等，主要用于防御轰炸机及其携带的反舰导弹、反辐射导弹。

3. 低空、近程型号有：俄罗斯的“道尔(TOR)，法国的“新一代响尾蛇”(CrotaleNG)和英国的“轻剑2000”(Rapier2000)等。这些新一代的低空、近程地空导弹采用多种新技术，特别是“道尔”采用相控阵雷达、垂直发射、快速转弯等技术，可以拦截空地导弹、反辐射导弹等精确制导武器。

4. 便携式型号有：俄罗斯的SA-18，英国的“星光”，日本的91式，美国的“毒刺RMP”等。针对空袭目标可能达到4马赫以上的飞行速度，新一代便携式地空导弹的速度也需相应地大幅度提高，但目前只有“星光”导弹速度达到了4马赫，其余型号均为2马赫左右。91式地空导弹采用了红外凝沉成像导引头，具有极强的抗干扰能力，并具备了初步的智能化，它代表了便携式地空导弹的发展方向。据分析，在今后十年，便携式导弹需求占防空导弹总需求量的65%。从现代防空以防御超低空领域为主这个角度看，新一代便携式地空导弹在未来防空作战中将具有十分重要的地位和作用。

强大的威力缘于优良的性能 若按作战空域对目前各国装备的地空导弹进行分类，大体可构成5个系列，即高空远程、中高空中远程、中空中程、中低空近程和低空超低空近程。许多国家实现了系列配套。

如俄罗斯装备18种型号，可覆盖高度为15~34000米，射程为0.5~250千米的空域范围；美国有6种型号可覆盖高度为30~45000米，射程为0.15~140千米的空域范围；英国有6种型号，可覆盖20~27000米，射程为0.3~54千米的空域范围。

不同层次的防空导弹系统将密切协同，在防空作战中发挥各自的威力。地空导弹的作用不仅表现在消灭进犯的敌空中力量，而且它也是一种强有力的威慑力量。第三代地空导弹系统具有以下优良的性能，使之成为现代防空作战的主力拦截武器。

(1) 作战空域大。射程可由0.1至几百，射高可由几十米到几万米，可有效地构成高、中、低空，远、中、近程的火力配系。

(2) 自动化程度高。武器系统从搜索、跟踪目标、判明敌我到发射导弹、摧毁目标均为自动进行。

(3) 战斗部威力大，杀伤概率高。战斗部的杀伤半径为几米到上百米，单发杀伤概率一般为0.7，两发杀伤概率达0.9以上。

(4) 受气候影响小，可全天候作战。

但由于系统采用雷达和相应的制导控制方式，易遭受敌方的干扰。

在严峻作战环境下，地空导弹的走向 80年代以来，空袭兵器种类增多，性能提高，突防样式也发生了巨大变化，呈现多样化的趋势。未来空中威胁将主要是采用隐身技术的轰炸机、战斗轰炸机、有重装甲防护的武装直升机以及各种巡航导弹(包括反舰导弹)、空地导弹和战术地地导弹。

这些目标的特点是：雷达反射截面积进一步缩小、低空突防能力强。

速度快、机动性好；采用多种干扰措施；运用多方向、多批次、大规模攻击战术；具有全天候进攻能力。

针对上述空中威胁的不断升级和战场环境的变化，可以预测地空导弹系统有以下的发展趋势： 继续发展一弹多用系统 由于作战飞机、攻击

地面目标的导弹向高速和隐身方向发展，突防战术的不断变化，使防空作战越来越复杂，出现了研制高性能多用途导弹(即一弹多用的导弹)的趋势。所谓“多用”是指：(1)一种导弹能对付多种空中目标，既能对付各种飞机，又能攻击战术导弹；(2)一种导弹既可做地空导弹、舰空导弹，也可做空空导弹，实现三军通用；(3)一种导弹不但能射击空中目标，而且能攻击地面装甲目标。发展多用途导弹能节省研制经费，便于平时装备和战时补给。

提高多目标作战能力 综合运用多种空袭兵器，从不同方向、不同高度实施饱和攻击、压制和摧毁地面防空武器将是未来空袭的主要战术之一。

为此，地空导弹将向自主化方向发展，实现“发射后不用管”，一个火力单元就可同时对付多个目标，击败敌方的饱和攻击。实现多目标作战的技术关键是：导弹要采用主动雷达导引头和长波红外导引头，使其成为“发射后不用管”的导弹；火控系统要采用相控阵雷达和高速数字计算机；采用垂直发射技术。

提高系统抗干扰能力 在高技术条件下，地空导弹系统面临着多种干扰源和多种干扰方式组成的复杂干扰环境以及反辐射导弹的威胁，电磁斗争将贯穿空袭与反空袭的始终，并将成为决定战争胜负的关键因素之一。因此，在发展新型地空导弹系统时要根据未来的电磁斗争，确保整个武器系统的抗干扰能力。一方面是在地空导弹系统采用以最新科学技术为基础的自适应和智能化抗干扰技术；另一方面是采用多种抗干扰措施的最佳组织，提高地空导弹系统抗干扰的应变能力，使之能对付侦察、干扰、摧毁一体化的空袭兵器。

改进与发展反战术导弹系统 地空导弹武器系统除面临多种作战飞机的威胁外，还面临着多种平台发射的战术导弹，特别是战术弹道导弹和巡航导弹的威胁。因此要求地空导弹既能对付飞机，又能拦截战术导弹，特别是能拦截战术弹道导弹和巡航导弹。一是改进现役先进的地空导弹，满足当前反战术弹道导弹的急需；二是发展既能射击飞机又能拦截战术导弹的新型地空导弹；三是发展专门对付战术弹道导弹的地空导弹；四是发展能对付巡航导弹和反辐射导弹的低空近程地空导弹系统。

导弹技术是现代科学技术最新成就的综合运用，随着科学技术的发展，定有性能更好的地空导弹武器出现在 21 世纪的战场上。

国产 PL 系列空空导弹简介

PL-1：半主动雷达制导，射程 6KM 左右；

PL-2：中国版的“环礁”（“环礁”则是苏联版的“响尾蛇”AIM-9B）；

PL-3：PL-2 的高空高速型，J-8 战机的配套装备（标准配备为 2 枚）；

PL-4：主动雷达制导，射程大于 20KM，原 J-9 战机的配套装备（标准配备为 4 枚）；

PL-5：在 PL-2 基础上的发展型号，后期型号有“原版”的西方技术成分；

PL-6：半主动雷达制导，气动外形很特别，已下马；

PL-7：有类似于法“魔术”的大过载特性，改进型有与“魔术”2 相当的迎头攻击能力，该型号除主要用于 J-7 外，据说象 J-6 这样的战机也能挂载；

PL-8：可以说是中国版的“怪蛇”3（以制），用于 J-7 系列；

PL-9：PL-2/3/5/9 系列的最先进型号，前翼为双三角翼型，性能优越；

PL-10：可以说是中国版的“蝮蛇”（意大利版的“麻雀”，又音译“阿斯派德”），半主动雷达制导，总体性能优于 AIM-7E，配备于 J-8II；

PL-11：国产“猎鹰”-11（LY-11）的空射型，主动/半主动雷达制导；

PL-12：又 AMR-1，主动雷达制导，与 AIM-120 和 P-77 同级的“发射后不管”的先进中程空空导弹。

注：以上除特别说明的以外，均为红外制导弹。

机动式低空近程地空导弹系统及其发展

谢建华

一、机动式低空近程地空导弹系统的地位和作用

机动式低空近程地空导弹系统是地面防空系统的重要组成部分，承担对低空近程目标的射击，在地面防空作战中起着十分重要的作用，是野战防空的重要武器系统。其必需性主要体现在以下几点：

1.1 多种武器系统的组成

一个有效的地面防空网要有多种型号的地面防空武器组成，既要有中高空中远程地空导弹系统，又要有低空近程地空导弹系统和超近程地空导弹系统。这是由各类地空导弹武器系统的性能和防空作战对付目标的多样性所决定的。首先，有些目标中高空中远程地空导弹无法对付；其次，中高空中远程地空导弹系统的部署间隔大，不可避免地会产生空域覆盖上的空隙；再次，尽管中高空中远程系统可以提供统一和全面的覆盖，却难以对付敌方实施的饱和攻击；最后，由于中高空中远程地空导弹系统价格昂贵，其装备的总数量有限。此外，目前出现了用廉价的无人机去消耗敌中高空中远程地空导弹的趋势。在战争中，中高空中远程地空导弹系统一旦被摧毁或出现故障，就会出现较大的覆盖空隙，极大地降低整个防空网的效率。低空近程地空导弹系统与中高空中远程地空导弹武器系统相比，具有机动性强，作战准备时间短和价格便宜、便于大量装备等优势。与超低空超近程(便携式)地空导弹比，它又具有火力强、射程远等优势。据称，地空导弹将向两极发展，一是发展类似爱国者的具有反战术弹道导弹能力的大型、机动式中高空中远程主战地空导弹；二是发展具有反精确制导武器能力的低空近程地空导弹系统。

2.1 低空威胁日益严重

现代高技术的迅猛发展和空防斗争的演变，使低空威胁发生了质的变化，除了原有的歼击轰炸机、轰炸机、强击机等性能不断提高外，武装直升机作为独立作战的机种将广泛应用于未来战场。这类飞机低空性能好、突然性大、火力较强，是一种新的严重威胁。而且，空地导弹、反辐射导弹、巡航导弹和制导炸弹等多种精确制导武器的广泛应用使低空威胁更为严峻。它们命中精度高、射程远、速度大、雷达截面积小；有的还具有发射后不管能力，给探测和拦截带来了很大的困难。特别是，未来的空防斗争都将在日益严重的电磁环境下进行，而且目标还可能采用隐身技术等。由于防空兵器以微波雷达作为主要的搜索、跟踪和制导探测器，低空性能差，盲区大，而目标视线角速度大也给防空武器拦截低空、超低空目标带来了极大的困难，使低空、超低空突防概率较高。这一点已被近期多次局部战争所证明。

诚然，预警机和低空补盲雷达等的应用，确实给低空、超低空突防增大了困难，但综合地形跟踪/回避和地形储存技术、全球卫星导航定位系统等的使用，又使飞机可在纵横方向上机动，最大限度地利用地貌来掩护突击编队的飞行，从而为低空、超低空突防的成功提供了新的物质基础。可以预见，低空突防仍将是未来空袭兵器的基本突防样式之一。

3.1 适应现代战争的需要

随着冷战的结束，世界大战一时打不起来，未来战争的样式主要是局部战争和地区冲突。这种战争样式的特点是不可预知性和不稳定性，随时随地都

有发生的可能。一旦发生，战场广阔，进程和变化快。为适应这种战争的特点，设备简单和反应时间短成为选择武器的两个重要因素。新一代低空近程地空导弹系统大多装在自行式车辆上，有的实现了“弹、站、架”三位一体。载车越野性能好，最大时速达 55~80 公里，最大行程可达 360~500 公里。反应时间一般为 6~8 秒，有的更短。因此，低空近程防空武器不仅可以对固定设施实行点防御，而且特别适合于随装甲和机械化部队进行野战防空。由于适应现代战争的需要，已有多个国家的快速反应部队装备此类武器。

二、低空近程地空导弹武器系统的发展

为了抗击低空、超低空突防飞机，从 60 年代末问世以来，低空近程地空导弹武器系统已经历了约 30 年的发展，共研制了两代、十几种型号。

1.1 第一代低空近程地空导弹武器系统

第一代低空近程地空导弹武器系统有美国的小 树，俄罗斯的 SA-6、SA-8，法国的响尾蛇，英国的长剑和法德合作的罗兰特等。早期的这些低空近程型号的共同特点是：

- 对付的目标主要是低空突防的有人驾驶飞机。
- 系统反应时间较长。
- 系统抗干扰能力较差。
- 机动能力低。
- 一个系统只能对付一个目标，抗饱和攻击的能力低。
- 导弹飞行速度校尽管如此，这些系统曾对抗击低空入侵目标起了重要的作用，如在越南战争和马岛战争中，就立下了赫赫战功。

2.1 新一代低空近程地空导弹系统

80 年代以来，空袭兵器种类增多，性能提高，突防样式也发生了巨大变化，呈现多样化的趋势。过去低空近程地空导弹系统对付的目标主要是固定翼飞机，现在它们所面临的威胁包括各种有人驾驶飞机(如全天候型对地攻击机、武装直升机和隐身飞机)、无人机、各种巡航导弹(含隐身巡航导弹)、空地导弹、反辐射导弹、制导炸弹等。特别是当这些导弹采用防区外发射攻击战术时，大大提高了载机的生存能力，而对地面目标的毁伤程度较过去又有很大的提高。

(1)现代空中威胁对低空近程地空导弹系统的要求

在现代防空作战中，低空近程地空导弹系统应与防空 C3I 系统、中高空中远程地空导弹系统联网，从中获得有关目标的信息，协调攻击目标，以获取整体最大效能。空中威胁对低空近程地空导弹发展提出的主要要求是：

·空袭兵器种类的增加，要求低空近程地空导弹系统不但能对付各类作战飞机，而且还能有效地对付战术导弹，如巡航导弹、空地导弹和反辐射导弹等。

·现代空袭作战采用的饱和攻击战术，要求低空近程地空导弹系统不但能对付单批单架目标，而且要能对付采用饱和攻击战术的多批多架目标，保卫重要目标的安全。

·现代作战飞机，特别是巡航导弹和隐身飞机采用低空、超低空突防时，防空系统的探测距离大大缩短，预警时间极为有限，而且它们的飞行速度大。武器系统反应时间的长短关系到能否获得拦截目标的战机以及战机的多少。因此，要求低空近程地空导弹系统的反应时间尽量缩短。

·扩大作战空域。早期的低空近程地空导弹系统的最大射程一般为 6~8

公里，在这一杀伤远界，敌方的飞机很容易采用防区外发射技术，运用精确制导武器实施远距离对地攻击。这样不仅对地面目标的杀伤力大，而且提高了载机的生存能力。为破坏对方防区外发射战术，提高近程防空效能，必须将近程地空导弹系统的最大射程扩大到 10~15 公里。

·抗干扰能力强。现代局部战争表明，恶劣的电磁环境是未来战争的特点之一。没有良好的抗干扰性能，地空导弹武器系统发挥不了应有的作用。这就要求低空近程地空导弹系统采用多种抗干扰手段，特别是综合运用雷达、激光、红外等多种探测器。

·目标速度和机动过载的提高，要求低空近程地空导弹系统的导弹提高速度和机动过载。

·战场环境的变化，要求低空近程地空导弹系统适应性强，能在各种条件下使用，操作简单，使用可靠。

(2) 新一代低空近程地空导弹武器系统的关键技术 从长剑 2000、新一代响尾蛇和道尔所代表的新一代低空近程地空导弹武器系统可以看出它们采用的新技术。

小型相控阵雷达技术

地空导弹系统采用相控阵制导雷达是一种发展趋势。美国的爱国者、俄罗斯的 S-300 等中高空中远程地空导弹武器系统都采用了相控阵雷达。相控阵雷达能对付多目标，抗干扰能力强，但由于造价昂贵、体积大、技术复杂，限制了它在低空近程地空导弹系统这类小型武器中的应用。俄罗斯率先在道尔系统中采用了相控阵跟踪雷达。随着相控阵技术日趋成熟和小型化，以及对低空近程防空导弹武器系统重要性的进一步认识，在不远的将来，将有更多的低空近程地空导弹系统采用相控阵雷达。

垂直发射技术

垂直发射技术是提高低空近程地空导弹系统对付多目标能力的重要途径之一。垂直发射技术具有反应时间短、全方位覆盖、待发导弹数量多、结构简单、工作可靠、全寿命周期费用少、体积小重量轻等特点。目前，俄罗斯的道尔系统率先采用了该技术，一个系统可以对付两个目标。以色列巴拉克-1 舰空导弹的陆用型也采用垂直发射，提高了对付多目标的能力。

先进的探测和信号处理技术

雷达如何在严重的地物杂波和多路径效应下探测低空目标并进行实时的信号处理是地空导弹成功拦截低空目标的核心技术。数字动目标显示技术、双波束天线技术、脉冲多普勒、脉冲压缩、频率捷变、数字技术和毫米波技术等，使雷达具有高数据率、低虚警率和良好的抗地物杂波的能力，从而改善了雷达低空探测性能。

先进的小型高速导弹设计制造技术

现代空袭兵器的飞行速度和机动过载能力较过去有了明显的增大。第一代低空近程地空导弹所拦截的典型目标为最大速度 400 米/秒，机动过载 2g。而新一代低空近程地空导弹拦截的典型目标最大速度达 600~700 米/秒，机动过载 5~7 g。因此，对地空导弹的运动学特性的要求更高。高速导弹气动设计技术、先进的发动机和推进技术、现代制导控制技术等为实现这一目标提供了基础。例如，最新型响尾蛇采用的 VT-1 导弹，其最大速度可达 1000 米/秒，飞至 8 公里时的机动过载为 35g；又如以色列的巴拉克导弹，其最大速度大于 2 马赫，机动过载大于 45g。

先进的制导控制技术

对新一代低空近程地空导弹制导系统的要求是不仅精度要高，而且必须具有良好的抗电子干扰能力。除了相控阵雷达、毫米波雷达可用于该领域之外，红外成像和激光也具有良好的发展前景。日本的 91 式地空导弹率先采用红外成像制导技术，而加拿大的防空反坦克系统和瑞典的 RBS90 导弹均采用激光驾束制导。这两种制导方式几乎不会受任何干扰，而且精度极高。

先进的引信和战斗部技术

为了确保导弹的飞行性能和机动过载，弹体不可能太大，从而限制了战斗部的大校对于低空近程导弹更是如此。为此，立足现有的战斗部尺寸，改进引信和战斗部，充分挖掘其潜力，是一条行之有效的路子。例如俄罗斯铁甲 2 S 系统的 57E6 导弹，通过采用多连杆式战斗部，其效能比同类导弹高出 1.5 ~ 2 倍。又如通过采用破片定向飞散，可极大地提高破片战斗部的杀伤效能。

三、低空近程地空导弹武器系统的发展趋势

1.1 采用先进技术改进现役系统

采用先进技术改进现役系统，不断提高作战性能是当今地空导弹系统的发展方向之一。

从低空近程地空导弹武器的发展史来看，它也不例外。例如，作为欧洲国家近程防空三大支柱的长剑、响尾蛇和罗兰特地空导弹武器系统，其研制均始于 60 年代，至今都已有多种改型，其最新型分别为长剑 2000、新一代响尾蛇和罗兰特，到下世纪头十年仍具作战能力。

2.1 具有对付精确制导武器的能力

现代低空威胁除各种有人驾驶飞机和无人机以外，还包括巡航导弹、空地导弹、反辐射导弹、制导炸弹等精确制导武器的现实威胁。未来的低空近程地空导弹武器系统如果不具备对付精确制导武器的能力，则不能有效地完成防空作战任务。

3.1 发展弹炮结合防空系统

弹炮结合防空系统将导弹和高炮综合成一个武器系统，共用一个底盘、火控系统、瞄准装置和计算机硬件，从而节省了费用。同时，在作战空域上，地空导弹和高炮可互相弥补，加强火力，增强抗击低空多目标的能力。自俄罗斯装备了世界上第一种弹炮结合防空系统通古斯卡以来，其重要性和优势越来越被世界各国所认识，相继研制了十几种弹炮结合系统。

在未来的发展中，弹炮结合防空系统应当占有一席之地。

4.1 进一步扩大作战空域

低空近程防空系统作战空域的扩大，使敌空中平台采用精确制导武器实施防区外发射的战术破产，从而提高了防空的效率；同时与中远程防空系统在空域覆盖上的冗余度进一步加大，提高了抗饱和攻击的能力。

5.1 提高导弹的通用性

提高导弹的通用性，对于降低研制和生产成本，简化后勤保障，增强市场竞争力，在目前经费紧张和防空武器市场竞争激烈的形势下是十分必要的。如印度于去年 12 月试验的三叉戟地空导弹能用于陆海空三军。此外，罗兰特系统既可发射罗兰特导弹，也可发射新一代响尾蛇系统采用的高速导弹；意大利的阿斯派德导弹，既可用于斯帕达系统，也可用于信天翁系统，还能装备战斗机。

6.1 继续加强电子战能力

未来的战争是综合运用各种信息进行侦察与反侦察、干扰与反干扰、摧毁与反摧毁的信息战，电子战是它的重要组成部分。它不仅拉开现代战争的序幕，而且将贯穿始终。地空导弹武器系统作为高技术兵器，其效能的发挥，更依赖于电子战的能力。谁能在此领域领先一步，谁就多一分取得未来战争胜利的把握。

霹雳导弹

PL-5B 好事多磨

1961年7月中国国防部6院组成605所，专责空对空飞弹仿制工作。第一个型号是苏联K-5(AA-L)短程雷达导引飞弹，第二个任务是1964年开始试制K-13(AA-2)红外导引飞弹，前者命名为PL-1，后者就是在1980年代仍是主力的PL-2。PL-5B是以PL-2为基础于1966年研制的第二代飞弹，要求提高追踪机动性和探测灵敏度，由于「文革」的影响和无法突破技术瓶颈，进度严重拖延，配套无线电近炸引信的早炸问题一直无法解决，负责单位亦由605所转到612所。最后集中全部力量才找出抗干扰措施和发明红外积体电路引信，使飞弹在1986年9月完成设计定型，PL-5B因此成为世界空对空飞弹发展史上研发时间最长的记录保持者。

这种飞弹全长2.89公尺，弹径127公厘，弹重84.5公斤，导引精度9公尺，杀伤半径10至11公尺，有效射程1.3至16公里左右，使用过载30g，发射过载小于3g，最大速度4.5马赫，命中概率80%，弹头重11.8公斤，可互换无线电近炸引信和连续杆弹头、红外近炸引信和破片杀伤弹头两种。PL-5B具红外反反制能力，导引头是性能较落后的氮致冷硫化铅(Pbs)，总体性能相当于1970年代初的AIM9H，但导引头探测范围和电路设计介于AIM9H和AIM-9L之间，有偏离轴线发射能力，但并没有全向攻击能力。令人不解的是，该飞弹推出之初其前翼类似AIM-9L的双三角翼，但量产型改成像AIM-9H的大后掠三角翼，技术不进反退：预料飞弹对目标的追踪性和本身的机动性会略受影响。PL-5B目前已改良成PL-5C，导引头采用PL-8的技术，已具备全向攻击能力。

中国的魔法 PL-7

曾仿制出PL-1、PL-2飞弹的株州航空发动机厂(331厂)，于1978年8月对新获得的法制R550魔法空对空飞弹进行研究，1982年开始仿制，期间对飞弹模拟乘法器电路及引信设计重新改动，并推算出新的反射镜曲面方程。1985年试制出20枚飞弹，于次年底以4发全中靶试成功，1987年4月通过技术鉴定小批量生产。

PL-7全长2.75公尺，弹径157公厘，弹重90公斤，弹头重12公斤，采用雷射近炸引信，使用过载35g，载机过载6g，发射升限15000公尺，是第一种改用氮致冷铟化镉(In)导引头的中国空对空飞弹，首次具备全向攻击能力。最大速度3马赫，射程0.5至14.4公里。由于中国曾对原设计进行改进，使PL-7在射程、精度、灵敏度上均较魔法飞弹提高，性能介于魔术1和魔术二之间。弹头采用破片式，威力和杀伤范围与PL-5B相当。

追赶先进水平的 PL9

中国目前最先进的自制红外导引飞弹是PL-9，若前述两种飞弹分别代表1970和1980年代初的技术，那么PL-9已接近西方1990年代初的水平。PL-9于80年代后期开发，由于自以色列引进的PL-8射程太短，且针对中国的使用环境有改进的必要，于是未大量生产PL-8，而是以它为基础加上若干成熟的新技术，开发出PL-9。

PL-9主要增加了射程和机动性，灵敏度亦有所提高。火箭发动机使用低燃速药粒，气动外形和AIM-9L/M相似，首次装上双三角翼，导引头基本上沿用PL-8的氮致冷铟化镉光敏元件，指示细部加以优化，积体电路速度也有提高，且导引头可随动于雷达，具备35度偏离轴线发射能力，可全向攻击，主动雷射

近炸引信提高了抗干扰效能，飞弹性能优于 PL-8 和 AIM-9L/M。

PL-9 的弹身和弹径与 PL-8 相同，尾翼较类似 AIM-9L/M，但滚转副翼与 PL-8 相同，沿用比例导引方式。飞弹全长 2.09 公尺，弹径 157 公厘，弹重 115 公斤，使用高度 0 至 21 公里，射程 0.5 至 15 公里，速度 2 马赫，使用过载超过 35g，弹头重 10 公斤，杀伤概率 80% 以上，在引进俄制 R-73 飞弹之前，它是中国性能最佳的空对空飞弹。

天弓地空导弹制导系统的特点

一、武器系统概况

天弓是台湾从美国生产爱国者系统的雷锡恩公司获得 85%的设计技术后，于 1982 年开始研制的，先后研制成功天弓 中低空中程地空导弹武器系统、天弓 中高空中远程地空导弹武器系统，目前正在研制天弓 高空远程地空导弹武器系统。

1.1 天弓 地空导弹武器系统

1982 年台湾中山科学研究院开始研制天弓 地空导弹系统，1983 年 3 月首次发射成功，1989 年 9 月正式移交台湾陆军地空导弹部队测试、训练。1993 年 9 月 30 日首套天弓 系统开始在台北县三芝乡部署，1994 年底第二套在大冈山担负战备，以后又在澎湖、枋寮、金门和东引等地部署。

整个武器系统包括导弹、四联装发射架、长白相控阵雷达、照射雷达、战术控制中心、电源车和导弹运输装填车等。

导弹外形和尺寸与爱国者相似，采用一台固体火箭发动机，最大速度 3.15 马赫，最大射程 60 千米(有效射程 40 千米)，射高 30 米至 23 千米；采用中段指令制导、末段半主动雷达寻的制导方式(目前正在研制主动雷达导引头)；战斗部为破片杀伤式，由近炸引信起爆。火控系统由一部相控阵雷达和一部照射雷达组成。

2.1 天弓 地空导弹武器系统

天弓 是在天弓 的基础上发展起来的一种中高空中远程地空导弹武器系统，1989 年研制出样机，1994 年开始交付部队使用。武器系统组成与天弓 系统基本相同，仍采用长白相控阵雷达，但没有照射雷达，导弹和发射架作了改进。

天弓 在天弓 导弹的基础上加装了一级固体火箭助推器，最大速度提高到 4 马赫，最大射程达 100 千米(有效射程 80 千米)，有效射高 25 千米；制导方式为指令修正的惯性制导和主动雷达寻的；采用垂直发射方式，一个火力单元可同时对付多个目标。

另据报道，天弓 和天弓 部署在同一阵地，装备一辆战术中心/相控阵雷达车、两辆照射雷达车、四部天弓 发射架、四部天弓 发射架和一辆电源车，以提高对付多目标的能力。

二、天弓 地空导弹制导系统



图1 天弓I导弹系统的四联装发射架



图2 装在车上的天弓II导弹



图3 天弓I导弹进行发射

天弓 导弹采用中段指令制导、末段半主动雷达寻的制导方式。照射雷达是在美制改型霍克系统的大功率照射雷达(AN/MPQ46)的基础上研制的,但功率比改型霍克的大60%。据此分析,天弓 采用与改型霍克相类似的连续波半主动雷达寻的制导,由连续波照射雷达照射目标。雷达由连续波发射机和天线组成。该天线对准所跟踪的目标。



图4 天弓II导弹进行发射

半主动雷达导引头通过导弹头部天线接收经目标反射的照射信号,导弹尾部基准天线直接接收照射波(通过照射天线旁瓣)。对两个信号进行相干检波所形成的信号频谱中包含着与导弹2 目标接近速度成正比的多普勒频移,然后由窄带的频率跟踪器搜索这一频谱,截获并跟踪目标的多普勒频率,并从中提取制导信息。自动驾驶仪接到此信息后,经变换放大,产生操纵液压舵机的信号控制舵面偏转,使导弹按预定的弹道飞向目标,引爆战斗部摧毁目标。由于导引头实施多普勒跟踪,可使系统获得很好的战术性能,能从严重的地物杂波干扰中分离出运动目标,因此具有较好的低空性能。

导引头采用倒置接收机,提高了抗干扰能力,也提高了对多普勒频率的分辨能力。从以上的分析可以看出:

1 1 天弓导弹系统采用相控阵制导雷达,是一种全天候、反应迅速、制导精度高、威力较大、抗干扰性能较强的系统。

2 1 天弓 导弹采用先进的连续波体制、倒置接收机的半主动雷达导引头,抗干扰能力较强,多普勒频率的分辨能力强。噪声干扰对照射雷达天线照射目标影响不大。

3 1 导弹采用半主动雷达寻的制导,在导弹飞向目标的末段,照射雷达要始终跟踪目标。

对付的目标数量取决于装备的照射雷达性能和数量。

三、天弓 地空导弹制导系统

现代空袭兵器及饱和攻击战术的运用与发展,要求地空导弹采用主动雷达寻的制导,以对付多目标的饱和攻击。为此,天弓 地空导弹采用指令修正的惯性制导和主动雷达寻的复合制导方式,与天弓 相比,从装备上减少了照射雷达。

天弓 导弹的指令修正惯性制导是保证垂直发射的导弹转向目标平面后,使控制系统和导引头捕获目标的初段和中段制导。导弹垂直起飞到某一高度后,初制导系统控制导弹在规定的射向按照选定的程序转弯。导弹的实际姿态、速度、位置由惯性制导系统提供。惯性制导系统由惯性测量装置和弹载计算机组成,体积小重量轻、精度高。垂直发射的天弓 导弹由惯性制导系统测定导弹的瞬时姿态,通过计算机确定导弹的实时位置,得出导弹的横向偏移量,校正因风和其它干扰引起的横向偏差,使主动雷达导引头在最佳位



图5 天弓I导弹系统的CS/MPG-25 连续波照射雷达

置开机，减少导引头捕获目标的扫描时间，提高对目标的捕获概率。导引头捕获目标后，立即转入主动雷达寻的制导。

主动雷达寻的制导是用弹上的雷达向目标辐射电磁波，并接收经目标反射的信号，实现对目标的跟踪，然后根据目标的运动参数形成控制指令，引导导弹飞向目标。由于天弓 导弹二级的弹体直径为 0.141 米，据推测主动雷达导引头工作在 2 厘米波段，采用微波单片集成电路，以保证其体积小，重量轻。综上所述：



1.1 天弓 导弹采用末段主动雷达寻的，在飞行末段不依赖地面相控阵雷达，是一种“发射后不管”导弹，而且导弹越接近目标，制导精度越高，杀伤目标的概率越高。

2.1 天弓 地空导弹武器系统采用相控阵制导雷达，能同时跟踪多个目标，加上垂直发射技术与主动雷达寻的制导，从而克服了天弓 武器系统射击多目标能力差的缺点，一个武器系统就能同时对付多个目标的饱和攻击。

3.1 天弓 导弹采用末段主动雷达寻的制导，为以后改进为反战术弹道导弹系统打下了良好的基础。

四、对抗天弓导弹制导系统的可能措施

1.1 天弓地空导弹武器系统采用相控阵制导雷达，提高了整个武器系统的抗干扰能力，对其采用一般的干扰手段效果较差。天弓 导弹采用半主动雷达寻的制导，在导弹飞行的末段，大功率照射雷达要始终跟踪照射目标。针对以上特点，运用空对地反辐射导弹或无人驾驶的反辐射飞行器摧毁相控阵制导雷达和天弓 的照射雷达，可有效地对付天弓导弹系统。

2.1 电磁干扰是对付天弓导弹的另一种措施——对天弓 的连续波半主动雷达导引头可以采用间断开关的速度偷引的方法实施干扰。

——对天弓系统的相控阵制导雷达和两种导弹的导引头都可以用多点源间断开关的瞄准式(或回答式)噪声干扰方法实施干扰。

——采用前向投射的箔条，在导弹与目标间形成箔条云，干扰导弹的导引头和引信。

——天弓系统可依靠强网系统为其指示目标，因此也可采用干扰强网雷达和预警机的办法，使武器系统的反应时间变长。

为了实施有针对性的干扰，需要进一步搞清天弓系统雷达参数和导引头性能等。

我国几种新型探空火箭

李大耀

探空火箭是用来探测、研究大气层特性和开发、利用大气层资源的工具。与航空器的活动近地大气层、航天器的活动范围在大气层之外的太空不同，探空火箭的活动“舞台”为整修大气层（包括稠密大气层和稀薄大气层）。

探空火箭按用途可分为：探测大气温度、大气压力、大气密度以及风向、风速等气象要素的气象火箭，收集特定情况下大气中固体微粒的取样火箭，探测电离层电子浓度等参数的电离层探测火箭，研究生物对高空飞行适应性的生物试验火箭，试验有关技术的工程试验火箭。

我国自1958年发展探空火箭以来，已研制并发射了近300枚各类探空火箭。这些火箭都是靠属翼稳定飞行的无探火箭，按采用的动力装置的不同，可以将它们分成三代。第一代探空火箭主要采用液体推进剂火箭发动机，研制、使用时间为1958年-1969年；第二代探空火箭为采用双基推进剂的固体火箭，研制、使用时间为1965年-1987年；第三代探空火箭为采用复合推进剂的固体火箭，1970年研制，包括：和平六号（HP-6）和织女一号（AN-1）气象火箭、挺进一号甲（TJ-LA）和挺进二号（TJ-2）取样火箭、织女三号（AN-3）高空探测火箭，这几种火箭的技术指标或使用性能均达到国外同类产品的水平。

HP-6 气象火箭

HP-6 气象火箭为单级固体火箭，其运载系统（火箭本体及发射设备）由北京空间机电研究所负责研制，探测系统（气象探测仪器及地面跟踪、数据接收设备）由空间物理研究所负责研制。其外形参见下图。

按探测项目的不同，HP-6 气象火箭分为两种：综合型（HP-6Z）气象火箭和落球型（HP-6L）气象火箭。这两种气象火箭均使用高燃速的聚硫橡胶类复合推进剂，采用端面燃烧型发动机，由活塞加速式助推器从地需友接近于垂直的状态发射。HP-6L 气象火箭的性能参数（括号内为HP-6L 气象火箭的性能参数）：起飞重量 60.80 公斤(58 公斤)，箭头重量 9.1 公斤(5.8 公斤)，探测仪器重量 2.8 公斤(2.0 公斤)装药重量 34.6 公斤(34.6 公斤)环境温度 26 摄氏度时的装药燃烧时间为 34.8 秒(34.8 秒)全箭长度 2.515 米(2.307 米)，筒明体直径 0.1615 米，从海拔 1 公里发射场发射的弹道顶点高度为 68 公里(80 公里)。

HP-6Z 气象火箭的主要任务为探测距地面 20-60 公里高度层内的大气温度、大气压力和风向、风速。这些气象要素均在火箭飞行到弹道顶点附近实施头体分离后，在探测仪器乘降落伞下落的过程中测量。探测器又称探空仪，它采用热敏电阻作测量大气温度的传感器、采用放射性气压计测量大气压力。高空风利用携带有探空仪下降的降落伞的随风飘移我测量。

HP-6L 气象火箭的任务为探测距离地面 30 - 80 公里高度层内的大气密度和风向、风速。该气象火箭的探测设备为膨胀球。膨胀球在火箭飞行到弹道顶点附近从箭体内弹出，由于装在球皮内的膨胀剂的流出和迅速蒸发，球皮会自动充分膨胀，终成为直径 1.6 米的探测球。以后探测球一面向地面回落一面随风飘移。地面跟踪雷达测量膨胀球的轨迹，经计算即可得到大气密度和风的数据。

HP-6 气象火箭于 1970 年开始研制，1971 年 - 1979 年

进行了6批次飞行试验，获取到甘肃省酒泉地区、云南省昆明地区的中层大气资料。由于气象等探测火箭的研制工作于70年代下半期转由国防科学技术大学承担，HP-6气象火箭在圆满完成第6批次飞行试验后就中止了研制。

ZN-1气象火箭

ZN-1气象火箭与HP-6气象火箭一样，为小型固体火箭。ZN-1气象火箭的运载系统由国防科学技术大学负责研制，探测系统由空间科学与应用中心负责研制。

ZN-1气象火箭的任务是探测距地面20-60公里高度层内的大气温度、大气和风向、风速，其探测方法同HP-6Z气象火箭。

ZN-1气象火箭的动力装置采用主发动机和环形助推器相组合的双室双推力方案。其中：主发动机为端面燃烧型发动机，装药为低燃速的端羟基聚丁二烯类复合推进剂（后改为端羟基聚丁二复合推进剂），采用沿药柱轴向嵌埋金属丝的方法来提高推进剂的燃速、以满足发动机推力的要求；环形助推器由主发动机长属喷管与装稳定属翼的属部整流罩之间的环形空腔构成，内装9根双钴-1双基推进剂管状药柱，底部有4个小型喷管。助推器与主发动机同时点火。其结构布局参见下图。

ZN-1气象火箭采用导式发射装置，从地面以接近垂直的状态发射。该火箭性能参数：起飞重量61.2公斤，箭头重量8.40公斤，探测仪器重量2.3公斤，主发动机装药重量31.0公斤，主发动机地面平均推力2.0千牛（环境温度20摄氏度），主发动机工作时间34.4秒（环境温度，助推器装药重量3.5公斤，助推器地面平均推力9.6公斤（环境温度20摄氏度）助推器工作时间0.7秒（环境温度20摄氏度）。全筒长度2.704米，箭体直径为0.150米，从海拔1公里的发射场发射的弹道顶点高度为68公里。

ZN-1气象火箭于1976年开始研制，1979年-1978年进行过4批次飞行试验和一批次试验性，获取支甘肃省酒泉地区、云南省昆明地区和海南海口地区上空的中层大气资料，拟于1998年进行设计定型试验。

TJ-1A取样火箭

TJ-1A

取样火箭明为两级固体火箭明（参见题图），由北京睿机电研究所负责研制。

TJ-1A取样火箭明的任务，是收集距地面10-25公里高度层内的等动力学微粒样品，火箭明在取样高度层内的飞行性能可确保取样器的流量系数等于1。这样不仅可使进气口前自由流管的各种粒子都能流入取样器，从而使所取到的样品能够代表实际情况；而且意味着进入到取样的器的气体直到进气口之前，其相对于火箭的宏观运动速度及其压力，密度，温度等动力学参数，与自由流中的上列各个分别相等，同样，气流中包含的各种大小不同的粒子在进入取样器前的宏观运动速度也相等，从而使取得的样品具有等动力学的特征。

TJ-1A取样火箭的主火箭明采用中燃速的聚硫橡胶的类复合推进剂，内孔燃烧型发动机作动力装置，助推器的装药为7根管状内、外燃型双镁-1双基推进剂。其取样器由扩压器，过滤器和排气道3部分组成，其结构参见下图。其中扩压器为带中心锥的单锥混合式扩压器，用于使进入扩压器进气口的气流减速增压，将其动能转换成足以克服过滤器阻力的压力势能；过滤器在扩压器扩张通道的后部，沿圆周呈环形布置，用于将入口气流中携带的固体粒子收集起来；排出道的功能是使通过过滤器的气流能顺利地排出到大气中。

TJ-1A 取样火箭采用导轨式发射装置，从地面以接近于垂直的状态发射，该火箭于 1975 年开始研制，1976 年 - 1980 年进行了 1 批次飞行试验和 2 批次使用。其性能参数：起飞重量 802 公斤（主火箭 383 公斤），筒头重量 140 公斤，主发动机装药重量 156.5 公斤，主发动机地面平均推力 49 千牛（环境温度 10 摄氏度），主发动机工作时间 6.86 秒（环境温度 10 摄氏度），助推器装药重量 185 公斤，助推器地面推力 91 千牛（环境温度 10 摄氏度）助推器工作时间 4.04 秒（环境温度 10 摄氏度），全箭长度 6.185 米，箭体最大直径 0.46 米（主火箭筒 0.36 米），从海拔 1 公里发射场发射的弹道顶点高度为 50 公里。

TJ-2 取样火箭是由 TJ-1A 取样火箭的主火箭筒作适当修改而成的单级火箭，其任务是由集距地面 6013 公里高度层内的微粒样品。该火箭筒能保证有较高的取样效率。

TJ-2 取样火箭的起飞重量 383 公斤，总长度 4.107 米，筒体直径 0.36 米，采用导轨式发射装置的状态发射。该取样火箭于 1977 年至 1985 年进行了 1 批次飞行试验和 3 批次使用。

ZN-3 高空探测火箭

ZN-3 高空探测火箭为两级固体火箭，其运载系统由国防科学技术大学负责研制、探测系统由睿科学技术与应用研究中心负责研制。

ZN-3 高空探测火箭的助推器采用低燃速的端羟基聚丁二烯类复合推进剂、内孔燃烧型发动机作动力装置，主发动机为同一种装药的端面燃烧型发动机，采用沿药柱轴向嵌埋金属丝的方法来提高装药的燃烧速度。

ZN-3 高空探测火箭可用于对距地面高度 120 公里以下的大气探测和高空物理研究。

该高空探测火箭采用导轨式发射装置，从地面以接近于垂直的状态发射。其性能参数：起飞重量 285 公斤（主火箭 166 公斤），箭头重量 45 公斤，探测仪器重量 25 公斤，主发动机装药重量 84.6 公斤，主发动机地面平均推力 5.60 千牛（环境温度 20 摄氏度），主发动机工作时间 31 秒（环境温度 20 摄氏度）助推器装药重量 75.2 公斤（环境温度 20 摄氏度）助推器地面平均推力 41.5 千牛，（环境温度 20 摄氏度），全箭长度 4.872 米，箭体直径 0.25 米，从海平面发射的弹道顶点高度为 148 公里。

ZN-3 高空探测火箭是有关研制单位自筹经费于 1988 年开始进行研制的 1991 年在海南探空火箭发射场进行了飞行试验。试验结果表明，该高空探测火箭可以飞达距地面 130-148 公里的高空。

上述 5 种探空火箭虽然发射数量不多（总计约 90 枚），但都是研制成熟成功率高和可供使用的火箭。实现探空火箭商品化是今后中国火箭探空事业具有活力的重要因素。

我军航空救生装备形成系列

我军飞行员有了系列配套的“生命保护神”。据空军有关部门透露，适合我军飞行人员在海上、沙漠、热带丛林和寒带、高原五大区域飞行需要的航空救生装备，最近首次完成系列配套，为复杂气候、地理环境下飞行人员的生命提供了可靠的保障。

据介绍，航空救生装备一直是世界先进国家长期致力于研究的课题，也是被国际航空医学界公认的尖端技术之一。由于我国地域广阔，气候地理环境复杂，加上飞机型号多，要在严格限制的机舱里容纳种类如此繁多的救生物品，技术要求很高，难度很大，适合我军飞行员在特殊地区作业时需要的专用航空救生装备一直没有形成配套产品，给被迫跳伞后飞行人员的安全一度带来了许多困难和严重后果。

记者看到，在一个书包大的救生装备包里，竟装有数十种先进的救生装备，有特制的救生口粮、消毒、净水、产热装置、多用途救生刀等生活必需品；还有救生电台、光烟信号管、目标指示装置和多种检测仪等通讯联络装置；另外，根据不同地区的需要，分别装有防寒睡袋、充气橡皮艇、氧气瓶、防蛇、防鲨鱼和维持体能急用的药品等防护急救用品和直升机吊救装备等。研制人员告诉记者，这一个小小的救生设备装备包，可保障飞行人员在各种环境下生存72小时之用，以使飞行员能够维持到救援人员到来。

据空军航空医学研究所的有关人员介绍，为了研制这套救生设备，十年来，他们先后多次进入人迹罕至的西双版纳亚热带原始丛林、“死亡之海”塔克拉玛干沙漠腹地、空气稀薄的青藏高原以及波涛汹涌的大海，冒着生命危险在常人难以想像的恶劣环境下模拟遇险飞行人员进行生存、生理试验，终于使我军的航空救生装备形成了完整的系列配置。其中，高原、沙漠、寒带地区的救生装备和直升机营救装置的研究成果已达到世界先进水平。

据介绍，这些性能稳定、安全可靠的救生装置不仅可适应未来高技术战场的需要，充分发挥高性能战斗机的战术、技术性能和确保飞行安全，而且在民用航空、抢险救灾和野外勘探等特殊作业中也有着广泛的应用前景。

中国的空地导弹

作为三位一体的战略核打击的一部分，中国的空中核打击力量的发展是鲜为人知的。普遍的认为是空中核打击能力有限，象征意义大于实际意义。事实上中国自原子弹爆炸成功后，曾先后研制过几种型号的空地导弹供战略部队使用。在中国成功地发射地地导弹之前，为了对付前苏联迫在眉睫的核威胁，首先使用轰炸机甩投原子弹成功，之后具有极佳低空突防能力的强 5 改装机也能利用内部弹仓甩投原子弹，但强 5 航程有限，作为一种“玉石俱焚”的攻击方式，在超过作战半径的地方甩投原子弹还是有可能进行核报复的。据说当时选拔的特等优秀飞行员在接受训练时，无一人打退堂鼓，其爱国热情感人肺腑。在地地导弹发射成功后，并不断有新型号出现的情况下，执行空中核打击的压力有所减轻。70 年代后期，有关的科研部门在成熟的巡航导弹基础上研制空地核导弹，据信至少曾有过两种型号的空地导弹服役。这方面的保密性极强，外界对其知之甚少，最近随着新型导弹的服役，老型号的退役，人们才对其有一定了解。在 84 年的“航空知识”的某一期里，在介绍轰 6 国产轰炸机时，曾提到用空地导弹进行战略核轰炸任务。中国发展的一型空地导弹发射重量大约 1.5-2 吨左右，射程 100 公里左右，单弹头 20 万吨当量，制导方式惯性导航加主动雷达，轰 6 战略轰炸机使用。估计歼轰 7，歼 10，歼 11 及歼 8 也可使用。另一种型号是增程型，最大射程 400 公里左右，而不是外界认为的中国的巡航导弹的最大射程不超过 200 公里，但其 3 吨多的发射重量只要轰 6 能使用。一个有趣的现象，海军航空兵的轰 6 丁反舰导弹攻击机是在战略轰炸机的基础上发展的，而不是战略轰炸机在普通导弹攻击机的基础上发展，这可能是需要有先后。

这两种型号的导弹从当时发展的舰舰导弹水平看，存在着不少不足，首先是巡航高度高，至少要在几百米的高度，其次是精度低，偏差在几百米到 1 千多米，不过使用核弹头可能不会太计较精度，另外准备工作复杂，使用液体燃料，发射前注射。进入 90 年代后，中国在成功地吸收了前苏联部分成熟技术后，发展了新一代空地导弹。这种导弹在某些方面很接近美国的“战斧”式，超低空飞行，采用 GPS 全球定位技术，有多种制导方式，射程在 600 公里左右。而且有多种发射方式，可从陆空发射，估计未来的中国的大型军舰可能也会装备这种导弹的发射箱，届时将拥有与美国军舰相似的打击能力。这种导弹可携带包括核弹头在内的多种弹头，精度极高，传说偏差只有十几米，在定型的多枚实弹射击中，“其极高的命中精度连专家也没预料到”。

中国现在还正在积极研制射程超过 3000 公里的巡航导弹，预计下一世纪服役。在精度方面取得重大突破后，现在的技术难点是解决固体火箭技术，一但在这方面取得突破，将极大地提高中国巡航导弹的性能。

作为三位一体的战略核打击的一部分，中国的空中核打击力量的发展是鲜为人知的。普遍的认为是空中核打击能力有限，象征意义大于实际意义。事实上中国自原子弹爆炸成功后，曾先后研制过几种型号的空地导弹供战略部队使用。在中国成功地发射地地导弹之前，为了对付前苏联迫在眉睫的核威胁，首先使用轰炸机甩投原子弹成功，之后具有极佳低空突防能力的强 5 改装机也能利用内部弹仓甩投原子弹，但强 5 航程有限，作为一种“玉石俱焚”的攻击方式，在超过作战半径的地方甩投原子弹还是有可能进行核报复的。据说当时选拔的特等优秀飞行员在接受训练时，无一人打退堂鼓，其爱国热情感人肺腑。在地地导弹发射成功后，并不断有新型号出现的情况下，执行空中核打击的压力有所减轻。70

年代后期，有关的科研部门在成熟的巡航导弹基础上研制空地核导弹，据信至少曾有过两种型号的空地导弹服役。这方面的保密性极强，外界对其知之甚少，最近随着新型导弹的服役，老型号的退役，人们才对其有一定了解。在84年的“航空知识”的某一期里，在介绍轰6国产轰炸机时，曾提到用空地导弹进行战略核轰炸任务。中国发展的一型空地导弹发射重量大约1.5-2吨左右，射程100公里左右，单弹头20万吨当量，制导方式惯性导航加主动雷达，轰6战略轰炸机使用。估计歼轰7，歼10，歼11及歼8也可使用。另一种型号是增程型，最大射程400公里左右，而不是外界认为的中国的巡航导弹的最大射程不超过200公里，但其3吨多的发射重量只要轰6能使用。一个有趣的现象，海军航空兵的轰6丁反舰导弹攻击机是在战略轰炸机的基础上发展的，而不是战略轰炸机在普通导弹攻击机的基础上发展，这可能是需要有先后。这两种型号的导弹从当时发展的舰载导弹水平看，存在着不少不足，首先是巡航高度高，至少要在几百米的高度，其次是精度低，偏差在几百米到1千多米，不过使用核弹头可能不会太计较精度，另外准备工作复杂，使用液体燃料，发射前注射。进入90年代后，中国在成功地吸收了前苏联部分成熟技术后，发展了新一代空地导弹。这种导弹在某些方面很接近美国的“战斧”式，超低空飞行，采用GPS全球定位技术，有多种制导方式，射程在600公里左右。而且有多种发射方式，可从陆空发射，估计未来的中国的大型军舰可能也会装备这种导弹的发射箱，届时将拥有与美国军舰相似的打击能力。这种导弹可携带包括核弹头在内的多种弹头，精度极高，传说偏差只有十几米，在定型的多枚实弹射击中，“其极高的命中精度连专家也没预料到”。

中国现在还正在积极研制射程超过3000公里的巡航导弹，预计下一世纪服役。在精度方面取得重大突破后，现在的技术难点是解决固体火箭技术，一但在这方面取得突破，将极大地提高中国巡航导弹的性能。

中国防空导弹

今年九月二十日中国军方在新疆双子城武器实验场成功地试射了一种新型地对空导弹。

据稍后【解放军报】报道，该导弹先后对高空，低空，远距离，近距离，小型高速和强干扰等目标进行了多次模拟实战条件下的严格测试。这次试射显示出这种新型导弹射程远，速度大，抗干扰能力强等技术特点和各种战术环境下对目标的不同打法，适应了防空部队高科技条件下的作战要求，充分发挥了新型导弹的性能优势，使新装备形成了全方位，全空域的战斗能力，并标志这中国国土防空作战能力有了新的提高。一如既往的，导弹的型号和性能参数都没有透露，但又呼之欲出。

当天到场观摩的解放军三总部将领有副总参谋长钱树根中将，总后勤部副部长周有良中将，总政治部副主任唐天标中将，以及空军和国防科工委的相关将领。究竟是什么武器能受到如此礼遇？是凯山一号(KS-1)，猎鹰60(LY-60)还是什么神秘的东东？紧张，紧张，刺激，刺激！欲知后事如何，请听下回分解。

答案原来在千里之外的莫斯科。据一位不愿曝露姓名的俄罗斯联邦武器出口集团(RasvooRouzhenie)官员指出，中国自1992年从俄罗斯采购S-300PMU

(SA-10b)后已形成战斗力并频频出现于近年的军事演习中,更为先进及具备完整弹道导弹防御能力的S-300V(SA-12),亦已在1995年引进。中国军方对试用的少量S-300PMU表示满意,认为俄罗斯整合成熟科技的产品,总体性能表现不亚于『爱国者』导弹,正如Su-27战斗机是系统工程上的杰作一样,所以决定引进生产线自行生产,并搁置原先进行中的红旗9计划。

他指出,中国生产的型号是较新式的是S-300PMU1。由于S-300系列导弹和其他俄制武器一样具有很强的共通性和改良弹性,所以也能通过更换电脑软件,模组化组件及少量新部件的方式来提升其性能,最终达到1997年8月在莫斯科航空展首次公开亮相的S-300PMU2的水平。中国版的S-300PMU1也就是这次地空导弹试射的主角--红旗15。不过这次试射用的系统为进口零件组装,所以官方媒体报导中并没有出现熟悉的『国产』或『自行研制』等字眼。同时,这位俄国人强烈暗示当天有他们的技术顾问参与。

也许几年前我们大声嘲笑的【中国能否打赢下一场战争】中,中国版的THAAD系统并非荒野奇谭。在下几篇将向大家揭开绝密研制中的红旗15,16,17,18系统的面纱。敬请期待。

目前中国陆军野战防空部队和空军防空兵的导弹部队,共装备有9个型号的地空导弹,已经具有覆盖高,中,低/远,中,近全空域的能力,而其中又以中低空防御系统较为先进。

低空/超低空近程地空导弹有四种:

肩射的『红樱』(HN-5)/5A/5B;从刺针式导弹改良而成的『前卫』(QW-1),由『霹雳-9』空射导弹演进的『地空』(DK-9),俄制2S6『通古斯塔』(Tungusta)弹炮合一野战防空系统上的9M311(SA-19)1。

中低空短程地空导弹有三种:

『红旗61A』(HQ61A),改良自法国『响尾蛇』(Crotale)的『红旗-7』,引进俄罗斯的是SA-15(Tor)导弹系统2。

高空远程地空导弹号有两种:

『红旗2』/2J/2B,SA-10和SA-12。『凯山』(KS-1)和另一种叫做『猎鹰』(LY-60)的中长程地空导弹尽管采用了动目标追踪处理和显示(MTI)和频率捷变(Frequency Agile)等先进技术,而LY-60所采用的微处理器智能模组技术,更使整个系统成为一个有人工干预能力的指令控制系统,它可以同时处理40个目标,跟踪其中12个,并攻击其中3个威胁性最高的目标,具有80年代中的国际水平,但早在1989年试射成功后一直得不到军方的青睐,显然军方希望在“质”的方面能够有一个大的飞跃。

您想知道美国秘密部署的『曙榭啮神』(Aurora)高超音速隐形战略侦察机的情况而中国又是如何在太平洋上空准确地捕捉这种速率高达五至六马赫的飞机吗?

请听下回分解。

注:1--SA-19仅少量装备『拳头』部队。

2 - - 托尔系统仅少量装备『拳头』部队。

中国航空材料研究获重要成果特大变压吸附制氢技术成熟

1996年底通过鉴定、由中国航空科研院所和企业科技人员用10年时间完成的国家“863”高技术新材料领域课题——铸造Ni₃Al（镍铝）基高温合金IC6及应用研究达国际领先水平，使中国用国产材料替代进口材料制造航空发动机叶片，在高性能航空发动机研制技术方面取得重大突破。

专家鉴定小组认为，IC6合金在压铸镍铝高温基合金中处于国际领先水平；应用IC6合金的整体定向凝固技术研制出的形状复杂的导向叶片，达到国际先进水平；镍铝金属化合物成功地应用于航空发动机涡轮导向叶片，并在国际上首次进行飞行考核，在世界处于领先地位。由中国工程院院士傅恒志，国家“863”新材料领域首席专家石力开等组成的鉴定委员会认为，IC6合金具有成分简单、不含稀贵元素、成本低廉等特点，在许多方面都取得了创新和突破，是一种立足国内资源、具有中国特色的合金。

铸造镍铝基高温合金IC6及其应用研究项目是国家“863”计划高技术新材料领域“七五”、“八五”科研课题。北京航空材料研究院研究员韩雅芳、高级工程师李孙华等6名科技人员在有关单位大力配合下，设计了45种成分方案，对12种合金元素进行了筛选，终于研制成功IC6这种具有中国特色的涡轮导向叶片合金材料。IC6合金初熔温度为1310 - 1320，使用温度超过1100。

IC6合金涡轮导向叶片研制成功后，经过207小时地面及高空台模拟试车，并安装在涡喷13B发动机上，顺利通过了多项试飞考核。装有这种叶片发动机的歼八M飞机在珠海航展上进行了30个起落14小时30分的飞行表演。IC6合金研究成功，为中国研制高性能航空发动机创造了条件。

新闻：中国继续发展多种型号的地对空导弹

汉和通讯9月11日专电：在海湾战争之后，中国调整了其国防战略的侧重点，不断注意研制多种型号的地对空导弹，重点提高在现代战争中电子干扰情况下的防空能力。

中国最新推出了QW2肩扛式防空导弹以及FM90多用途地对空导弹。新一代的QW2、FM90主要是提高了导弹的射程和射速，并加强了反电子干扰的能力。（平可夫采访报道）。

汉和通讯9月8日专电记者平可夫：为了对付日益严重的“弹道导弹”威胁，美、日、以、俄等国家都非常重视有关“弹道导弹防御”（TMD）的研究。美国的THAAD、“爱国者3”、俄罗斯的S300V、以色列的“箭”TMD系统就是在上述背景之下发展而来的。

受到印度、朝鲜发展“地对地弹道导弹”的影响，中国近年来也加快了TMD的研究步伐。并首先在“远程地对空导弹”的研制方面着手研究。军事工业界的消息来源对本刊透露：受到俄罗斯S300PMU1地对空导弹研制思想的某些启示，中国发展了自己的“2000系列”远程防空导弹系统。它包括射程为12-100

公里的 FT2000 型“反辐射”地对空导弹、以及与 FT2000 名字相近的“地对空远程导弹”，使用相控阵雷达，比 S300 更为小巧。

“2000”系列导弹外形类似俄罗斯的 S300PMU1 地对空导弹。目前，一共有 8 个 S300PMU1 发射系统服役于中国人民解放军，它们进口自俄罗斯，拥有有限的“反导” (TMD) 能力。

“FT2000”反辐射导弹主要用于攻击敌人电子干扰飞机在 2-18GHz 范围内发射的雷达、辐射波源。导弹采用被动雷达，并有记忆功能。

中国空地战略导弹的发展

作为三位一体的战略核打击的一部分，中国的空中核打击力量的发展是鲜为人知的。普遍的认为是空中核打击能力有限，象征意义大于实际意义。事实上中国自原子弹爆炸成功后，曾先后研制过几种型号的空地导弹供战略部队使用。

在中国成功地发射地地导弹之前，为了对付前苏联迫在眉睫的核威胁，首先使用轰炸机甩投原子弹成功，之后具有极佳低空突防能力的强 5 改装机也能利用内部弹仓甩投原子弹，但强 5 航程有限，作为一种“玉石俱焚”的攻击方式，在超过作战半径的地方甩投原子弹还是有可能进行核报复的。据说当时选拔的特等优秀飞行员在接受训练时，无一人打退堂鼓，其爱国热情感人肺腑。在地地导弹发射成功后，并不断有新型号出现的情况下，执行空中核打击的压力有所减轻。

70 年代后期，有关的科研部门在成熟的巡航导弹基础上研制空地核导弹，据信至少曾有过两种型号的空地导弹服役。这方面的保密性极强，外界对其知之甚少，最近随着新型导弹的服役，老型号的退役，人们才对其有一定了解。在 84 年的“航空知识”的某一期里，在介绍轰 6 国产轰炸机时，曾提到用空地导弹进行战略核轰炸任务。中国发展的一型空地导弹发射重量大约 1.5-2 吨左右，射程 100 公里左右，单弹头 20 万吨当量，制导方式惯性导航加主动雷达，轰 6 战略轰炸机使用。估计歼轰 7，歼 10，歼 11 及歼 8 也可使用。另一种型号是增程型，最大射程 400 公里左右，而不是外界认为的中国的巡航导弹的最大射程不超过 200 公里，但其 3 吨多的发射重量只要轰 6 能使用。一个有趣的现象，海军航空兵的轰 6 丁反舰导弹攻击机是在战略轰炸机的基础上发展的，而不是战略轰炸机在普通导弹攻击机的基础上发展，这可能是需要有先后。这两种型号的导弹从当时发展的舰载导弹水平看，存在着不少不足，首先是巡航高度高，至少要在几百米的高度，其次是精度低，偏差在几百米到 1 千多米，不过使用核弹头可能不会太计较精度，另外准备工作复杂，使用液体燃料，发射前注射。

进入 90 年代后，中国在成功地吸收了前苏联部分成熟技术后，发展了新一代空地导弹。这种导弹在某些方面很接近美国的“战斧”式，超低空飞行，采用 GPS 全球定位技术，有多种制导方式，射程在 600 公里左右。而且有多种发射方式，可从陆空发射，估计未来的中国的大型军舰可能也会装备这种导弹的发射箱，届时将拥有与美国军舰相似的打击能力。这种导弹可携带包括核弹头在内的多种弹头，精度极高，传说偏差只有十几米，在定型的多枚实弹射击中，“其极高的命中精度连专家也没预料到”。

中国现在还正在积极研制射程超过 3000 公里的巡航导弹，预计下一世纪服役。在精度方面取得重大突破后，现在的技术难点是解决固体火箭技术，一但在这方面取得突破，将极大地提高中国巡航导弹的性能。

中国空对空导弹

霹雳

1958 年 10 月，开始仿制苏联 K-5 空空导弹，1960 年 3 月，仿制出第一枚导弹，1964 年定型投产。该导弹由无线电控制，自动驾驶仪操纵，横滚稳定自动控制 and 冷气，战斗部和无线电引信，火箭发动机和电池等 5 个部分，最大飞

行速度 2.5 马赫，使用高度 2.5-16.5 千米，最大发射距离 6 千米，能全天候使用，主要用于攻击中型轰炸机。

霹雳

1964 年 11 月展开仿制苏联 K-13 导弹工作，1967 年 3-7 月进行定型试验，同年 11 月定型生产。该导弹由红外自动导引头，舵机舱，触发引信与非触发引信，战斗部，火箭发动机及弹翼组成；鸭式布局，弹头呈半球型钝头，弹身为细长圆柱形，两对三角形舵面和两对梯形弹翼呈十字形配置；飞行速度 2.2 马赫，主要攻击中型轰炸机和歼击轰炸机。

霹雳

1981 年 10 月，设计定型并投入生产。约有 60%的零件，95%的原材料，元器件与“霹雳”2 号导弹通用。改进的重点是导引头和引信，增大导引头截获距离；提高抗太阳和天空背景的干扰能力；提高导弹平均速度；调整光学引信的灵敏度，改进电路和滤光片的性能，提高引信工作可靠性。

霹雳

自行研制的第一种空空导弹。1965 年开始研制，1980 年 4 月正式设计定型。“霹雳”2 号的改进型。

霹雳

1966 年开始研制，1985 年完成设计定型试验，1986 年 9 月正式定型。是在“霹雳”2 号导弹的基础上发展的第二代空空导弹。

霹雳

1982 年 3 月开始研制，1987 年通过技术鉴定并小批量生产。其特点：具有自动搜索，捕获和跟踪目标的能力，有较高的机动性和近距格斗能力。

霹雳

中国的第三代空空导弹，采用红外制导方式，可“发射后不管”。其作战最大高度 21 千米，最射程 500 米，最大射程 15 千米。具有全向攻击能力，其综合性能超过美目前的 ALM-9L/M“响尾蛇”空空导弹。在日后的改型中，可能运用红外焦平面探测技术，具有凝视成像能力，将极大的增强其抗干扰性能。

霹雳

中国雷达制导的中距空空导弹，和美 AIM-7“麻雀”相似，但具有更高的性能。

AMR-1 中距空空导弹，和美 AIM-120“阿姆拉姆”及俄罗斯的 R-77 导弹相似，为主动末制导，具有下视，下射，全天候，全方位，超视距交战的能力，可以“发射后不管”。

中距导弹攻击手记

(中校功勋飞行员率永利驾驶某型多用途战斗机，在西北地区进行了一场超视距空空导弹攻击演练，并取得了优异的成绩。飞行结束后，他写下了详尽的攻击手记)

10月的大西北，天高云淡，能见度好得出奇。转场到了这里一个多星期了，经过周密细致的准备，上级已虽然昨晚个人飞行准备加了班，休息得比较晚，可虽然昨晚个人飞行准备加了班，休息得比较晚，可多年养成的习惯，一大早还是爬了起来，看了一下天气，和预报的一样，确是飞行的好天。这样，地面跟踪站会观察得很清楚，塔台、停机坪都能看到、听到今天按计划，今逃说空中靶机实施前半球超视距导弹攻击，目标的雷达反射面积与F—15差不多。主攻的任务由我——代号07担任，备份06。这是新机改装后的第一次实弹检验飞行，对我们飞行员的技术也是一个全面的考核。全基地所有人都在看着我们，关心着今天的攻击将采取低位进入、上视搜索发现、中距蓝色的飞行标志旗已升起，实施打靶的飞机经过全面细致的检查，一切准备就绪，它像一只老鹰吸引着人们的目光。上飞机的时刻到了，穿好装具，我拍了一下机械师的肩膀，对他说：“放心，等着好消息。”坐在飞机的座舱里，看着靶机开车、加速，我有一种拳？准备上阵时跃跃欲试的冲动，心里想，别看你先起飞，用不了半个小时就叫你坠地！

该我了，随着指挥员“07开车”、“允许滑出”的口令，我驾驶着先进的战机，在战友们期盼的目光中，滑上跑道，检查一切正常后，接通发动机加力状态起飞，飞机滑跑还不到500米后离陆，转入大角度上升。

飞机快速上升着高度，我心里的压力也在逐渐增加，仿佛有几个过载作用在心头。虽然改装新机的飞行时间还不到100小时，可只要尊重科学，刻苦钻研高技术，按客观规律驾驶，又有什么装备掌握不了？况且经过几次的演练，已经具备了完成任务的条件。

飞机上升高度到4000米，我将飞机改为平飞，调整飞行诸元，检查所有设备。望着远方的天地线，那么的清晰。回头看了一眼基地，提醒自己，对手在等着我，应该叫心里的压力到一边去了，我有能力完成任务，飞出新装备的性能。

很快到达航线的起点了，我用清晰、宏亮的声音报告：“07到达进入点。”“明白，07可以进入攻击航线。”按照指挥员的命令，我驾驶飞机快速转弯，对正攻击航向改平，保持好攻击速度，将平显从航行状态转为攻击状态，打开武器总电门，检查一切就序，进入搜索，同时报告：“07对正改平。”距离120公里、100公里，此时两机的接近速度极快，供飞行员搜索、攻击的时间很短。随着地面引导站距离的连续通报，我左手转动测距把手，调定雷达的搜索距离，右手操纵雷达搜索框，使之在平显视界相应的距离、方位上。同时检查，保持规定的飞行诸元，连眨眼睛的次数都比平时少了，恨不得一直睁大眼睛，早一点发现目标。

距离在迅速缩小，也许是考验，此时平显上目标的反射光点还真不少，不细心看很难辨别真伪，目标还没有出现，隐藏得真不错。我心里清楚，要等待，耐心等待。

西北的太阳真够劲，火辣辣的，光线特强，显示符号都快看不清了。我放下头盔护目镜，扳起平显滤光镜，这下显示好看多了。这时，平显正中出

现了一个微弱的光点，随着两机距离的接近，在向下运动。

目标出现了。

我查看下显，目标符号在正前方，危险排列序号为1，没错，这个光点，就是我要截获攻击的目标。

我连忙转动测距把手，修正距离误差，操纵搜索框套住目标，生怕动作慢了，目标飞出搜索区。同时，默默地告诫自己不要急，要和训练时一样，近点截获会更稳定。在距离目标数十公里处，我使劲地按下目标输入按钮进行截获。

平显左侧“A”攻击符号出现，雷达截获信号灯亮了，1秒、2秒、3秒，平显画面的转换时间在此时显得很长。人着急，计算机可不管，还是按程序来。

截获画面出来了，我的判断没错，运动矢量指正下方，现在向成功又迈进了一步。

“07截获。”我自己都觉得向地面报告的声音与平时不一样。

两机以每两秒一公里的速度在快速逼近着。指令环、瞄准环的误差已接近最小了。随着瞄准误差的修正，我心跳的速度在加快，人也显得越来越兴奋。

当靶机进入中距空空导弹的最大允许发射区时，平显“|^|P”允许发射信号出现。扫视导弹准备工作灯，正常。目标在机动，运动矢量线已偏离。

目标距离××公里时，我狠狠地扣下外挂武器发射扳机。

这时，我只觉得机身轻微晃动了一下，看着导弹弹射离梁、点火、加速，喷着火焰飞了出去，我的身心好像也在和导弹一同向前飞。

导弹准确击中目标！

此时，我突然觉得浑身特别轻松，嘴里有点咸咸的，出了一身的汗。想想地面的战友不知该有多高兴。嗯，对了，今晚也该给媳妇打个电话了。靶机已经坠地了，返航时，飞机像通人性似的特听使唤，操纵起来，跟随性极佳。到达机场上空，想都设想，就做了一个水平“8”字，然后加入航线，放下起落架，飞机在T字布侧方轻轻地接地。真够意思，飞了十几年，今天的感觉最好，最令人难忘。

飞机在滑向停机坪时，我侧脸一看，嗨，停机坪边所有的人都向我伸出了大拇指，哨兵还向着我和战机庄重地行了个军礼。我的那位机械师，更是一脸自豪，显得比我还兴奋。

这次发射了4枚中距空空导弹，全部命中目标。实弹检验顺利结束了，可干掉4架靶机的每个细节，都已深深地刻在脑海中。我当然不会就此满足，军人必须精武，练兵就是要瞄准强敌。

我希望成为“空中王牌”，这也是所有歼击机飞行员的梦想，如果他是个真正男子汉的话。

让我们反思历史，观察现在，设计未来。

