

东风 5 洲际导弹发展史

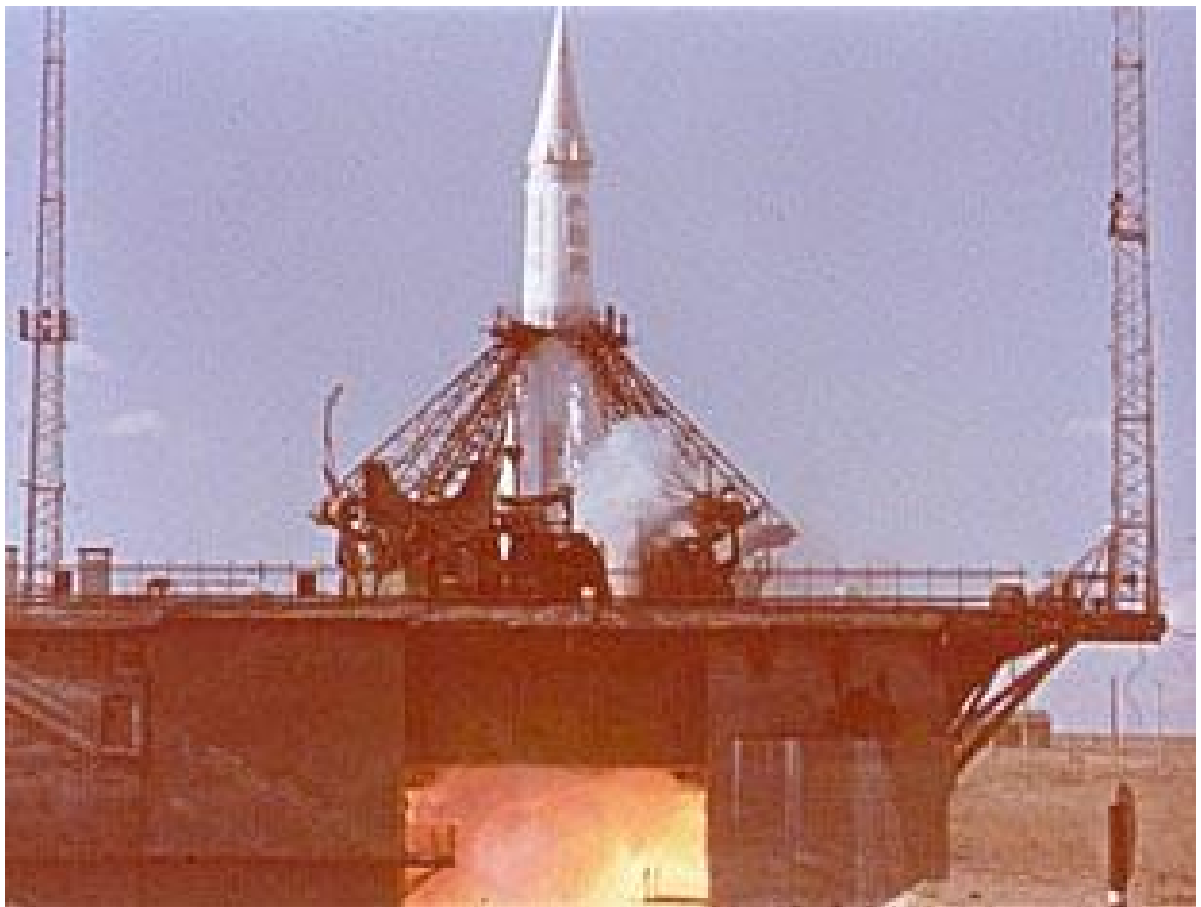
kktt

东风五号是中国第一种洲际地地弹道导弹。东风五号为液体两级导弹，全长 31m，最大直径 3.35m，起飞质量 192 吨。两级推进剂均用四氧化二氮和偏二甲肼。第一级大推力双摇摆发动机地面推力为 $710 \times 4 \text{ kN}$ ，第二级为真空推力 734 kN 的主发动机+推力为 47 kN 的 4 个双摇摆游动发动机。采用推进剂储箱自生增压技术和精密电液伺服机构，三轴陀螺稳定平台+数字计算机制导控制方案，地下井热发射，弹头为千万吨级 当量热核战斗部，采用了姿态控制系统和突防措施。东风五号使我国成为世界上第三个研制成功洲际地地弹道导弹的国家，是我国国家安全的重要基石和大国地位的象征。在东风五号基础上研制而成的长征二号丙运载火箭则是长征运载火箭家族中的核心型号，保持着发射不败纪录，被誉为“金牌火箭”。

1. 确定任务与提出方案

1957 年 8 月 21 日，苏联成功发射了世界上第一枚洲际导弹 P-7，射程达 8000 公里。塔斯社于 1957 年 8 月 27 日报道说：“这种火箭有可能发射到地球上任何地区。” 10 月 4 日，苏联又用 P-7 导弹改装的运载火箭把世界上第一颗人造地球卫星送入近地轨道，开创了人类航天新纪元。这一非凡成就极大的鼓舞了同处社会主义阵营的中国领导人。同年 11 月，毛泽东率领中国代表团到莫斯科参加“伟大的十月社会主义革命 40 周年庆祝典礼”。11 月 18 日，他发表了著名的“东风压倒西风”的讲话。访问期间，苏方特地给毛泽东和中国代表团放映了三部苏联秘密军事影片，影片内容是原子弹、氢弹爆炸和核条件下的战斗演习，给他们流下了很深的印象。国防部长彭德怀在与中国军事友好代表团的谈话中表示

了要研制洲际导弹的想法。



世界上第一种洲际导弹 苏联的 P-7 导弹

1958 年 1 月 10 日，国防部第五研究院制定的《喷气技术十年(1958-1967)发展规划纲要》中，第一次提出要研制洲际导弹。3 月 17 日，毛泽东在 中共八届二次全会上提出：“我们也要搞人造卫星”。6 月 21 日，毛泽东又在中央军委扩大会议上充满信心地说：“搞

一点原子弹、氢弹、洲际导弹，我看有十年 功夫完全可能。”

从 1959 年开始，苏联先后中止了在核技术和导弹技术上对中国的援助，五院重新考虑导弹发展规划问题。12 月 18 日，五院党委常委会通过了《关于发展火箭 研究设计的八年(1960-1967)规划草案》，提出后五年要完成远程导弹的研制。在五院提交的报告中指出，鉴于苏方不会再向中国提供试验设备和各种资 料，五院决心自力更生地设计、制造出自己的导弹和试验设备，确定远期任务是发展洲际导弹。1960 年 12 月 21 日，中央军委批复同意五院的报告。

1961 年 5 月，五院一分院在发动机发展方向讨论会上，提出研制大推力液体火箭发动机的意见，即 1963 年研制出推力为 75 吨、比推力为 240 秒的单 机，1965 年实现四机并联，可以产生 300 吨的地面起飞推力，以供洲际导弹研制时作为主发动机。1961 年的 11 月 14 日，钱学森亲自担任主设计师并安 排了一批的工程人员研制射程 10000 公里的洲际导弹，使用液氧和煤油作为推进剂（类似于苏联的 P-7 导弹和美国的“宇宙神”），该型号被命名为东风三号（注意，并非后来的中程导弹）。但这时一分院正集中力量研制东风二号导弹，还无力开展对洲际导弹的全面研究。1963 年 4 月，五院一分院技术副院长屠守锷 代表一分院在国防部五院科技委第一次年会上发表了《地地导弹技术发展途径和步骤》的报告，提出从中程导弹搞起，掌握技术、打好基础后，研制出自己的洲际 导弹。同年，五院取消了东风三号洲际导弹的研制计划。1964 年 1 月 15 日，国防部五院下发了

《1963-1980 年导弹技术发展现划(草案)》，确定后 10 年(1971-1980 年)的主要任务是研制洲际导弹。此后，一分院一部成立了洲际导弹论证小组，开始进行方案论证工作，各分系统研制单位也相继成立 了方案论证小组，开展前期工作。

1965 年 2 月，中央专委第十次会议上，提出争取在 1975 年以前研制出洲际导弹的工作目标。会后，周恩来委派国防工办副主任赵尔陆到七机部发动群众，进 行方案大讨论。大

家就需要与可能、任务与条件的关系展开了热烈的讨论，认识到既要积极奋进，又要量力而行；既要努力赶超世界先进水平，又要打好基础，循序渐进。经过广泛深入、几上几下的讨论，特别是充分考虑了实战要求，考虑了跟踪世界先进水平的可能性，考虑了国家经济状况的实际能力，在这个基础上确定了中国战略导弹的发展方向和技术途径。如在固体导弹和液体导弹的选择问题上，分析了固、液两类导弹的优缺点。当时美、苏第二代导弹都由液体燃料转向了用固体燃料的动力装置，以获得较好的作战机动性能，由此可见，导弹的固体化是一个发展趋势。但是当时国内对新型的固体推进技术的研究才刚刚起步，还要突破许多技术关键才能正式进行型号研制。除了应该抓紧这项工作的研究外，更应该充分利用已经取得的研究成果，用液体推进技术来突破中程和远程导弹的技术关键，待固体推进剂研制有所突破后，再逐步实现导弹的固体化。因而在规划中确定用可贮存推进剂替代不可贮存的推进剂，用并联几个发动机获得大推力，用多级的串联方式增加射程等发展方向和技术途径，并积极开发研制惯性平台和数字计算机以更新控制系统主要仪器，争取用8年时间研制出4个新型号，完成第一代战略武器的试验阶段。

一院党委在组织群众广泛讨论的基础上，又听取各方面的意见，于3月11日提出《地地导弹发展规划》（即“八年四弹”规划）。规划中明确，要在1965-1972年的8年间，研制成功用于“两弹结合”的中近程液体弹道导弹、中程导弹、中远程导弹和洲际导弹。

“八年四弹”规划虽然没有按照预定的时间表完成，但它为中国导弹与航天技术的发展指出了明确的目标。既考虑了技术上的可行，又考虑了型号的继承性，同时也考虑了当时中国经济的承受能力。四弹目标的完成，不仅使中国国防实力得到了实质性的增强，而且促进了中国航天科技体系的形成，并且为运载火箭的系列化发展打下了坚实的技术基础。

1965年3月20日，中央专委第十一次会议原则同意研制远程洲际导弹，并下达了主要战术技术指标（射程达到10000-14000 km，弹头重3吨），要求1971年开始飞行试验，

1973 年定型。洲际导弹作为型号研制任务正式上马。同年 8 月，由一院副院长屠守锷主持进行导弹方案论证。东风五号从方案论证时起，就确立了要将其研制成先进的战略武器的指导思想。因此，导弹的各系统部采用了一些新的技术方案。



屠守锷

在弹体直径方面，“八年四弹”规划东风五号的直径为 3~3.2 米间的一个数值。当时我们的工程技术人员只是从美国对苏联十月革命节在红场上展示的导弹分析资料和美国大力神洲际导弹资料中得知，它们的直径都是 3.05 米。有的设计人员联想到东风二号导弹由于没有考虑到细长的导弹在飞行中产生的弹性振动，致使第一次的飞行试验失败，就希望东风五号尽量设计得短粗些，给控制系统的设计创造一个好的条件。但过大的直径会给产品的制造和运输带来困难。我国是一个地域辽阔又多山的国家，导弹运输不可避免地要穿梭于崇山峻岭之间，铁路运输是符合国情的。七机部一院同导弹用户、铁道部等单位自 1965 年下半年至 1966 年 1 月，搜集了铁路、隧道、涵洞、桥梁等方面的资料，经过实地考察，反复论证，鉴于中国铁路多数线路车辆的通过直径不大于 3.40 米的状况，最后确定弹体最大直径为 3.35 米。这个尺寸不仅为控制系统设计创造了较好条件，也为后续型号发展奠定了良好基础。

推进剂的选择曾有过激烈的争论。在导弹发展规划上已确定氧化剂为四氧化二氮，但

燃料究竟用偏二甲肼还是混肼，尚未定论。1965 年 3 月，七机部一院在总体 和分系统讨论的基础上，确定发动机先按偏二甲肼的方案开展工作。经综合分析和论证后，于 1967 年 6 月最后确定采用稳定性好的偏二甲肼作燃料。

东风五号一、二级推进剂贮箱较长，减轻它的结构重量将有效地增加导弹的射程。贮箱既是贮存推进剂的容器，也是导弹的主要承力结构。结构减重的实施主要取决于材料，贮箱设计选用什么材料成为能否减重的关键。总师屠守锷把这项任务交给了材料专家姚桐斌负责。姚桐斌会同冶金部，通过对材料性能和国内生产能力的全 面分析和综合，提出来用铝铜合金作为推进剂贮箱的结构材料。仅这一项就比按常规用的铝镁合金结构减轻 30%。但铝铜合金又有着致命的缺陷：焊接系数较低，焊缝强度只达到原材料断裂强度的一半。经过讨论，设计师们一致认为：从目前看，提高导弹射程的唯一途径就是采用铝铜合金，但是风险太大。洲际导弹的射程一般是 8000 到 14000 千米，用铝镁合金实现 8000 千米没有问题，但再也没有进一步提高的可能。最后屠守锷拍板决定使用铝铜合金，并对焊接工艺进行攻关。1966 年 7 月，一院总体设计部、703 所和 211 厂等单位，确定选用 LD-10 铝铜合金作为贮箱的结构材料，采用分段的网格加筋方案。

为提高东风五号导弹的制导精度，12 所（控制系统研究所）在制导与控制专家黄纬禄和梁思礼领导下经反复论证，于 1967 年 6 月最终确定控制系统采用平台—计算机方案。这在我国导弹研制史上是第一次使用平台—计算机方案，在当时是很先进的技术，美国只在民兵 II 导弹上使用，苏联还没有使用。

平台—计算机制导技术是将惯性平台上测得的 3 个姿态角信号经过分解器分解和综合后送到弹上计算机，同时将测得的 3 个加速度信号送到弹上计算机，由计算机根据制导方程和导引方程进行制导计算，控制导弹飞行。平台—计算机方案能直接建立惯性基准，不需要坐标转换，同时制导方案比较简单，可以降低对弹上计算机的要求，在制导方程中不出

现姿态角，所以也不需要高精度的模数转换或数字输出的传感器。此外，平台能改善加速度表和陀螺仪的动态环境，有利于提高器件的使用精度。当时由于我国惯性仪表的精度比较低，计算机技术也比较落后，所以提出这个方案要冒很大的风险。

东风五号制导系统为了减小射程偏差，在姿态控制系统的俯仰和偏航回路中加入了导引信号，并对弹体姿态角偏差提出了较高的要求。所有这些都给姿态控制系统设计带来了很多问题。为此，在姿态控制系统中采用加速度表和速率陀螺控制回路，并适当选择加速度表和速率陀螺的安装位置，以稳定弹体的弹性振动；适当选择有源高阶校正网络参数和交增益变网络的方法，提高了控制系统的适应性；通过对大导引量的稳定设计，保证了导弹横向散布的精度。

此后，一院又组织了以总体设计部为主、其他有关研制单位协同，对弹体结构、总体布局、级间比、弹体底部防热、级间分离等方案进行了深入的讨论，并选定了相应的方案。

经过两年多的反复论证和部分试验验证，到1967年6月，东风五号导弹的总体技术方案基本确定。



推进剂贮箱，可以看到 网格箱体结构和防晃隔板

2. 发动机研制

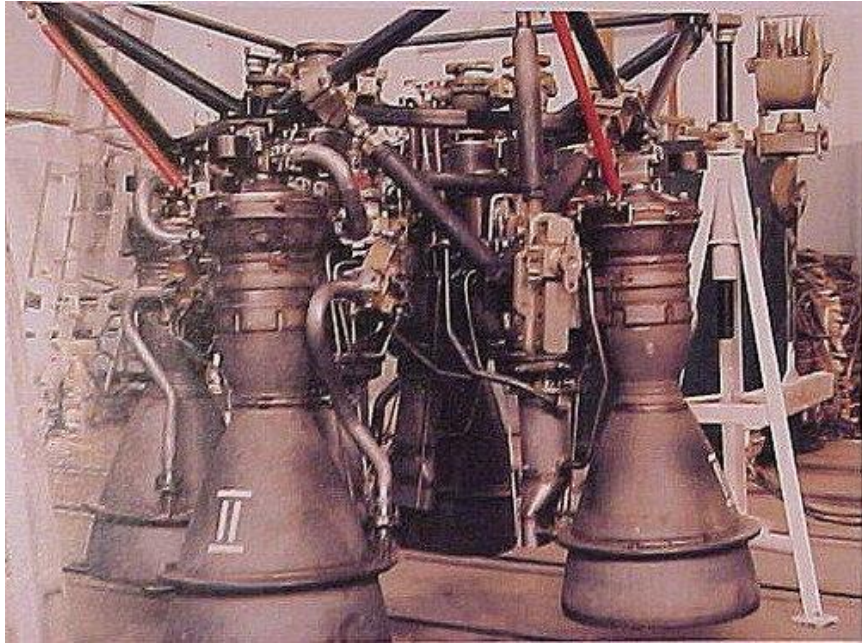
在中国的液体地地战略导弹中，东风五号所用的液体火箭发动机是推力最大的一种，几乎是东风四号的三倍。它还用于长征二号和长征三号等运载火箭的主动力装置，为中国航天事业的发展立下汗马功劳。任新民主持进行了发动机方案论证。

东风五号第一级发动机(单机代号 YF-20，四机并联代号 YF-21)，由 4 台独立工作的单

机，用机架连接并联而成。单机地面推力 71 吨，比冲 259 秒， 每台单机可沿弹体做切向摆动，用以控制导弹的飞行姿态。第二级发动机(代号 YF-24)由主发动机(代号 YF-22)和游动发动机(代号 YF-23)用机架连接而成。主发动机真空推力 73.4 吨，真空比推力 289.1 秒；游动发动机真空推力 4.7 吨，真空比推力 281.6 秒；4 台游动发动机单机对称地安装在主发动机四周。第二级发动机喷管是固定的，每台游动发动机单机可以沿弹体做切向摆动，用以控制导弹飞行的姿态。



东 五一级单机发动机 YF-20

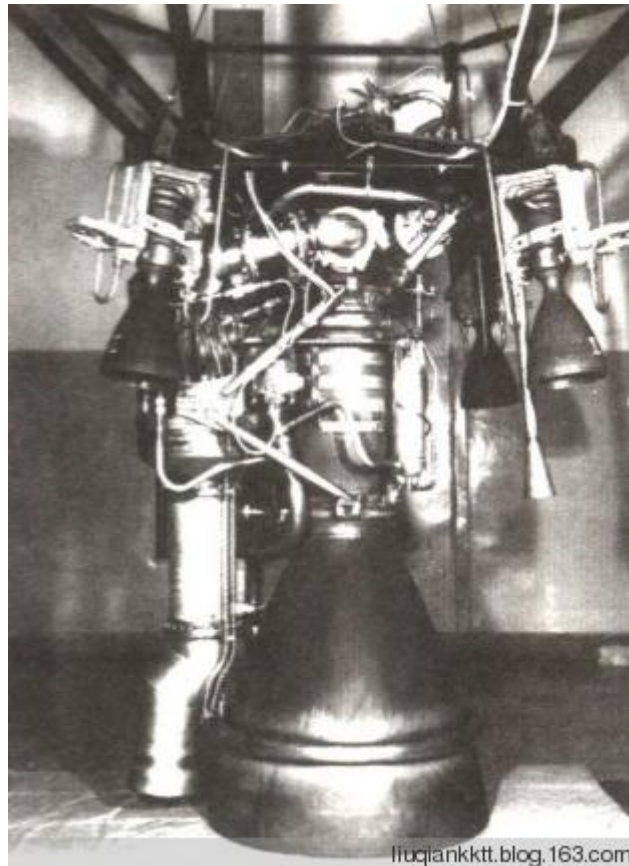


东五一级四机并联发动机 YF-21

第一级、第二级主发动机和游动发动机都采用泵压式输送系统。第二级游动发动机采用了独立的泵压式输送系统，不仅重量轻，而且在第二级主发动机关机后可以长时间小推力工作。除此之外，发动机调节元件采用汽蚀管和节流圈，不仅结构简单可靠，而且调节精度也比单用节流圈要高。在工作程序上，采用火药启动器不分级启动和先关氧化剂副系统的转级关机程序，启动迅速平稳，关机后效冲量及水击压强小。

游动发动机氧化剂副系统采用充填系统，启动平稳可靠。推力室采用双股自击直流式平板喷注器和再生冷却波纹板结构的身部，其流强高、收缩比小、结构紧凑、重量轻。喷嘴孔采用数控钻床加工。喷管成型采用强力旋压工艺。游动推力室内壁冷却沟槽采用化铣工艺。涡轮泵为同轴立式，安装在燃烧室上，以实现泵前摇摆。启动活门、主活门和断流活门都是电爆活门，主活门为常开式，启动活门为常闭式蝶形活门，由电爆管按弹上控制系统的指令控制活门的动作。在总体结构上，第一级发动机采用泵前摇摆，第二级游动发动机采用泵后摇摆与推力室相连的燃料主导管采用单根管，简化了发动机结构，提高了可靠性；第一、二级发动机都采用衍式机架、耐高温电缆和双桥电爆管；主要总装管路采用了全位置自动

脉冲电弧焊，氧化剂主导管弯管采用了爆炸成型工艺。由总体设计部王德臣论证，导弹推进剂输送系统采用了自生增压方案以减重和缩小体积。氧化剂系统使用了四氧化二氮蒸发器，燃料系统使用了燃气降温器。



DF-5 二级发动机 YF-24 (包括主机 YF-22 和四台游机 YF-23)

东风五号发动机初期的研制工作全部在北京地区进行。1965 年 4-8 月，YF-20 完成初样设计。1968 年 2 月，YF-20 发动机单机首次长程热试车成功；12 月，在 101 站进行长程热试车也获成功，实测推力为 67 吨，工作时间 249 秒，从而完成了性能试验。

随着国际形势突变，中苏关系急剧恶化，中央决定建设“三线”。1965 年 8 月，中央专委批准了七机部《关于后方建设方案的报告》，确定在陕西省建设液体、固体火箭发动机和微电子、卫星专用设备科研生产基地。根据中央“靠山、分散、隐蔽”的“三线”建设方针，基地均定点在沿秦岭山区一带。包括研究、设计、生产和试验在内的我

国第二个液体火箭发动机研制基地（代号 067 基地）于 1965 年 11 月动工，万余名建设大军展开了“大会战”。经过 5 年的抢建，于 1970 年初步建成。其中，能进行总推力达 400 吨的大型液体火箭发动机试验的 165 站 1 号试车台仅用两年多时间建成。1969 年 6 月 14 日，在该试车台上首次成功地进行了东五一级发动机试车。

七机部一院于 1970 年 1 月 8 日决定，发动机的试制由北京生产厂转到 067 基地。并要求该院 11 所负责东风五号发动机的设计、试验人员，以及生产厂的相应工艺设备，于 6 月底之前全部迁到 067 基地。9 月 4 日，067 基地生产的第一台 YF-20 单机在 7103 厂总装完成。1971 年后，东风五号发动机的研制工作以 067 基地为主进行。该基地先后攻克了推力室的燃烧稳定、发动机摇摆、同轴立式涡轮泵研制，以及发动机的减振与抗振等一系列关键技术。20 世纪 70 年代以后，该基地逐渐发展成为中国最大的液体火箭发动机研制生产基地。

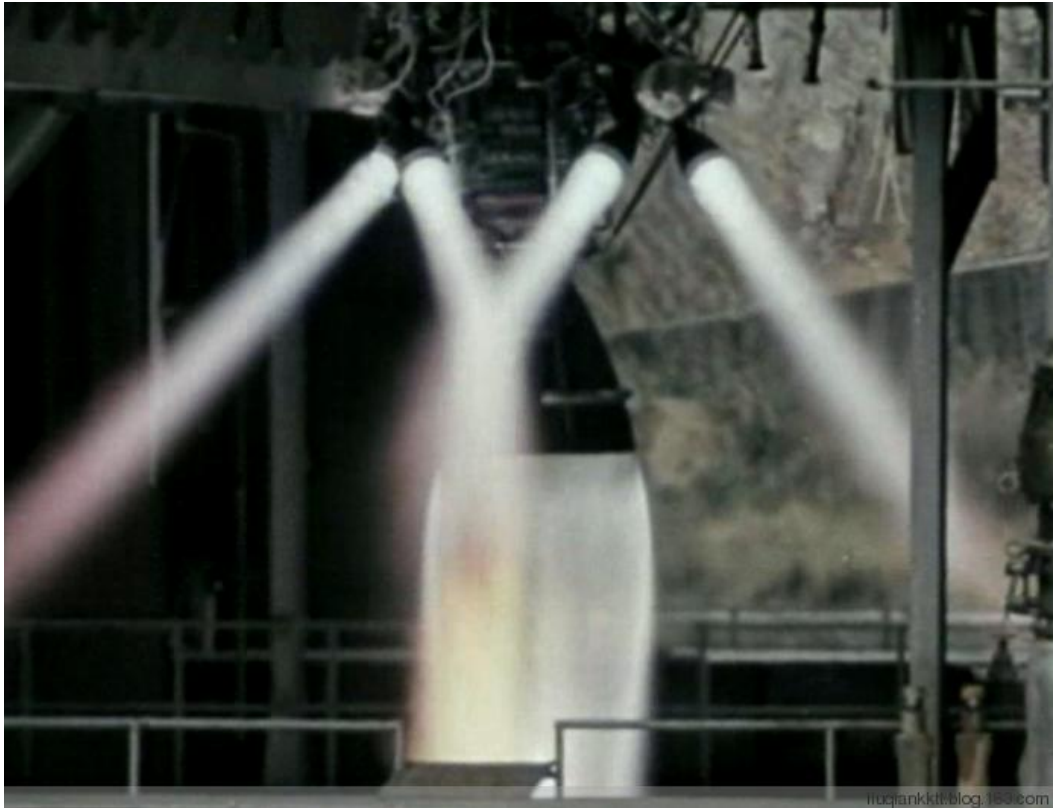
（一）发动机摇摆技术

东风五号导弹以前的发动机喷管都是固定的，采用燃气舵摆动方式进行姿态控制。这种控制方式控制力矩小，且会造成推力损失。东风五号导弹弹径和重量大大增加，所需控制力矩很大，采用燃气舵不仅满足不了要求，而且发动机推力损失过大，因此要求采用摇摆发动机提供控制力矩。这就给发动机的研制提出了一系列新的问题，诸如发动机的总体布局、摇摆软管和常平座的研制等。对于第一级发动机，首先要解决的问题是采用泵前摇摆还是泵后摇摆。由于泵后是高压管路，要解决高压摇摆软管在技术上难度较大，又没有预研基础。泵前是低压管路，摇摆软管在技术上容易实现，且可靠性高，有一定的预研基础。因此决定采用泵前摇摆方案。在进行泵前摇摆可行性研究试验后，证明泵前摇摆是可行的。为实现第一级发动机单机摇摆，推力室头部设置承力座，用它与常平座连接，身部设置支架，用以安装涡轮泵；两泵入口的地方装摇摆软管，它们的摆动中心位于常平座的同一转动轴线上。

常平座和摇摆软管是第一级发动机实现摇摆的关键组件。常平座一方面要承受巨大的推力，一方面还须能转动自如。为此，研制了二硫化钼干膜润滑的轴承。承力座 具有结构简单、可靠、工作寿命长、维护使用方便等优点。摇摆软管为内常平架式，其特点是重量轻、结构紧凑、工作可靠、流阻小。

1969 年 12 月 19 日 ,YF-20 发动机在北京液体火箭发动机试验站首次进行了单机摇摆热试车。试车结果表明，从发动机总体布局到摇摆软管、常平座等零 组件的设计都是成功的，摆角可达 ± 10 度。到 1970 年 5 月 25 日，共进行了 8 次摇摆试车，验证了该发动机摇摆机构的工作可靠性和设计的合理性。此后，在 历次飞行试验中都没有出现过故障。1970 年 6 月，一级四机并联 YF-21 发动机首次摇摆试车成功。10 月 9 日，YF-21 发动机 250 秒长程摇摆验收试 车成功，这表明一级发动机已基本研制成功。1974 年 4 月 8 日，由 067 基地生产的 YF-21 发动机验收试车成功。

第二级主发动机喷管是固定的。游动发动机 YF-23 由于推力小，泵后高压软管直径不大，因而采用了泵后高压软管摇摆方式，每台游动推力室与框架靠 2 个摇摆 轴、轴承和动密封装置连接在一起。YF-23 最初进行了单个推力室的挤压式摇摆热试车，以考验推力室摇摆机构和动密封装置的工作可靠性。1969 年 10 月 -1970 年 6 月，先后进行 6 次试车，均获成功。1970 年 7 月 17 日，YF-23 发动机首次进行泵压式全系统小四机摇摆试车，因燃烧室喉部烧穿，试车失 败。1970 年 9 月 26 日，在 067 基地试验站首次进行了改为小涡轮泵方案的第二级发动机 YF-24 整机试车。试车中，游动发动机成功地进行了摇摆。摆角 可达 ± 60 度。到当年 10 月 13 日止，共进行了 8 次试车，解决了发动机启动、氧化泵密封等关键问题。11 月和 12 月，又先后两次通过了验收试车的考验。



YF- 24 整机试车

（二）推力室头部方案的选择

发动机推力室是在高温、高压、变载荷的恶劣条件下工作的。东风五号发动机由于推力大、压力高，使推力室的工作环境更加恶劣，更容易产生高频燃烧不稳定。因此，选择性能良好、燃烧稳定的推力室头部是研制洲际导弹发动机的关键技术之一。当时，对于研制这样大推力的发动机尚无成熟的经验。为此，在预研型号 5D61A 推力室的研制基础上，又充分借鉴了国内外的经验。经过论证，设计了多种结构状态的推力室头部，其中包括多种结构形式的直流式喷注器、离心式喷注器头部以及各种状态的用于抑制燃烧不稳定的隔板。燃烧试验采用了短喷管推力室，并借用了两套中程导弹发动机的涡轮泵来供应推进剂。采取这种方式，大大节省了时间，仅用半年时间就生产出了供第一批燃烧试验用的推力室。

1965 年 12 月 9 日，东风五号单机发动机在 101 站 B3 试验台进行了首次燃烧试验，到

1967 年 7 月先后进行了 16 次燃烧试验。其中有 3 次脉冲试验，是 鉴定燃烧稳定性的。根据燃烧试验结果，确定了双股自击直流式平板喷注器和带有再生冷却式隔板的头部，为东风五号发动机研制打下了可靠的基础。

（三）同轴立式涡轮泵的研制

东五发动机的涡轮泵是一个高温、高压、高转速、大流量、大功率的组件。由于第一级发动机采用泵前摇摆方案，涡轮泵必须随发动机一起摇摆，因此在发动机总体 布局上整个涡轮泵组件靠泵腿安装在推力室支架上。为适应总体布局的要求，涡轮泵设计采用同轴立式结构。从上至下，氧化剂泵、燃料泵、涡轮成一串排列。两泵 间带有齿轮箱，其齿轮和伺服机构油泵齿轮相配合以提供伺服机构油泵的能源。这种同轴立式涡轮泵与以往型号同轴涡轮装置中的涡轮泵在结构上有很大差别，没有 成熟的经验可供借鉴。但在涡轮泵设计及生产等各方面人员的努力下，仅用 1 年时间就研制出了第一台涡轮泵。

1966 年 7 月，首次进行了涡轮泵联试。由于较早就开始了四氧化二氯泵汽油性能、诱导轮离心泵机组和高压泵壳体材料工艺及结构等课题的研究，获得了一定成 果，因而使涡轮泵能有较高的汽蚀性能和效率。在整个研制过程中，相继攻克了涡轮泵爆炸、密封装置失灵、氧化剂泵诱导轮断裂、泵壳体破坏、涡轮转子掉叶片、 轴承磨损等一系列关键问题，采用了端面密封、电解加工整体转子、二硫化铝干膜润滑齿轮等先进设计和工艺，使涡轮泵能在高负荷下长时间可靠工作。

（四）发动机减振与抗振的研究

东五发动机采用再生冷却隔板、特种直流式喷注器和小收缩比推力室后，有效地防止了发动机高频燃烧不稳定的发生。但在后来的研制过程中，燃烧室又出现了一个 频率为 800-1000 赫兹的振动，它属于一次纵向振型，其激发机理是系统液体压力脉动与推力室声振相精合的结果。这种振动一旦激发，会导致发动机结构破 坏和性能下降，严重威胁发动

机的可靠工作。为此，在 1975 年开展了减振与抗振的研究。

减振研究从发动机系统和推力室两方面入手。在系统方面，起主导作用的是氧化剂主系统。通过在中国科学院物理研究所进行的水声试验，测得了氧化剂主系统压力波的存在及其相位。提出的解决方法是，在氧化剂主管路出口处装置了固定尺寸的节流因，有效地降低了压力脉动幅值。在推力室方面，对喷注器喷嘴的排列方案做了变动：在隔板两侧增加了大孔径喷嘴，用以增加流强，降低推力室的固有声振频率，提高隔板对横向振动抵抗的能力。这样就使发动机系统和推力室振动不易发生耦合，从而起了减振的作用。在抗振方面，在发动机总体结构上，对易漏火、漏气、漏液的连接部位由法兰或球头连接改为焊接结构。在工艺上，采用了全位置自动脉冲钨弧焊，焊缝成型好，结构强度高。采取减振与抗振相结合的措施，大大提高了发动机的工作可靠性。

3．关键技术攻关

（一）弹载计算机

弹载计算机是导弹制导系统中的重要设备。它具有实时计算制导程序、发出各级关机和俯仰程序等信号的功能。这台计算机开始由中国科学院 156 工程处研制，由 吴几康主持，沈绪榜、团道文等负责总体和部件设计，后由微电子研究所（771 所）设计和生产。

1965 年 6 月，一院 12 所提出了弹载计算机研制要求和技术方案。8 月，研制工作全面展开。根据当时集成电路的发展情况，中科院 156 工程处决定采用集成电路取代分立元件，以大幅度缩小设备体积。在国际环境不可能进口原材料、元器件，没有样机、没有资料的情况下，克服了模拟试算的困难，完成了计算机总体方案的设计。在磁芯存储器方案中，解决了温度补偿、大小电流在地线上的干扰、磁芯板的穿线、磁芯体的灌封等技术；在集成

电路的研制中解决了线路设计 ;在印制 电路版生产中解决了孔金属化技术 ;在结构设计上 ,进行了合理布局、选择铝金属 ,解决了潮湿与热环境、振动、冲击、惯性过载等矛盾。1966 年 9 月 ,研制出 中国第 1 台集成电路数字式专用计算机模样机(156 样机)。1966 年国庆节 ,在北京中南海展出时 ,受到国务院总理周恩来的表扬。

1967 年 11 月 ,第一台全量型弹载数字计算机研制成功 ,用了 1000 多块薄膜组件。该计算机由于整机太复杂和工艺不稳定 ,可靠性太差 ,无法上天 ,这给平 台-计算机方案带来严重危机。梁思礼等经过研究 ,决定简化原来的显示制导方案 ,采用补偿原理推导出一套全新的简化关机制导方程。在关机方程中引入了时间补 偿项 ,消除了关机时间变化对射程的影响 ,使方程不仅容易实现 ,而且对各种飞行干扰有良好的适应性。为了使导弹在标准弹道附近飞行 ,纵向引入了反映弹道倾角 偏差的法向导引 ,横向引入了反映横向偏差的导引。这样可以用一个中等速度、小容量的增量式计算机代替以前的全量式计算机。虽然方法误差略有增加 ,但惯性器 件的工误差是大头 ,对总的精度并无显著的影响。这样使计算机的运算工作量大为简化 ,使计算机的集成电路减少了三分之一 ,可靠性大大增加。与此同时 ,156 工程处还研制出 NMOS 单块集成电路 ,工艺上也有很大改进 ,可靠性有很大提高 ,终于在 60 年代末研制出第一台全部采用国产集成电路的弹上微型计 算机。

(二) 惯性平台

东风五号上采用的平台是以气浮技术为基础的三轴静压气浮陀螺稳定平台系统。它是利用 3 个静压气浮单自由度陀螺仪和相应的稳定回路来稳定平台的 3 个正交轴。而在平台台 体上 ,纵向和法向各安装一块静压气浮陀螺加速度表 ,横向安装一块气浮摆式加速度表 ,以便测量 3 个方向的加速度。在平台的三个轴端 ,各安装一个测 量导弹姿态角的传感器。平台给加速度表提供一个较稳定的环境 ,并将它们稳定在惯性空间。

1965 年 7 月 ,一院 13 所(惯性器件研究所)开始研制气浮平台。13 所为研制造一系统 ,

先后解决了平台减震、抗干扰、压力保持和加工精度等问题，还改进了电路设计，减弱了干扰信号，解决了干扰造成的平台功能和精度降低问题。陀螺稳定平台的台体，是平台系统各主要器件的安装基准，因而对其加工精度提出了极为严格的要求。惯性器件生产厂在台体加工基准的选择和转换、精密铣削加工工艺和台体热处理规范等方面，研究制定了先进合理的工艺流程与技术措施，保证了精度指标和稳定性要求。

在研制平台过程中，干扰问题是比较难于解决的技术问题。通过实验分析，改进了电路设计，衰减了干扰信号的强度，从而提高了抗干扰能力。采用把平台内腔压力和外部压力差为恒值的方案改变为保持内腔绝对压力为恒值的方案，提高了仪表的精度和可靠性。通过设计既有较好的线隔振能力，又有较高的角强度的减振器，改善了仪表在平台上的振动环境条件。通过综合采取上述措施，提高了平台各部件的性能和质量，为平台—计算机制导方案的成功创造了条件。



测试中的东五平台

（三）控制系统设计

东风一号至东风四号导弹都是用燃气舵来产生控制力，但东风五号由于采用地下井热发射不能加尾翼，因此静不稳定度大，难以控制。东风五号第一次采用摇摆发动机进行推力矢量控制，这又带来了新的“狗尾巴效应”难题。所谓的“狗尾巴效应”就像一只狗摇尾巴，弹体就是狗身体，摇摆发动机就像狗摇动着的尾巴。由于发动机(狗尾巴)有相当大的质量，它一摇产生的惯量可以把弹体(狗身)带动也摆起来。如果形成正反馈，则会愈摆愈大，使整个弹体产生不稳甚至折断，影响正常飞行。另一难题是地下井的内径井口不能太大。井壁离导弹壳体只有几十厘米，而井深却有几十米。导弹在飞离井口以前如果有较大的姿态角度则有碰到井壁产生爆炸使弹井俱毁的危险。为此研制了自动零位调整系统，以减小姿态控制系统的偏差。东风五号弹体直径比以往型号加大不少，使推进剂在贮箱中的晃动频率降低很多。在设计稳定系统时既要考虑弹体弹性振动，又要考虑推进剂晃动的频率耦合。由于这一型号首次采用多项新技术，使姿态稳定设计受到极苛刻而又互相矛盾的参数的限制，设计难度是空前的。12所的科研人员经过精心设计，解决了以上种种难题。

1969年2月，东风五号控制系统的模样开始进行综合试验。1970年2月，控制系统初样开始进行综合试验。第一枚遥测弹的控制系统于8月开始进行综合试验；9月完成实物仿真试验，验证了姿态控制系统设计方案的正确性。尔后又进行了控制、遥测、外测、安全等系统的综合匹配试验，瞄准方案的试验，耗尽关机电路试验，平台弹上供气系统试验和七管连接器的脱落试验等。

（四）伺服机构

伺服机构是导弹姿态控制系统的执行机构。其功能是将来自控制系统的电指令信号转换成大功率的液压力来摆动发动机，从而改变发动机的推力方向，产生作用于弹体的控制

力矩,使导弹按预定轨道稳定飞行。东风五号采用了电控液压式伺服机构控制发动机角位移,其特点是功率大、精度高、响应快。一、二级伺服机构的初样产品分别于1969年9月和11月研制成功。

一级伺服机构利用了飞机液压元件,将几个大组件并成一体,形成整体式电控液压伺服机构,结构合理、紧凑,输出功率大,又能避免外界干扰。且外场使用维护设备少,测试、安装、使用都很方便。在伺服机构研制过程中,新研制了双喷嘴电液伺服阀,提高了整体动静态性能指标,又解决了原单喷嘴伺服阀温漂大、滞环宽、工艺性差和合格率低等问题。伺服机构在高温、低温、高压和高速旋转恶劣环境下工作,出现漏油、漏气、漏电现象,通称“三漏”。解决三漏曾是一大难题。为此,组成以设计人员为主导的三结合攻关小组,查找原因,分析问题,突破技术关键。最后,采取修改绝缘结构,更换绝缘材料,改进工艺方法,加强质量检验,防止多余物等措施,解决了漏电问题;采取改进密封圈的结构形式、更换胶料、改善轴封结构及加强密封槽的加工质量检验和一系列质量管理措施,使漏油、漏气等问题得到了根本的解决。

二级伺服机构的性能特点是响应速度快、位置精度高、最大输出角度的集成油路。但在使用过程中,同样存在密封问题,对此也都采取了相应措施加以解决。在研制后期,用双喷嘴伺服阀取代了单喷嘴阀,消除了整机在低液压条件下失控大摆动、零位漂移大及湿式力矩马达污染等问题,提高了零位稳定性和动静态性能。

4. 初样研制和试样 01 批飞行试验

1967年7月25日,鉴于中国第一枚氢弹已于6月17日爆炸试验成功,七机部向国防科委和中央专委提出了加速研制东风五号的建议,同时对一院提出相应的工作要求。由于

一院的三线基地不能如期投产，一院两次向七机部提出急需在北京地区进行基本建设和技术改造。1968年1月4日，中央专委办公室传达了中央专委第十九次会议的决定，要求七机部积极调整力量，安排落实东风五号的研制。

东风五号方案设计于1968年1月基本结束后，即开始进行初步设计，转入初样研制阶段。但这时还有许多技术问题没有完全弄清楚，有些具体技术方案仍在探索中，所以在初样研制阶段，方案设计工作实际上仍在继续进行。尽管一院为加速研制尽了很大努力，但具体工作计划往往受到文革冲击，科研、生产和试验的组织相当困难，因此研制进度一再拖延。此外，1969年前后，七机部的一号任务是长征一号运载火箭和东方红一号卫星。为确保1970年发射第一颗卫星，七机部一院主要精力在抓东风四号导弹和长征一号运载火箭研制与试验工作，东风五号多少有些顾不上。

1969年3月中苏珍宝岛冲突发生后，两国关系极度紧张。苏联甚至放出风声，要对中国进行外科手术式的核突袭。1969年冬，叶剑英在视察国防科研工作时传达说，没有洲际火箭，毛主席睡不好觉。这样，东五重新成为首要政治任务。1970年1月初，七机部一院承担的东风四号导弹和长征一号火箭的技术已基本过关，该院有能力将研制工作重点转向东五研制。为加快东五研制进度，经国防科委和北京市协商，当年春在北京地区组织了洲际导弹研制“705”大会战，北京市成立了“705”会战领导小组，一院成立了“705”会战指挥部。来自北京地区的科研单位、工厂和高等院校共178个单位参加了“705”会战。北京市11个工业局、5个区、6个院以及中央12个部委在京的有关单位，开展了以东风五号为主的型号研制协作技术攻关。当时东五总设计师屠守锷正在作为“资产阶级反动学术权威”挨批斗，难以集中精力于工作。1970年1月，军管会将王永志从东三研制组调出来，担任东五的总体设计工作。王永志与王德臣、李占奎等在推进剂、二级发动机和制导系统诸方面采用了一系列先进技术，并且雷厉风行、艰苦细致地组织各厂、所付诸实施。东五的

研制工作大大加快，从总体方案设计到全箭总装完成仅用了一年时间。1970 年 3 月，七机部军管 会领导要求争取在 1970 年国庆节前发射第一枚试验导弹，作为向国庆节献礼。同月，东五完成初步设计，6 月完成技术设计，转入试样研制阶段。尽管进展神 速，国庆献礼的任务已无法完成。11 月，第一枚遥测弹开始总装。



DF-5 一级发动机安装

在七机部加快东五研制的同时，上海机电二局也开 始了运载火箭（洲际导弹）的研制。由于中苏关系紧张，国家决定建设新的战略导弹研制基地。1969 年 8 月 14 日，周恩来在接见国防工业军管小组、国防工 办、国防科委、七机部和上海市有关负责人时说，同意东风五号伺服机构试制生产任务安排在上海；东风型号的导弹将来上海也可以搞；人造卫星上海也要搞，由国 防科委安排。10 月 31 日，中共中央、国务院、中央军委向上海下达制造人造卫星、运载工具的任务。此后，根据国家下达的任务，上海市集中了部分骨干技术力 量，

着手研制洲际导弹、运载火箭和人造卫星，并建设相应的研制基地，代号为“701”工程。

七机部向上海方面提供了技术支持。12月8日，上海市召开“701”任务动员大会，提出1970年拿出“701”产品的口号。1970年10月，研制出全系统试车用火箭。12月8日，风暴一号运载火箭和长空一号技术试验卫星在酒泉卫星发射中心进行全箭地面试车，至1971年3月23日结束。试验结果证明，卫星和运载火箭系统能协调工作，技术方案基本正确可行。

由于1970年底全箭地面试车台被风暴一号运载火箭占用，一院总装的东五导弹无法进行全箭试车，而这是飞行试验前必不可少的地面试验程序。为此，王永志提出了不试全弹、只试二级的方案，这样在北京郊区的试验站即可进行。王永志的理由是，一级不是仪器设备，主要是试弹体结构和动力装置，这已经在发动机试车台上试过了。二级不同，里面是全套制导控制、遥测装置等精密仪器设备，怕震，有必要在地面作振动试验。钱学森批准了王永志的方案。12月31日，二级导弹终于赶在年底前试车成功。

到1971年6月，第一发东五达到了出厂要求。然而，当一院准备把导弹运往酒泉基地进行飞行试验时，却受到了上级主管、七机部王秉璋部长的阻拦。他的理由是：“这发弹测试的次数太多了。像人一样已经老了。我看别运去了，别打了。不如另准备一发去做飞行试验。”

但研制人员们认为，这发导弹虽然在地面测试的时间长了一些，但各系统工作协调，测得的参数也在合格范围之内，可以用来做飞行试验。飞行试验是在更真实的环境下考验采用的新技术能否正常工作，早暴露问题总比晚暴露更好一些，因而力争出厂，进行发射试验。

王秉璋坚持不同意，最后，不得不由最高领导层直接决策。1971年6月25日，周恩来总理在人民大会堂福建厅听取屠守锷等关于洲际导弹研制进展情况的汇报，观看了陀螺平台、伺服机构、计算机等弹上设备。最后，周恩来否定了七机部的决定，批准这枚遥测弹出厂。

两天后，导弹启程运往酒泉基地。



运输中的东五首发遥测弹

1971年7月，第一发东五导弹到达酒泉基地后，在发射场技术阵地测试过程中仍然是故障连连，问题不断。试验队承受着各种压力，排除故障，用了近两个月才算通过了技术阵地的测试，准备转往发射阵地。此时，到底是“打”还是不“打”的争论又起。七机部、军管会仍然坚持不“打”，屠守锷、梁思礼、王永志等专家坚持要“打”。8月底，导弹从技术阵地转往发射阵地。就在这时，周恩来下达了命令，要求发射场每半天就得给他打一次电话，报告发射前的准备情况。9月8日，周恩来再次把屠守锷、梁思礼、王永志等人召到北京，听取汇报。最后，中央专委和周恩来批准同意发射。

洲际导弹的飞行试验包括两类，一是特殊弹道飞行试验，二是全程飞行试验。洲际地地导弹射程远，为在国土内进行飞行试验，必须采用特殊弹道。一院总体设计部余梦伦等经过大量的分析和计算，提出了高、低弹道飞行试验方案。

洲际地地导弹的低弹道飞行试验在酒泉导弹试验基地进行，为此建设了洲际导弹试验用

的大型发射台、全弹试车架、发射塔、大型地下控制室等 41 个工程项目。其中用于东五发射的 138 工位于 1967 年 6 月完成初步设计，1970 年 7 月建成。

采用特殊弹道，给飞行试验带来了一些特殊问题。一旦飞行程序出现故障，极易造成超程飞出国境，引起不必要的国际纠纷。弹道最高点偏离正常弹道值，也会给跟踪测量带来相当大的困难。为解决这些问题，保证在飞行试验中获得完整、可靠的遥测数据，安装使用了全晶体管数字电路式自动化测试设备和多功能小型计算机测试系统；逐步增配广大速变、微波遥测以及更大容量的综合遥测等新型设备；安装使用 154 二期无线电弹道测量系统、中型高精度电影经纬仪等测量设备；装备了高精度时间统一设备、高速率数据传输设备、先进的数据处理设备、现代化的气象设备以及多种电子计算机和试验指挥通信手段。

为了保证洲际导弹低弹道飞行所经过的试验航区的绝对安全，在弹上和地面采取了相应措施。弹上设有计算机程序系统和备用程序保险系统以及超程自毁系统。地面设有安全遥控系统。这两个独立的安全系统，均可将飞行中的导弹适时炸毁，以控制其残骸落点不致超越国境。为了使地面安全遥控系统确保导弹飞行安全，试验基地的科技人员在保证地面安全遥控系统设备的工作高度可靠的基础上，制定了飞行安全实施方案和实时程序，拟定了低

弹道飞行试验安全炸毁条件。



138 发射工位上的东五首发遥测弹

1971 年 9 月 10 日 11 时，东风五号 01 批第一枚遥测弹首次进行低弹道方案考核飞行试验，从酒泉基地二号发射阵地 138 工位发射。一级按预定程序飞行，一级关机，二级点火和两级分离都正常。由于计算机软件设计问题，不能适应低弹道，致使二级主发动机 207 秒时提前关机。落点比预定目标远了 565 公里，未能模拟全程弹头再入环境，防热结构和引爆系统没有得到考验。但试验表明，导弹总体和各分系统方案基本可行，各分系统之间工

作基本协调，达到了预期试验目的。周恩来亲自为这次试验定性：飞行试验基本成功，不能认为是失败。

首次飞行试验结束仅三天，就发生了“9.13”事件。为了找弹头向军委申请飞机，未被批准。当时全国飞机一律停飞，找弹头这么重要的事也不批准。接着，试验队发现部队向中蒙边境调动，酒泉基地离中蒙边境仅100多公里，大家都很紧张。一般情况下，试验之后都要休整两天，等无线电遥测、光测结果。这次却是试验一完就紧急撤退，没有飞机，全体试验人员坐火车硬座回北京。

1972年11月9日，开始准备进行第二次低弹道方案考核试验。12月26日，东五01批第二枚遥测弹进行飞行试验。在一级发动机点火过程中，由于电爆管短路，导致脱落插头提前脱落，1、3分机因启动活门未打开而未能点火，导弹自动紧急关机，中止了发射。一级发动机返厂检修后，于1973年4月8日再次发射。当飞行到43秒时，控制系统突然断电，仪器舱外压失稳，导弹自毁，试验失败。两次飞行试验暴露出导弹质量和可靠性方面的严重问题。由于原定的八年四弹计划已无法按期完成，1973年10月，经周恩来批准，推迟洲际导弹研制、试验计划。

东五01批共生产了6枚，除2枚用于低弹道飞行试验外，其余4枚改装成长征二号运载火箭，用于发射尖兵一号01批返回式遥感卫星。

早在1965年8月，中央专委第十三次会议就原则批准人造卫星的发展规划，确定了中国发展卫星以应用卫星为主的方针，其中遥感卫星是发展的重点。1966年1月，七机部八院开始进行返回式遥感卫星的总体方案论证工作。根据当时在研的弹道导弹的情况，只有洲际导弹具备发射该卫星的运载能力。1967年9月，七机部召开返回式卫星总体方案论证会，商讨研制任务分工和研制进度，会议正式确定运载火箭以洲际导弹为基础，对其进行改进研制，成为返回式卫星的发射工具，并由第一研究院负责研制。当时提出的目标是，卫

星“在 1969 年中华人民共和国成立 20 周年之际上天和 1970 年达到初步使用要求”。

1970 年 6 月 5 日，周恩来主持召开中央专委会会议，听取了返回式卫星工程研制情况的汇报，并将这一工程列为国家重点建设项目。13 日，国防科委发出通知，要求七机部和空间技术研究院分别组织队伍开展研制工作，由七机部负责抓总，研制工作逐步展开。1971 年 4 月，七机部成立返回式卫星工程总体协调领导小组，进行技术协调，先后议定：返回式卫星首次发射时间为 1972 年春，力争提前到 1971 年底，以达到能入轨、能照相、能回收为目标。考虑到研制的实际状况，1972 年 4 月，国防科委决定将首次发射时间改为 1973 年一季度末或二季度初，要求一院抓紧运载火箭的研制，并保证卫星发射的入轨精度。

1973 年 1 月，一院确定东五 01 批第三枚作为发射第一颗返回式卫星的运载工具；7 月，又确定 01 批的第四、五枚也用作发射卫星的运载工具。11 月，一院将这种火箭命名为“长征二号”。尽管上面催，下面急，首次发射的时间还是比上级规定的时间推迟了一年半。

1974 年 8 月，第一颗返回式卫星和长征二号运载火箭出厂，9 月 12 日进入酒泉基地测试。11 月 5 日，长征二号运载火箭在酒泉基地首次发射第一颗返回式卫星。火箭起飞后即出现失稳，20 秒后坠毁。后来查明，发射失败的原因是火箭控制系统俯仰通道的箭上电缆断了一根导线。11 月 6 日，叶剑英指示说：失败是成功之母，不要颓废，要继续努力，再接再厉，一定要达到目的为止。

这次发射试验后，一院开展了产品质量整顿工作，详细分析了导致发射失败的原因，以及在研制过程中发现的其他问题。并针对发现的问题采取了相应的措施。随后 CZ-2 火箭于 1975-11-26、1976-12-07、1978-01-26 三次成功发射返回式卫星并顺利回收，使我国成为世界上第三个掌握返回式卫星和航天遥感技术的国家。



1975 年 11 月 25 日，长征二号运载火箭成功发射了我国第一颗返回式卫星

5. 东五研制计划的调整

文革期间，七机部是著名的“老大 难”单位。大大小小的派别组织不下几百个，形成两大派，热衷于派性 斗争，不少厂、所处于瘫痪半瘫痪状态。周恩来曾 37 次亲自主持解决七机部的问题，仍然无法见效。1974 年“批林批孔”，群众牢骚怪话不少，有一条是：一个儒家（陶鲁笏，当时的国防科委主任）；两个专家（钱学森、朱光亚）；就缺法家。就是希望来个厉害的领导好好整治整治。

1974 年 4 月 21 日，病 重中的周恩来最后一次主持中央专委会，提出要清除林彪集团的影响，克服派性，和派性作斗争，要采取措施进行整顿，一定要牢记我国的尖端事业现还处在初级阶段，争取时间尽快搞上去！6 月 1 日，周恩来开始住院治疗。在周恩来住院治疗期间，由主持中央军委工作的叶剑英元帅任中央专委主任。由于当时国防科委的工作 很不

得力，1975年3月8日中央决定由张爱萍重新担任国防科委主任，陶鲁笏改任政委。

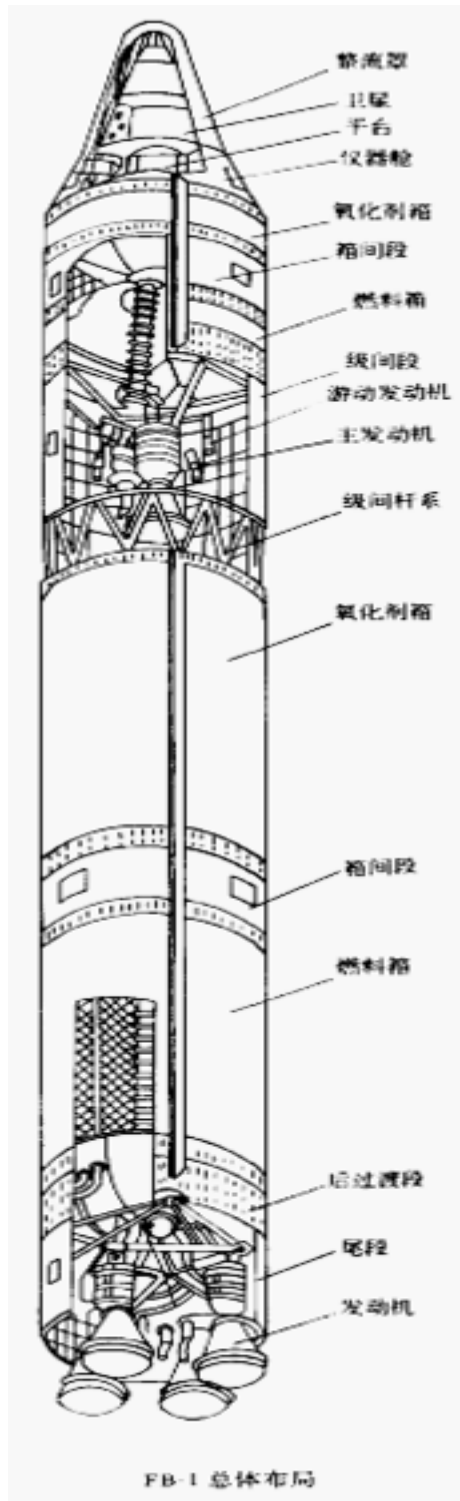
张爱萍重任国防科委主任后，首先带领工作组深入七机部派性闹得最凶的单位蹲点调查研究，以便取得经验，展开全面整顿工作。他组织动员广大科技人员和干部，在批判派性、促进安定团结的同时，按照精简型号、统一方案、集中力量、突破重点的原则，对导弹、运载火箭的研制计划进行讨论，提出“团结一致，上下一心，树雄心，立壮志，尽早研制出战备需要的战略导弹”的要求。张爱萍主持提出了一个“三步走”规划（“三抓”任务的最初版本）：1977年建军80周年前拿出东五、东四，1978年拿出潜地弹道导弹，1980年拿出通信卫星。这个计划比1965年八年四弹规划推迟了4~5年。国防科委向中央军委呈报了《关于战略导弹研制工作安排的请示》。为了保证东五的研制进度，解决七机部的不正常状况，国防科委临时党委向毛泽东、党中央呈报了《关于解决七机部问题的报告》。

1975年5月19日，中共中央军委第十三次常委会议，听取国防科委和七机部的工作汇报。会议讨论了关于战略导弹研制工作的安排，同意首先抓紧东五、东四的研制，力争在1977年拿出“能打倒苏修社会帝国主义的战略导弹核武器”。要求东五第一步射程达到7600至8000公里，从简化地下井发射，同时发展机动发射的研究，1977年基本定型并交付部队。在会上，针对七机部的派性问题，邓小平指出：不准再打派仗，凡是打派仗的，坚决按中央九号文件办。不管什么老虎屁股都要摸。七机部领导班子要勇敢地干工作，不要怕说错话。说错话，有错误，这不要紧，做工作没有错误不可能，错了就改嘛。只要你们大胆工作，错了我们负责。大字报一万张都不怕。要告诉那些搞派性的人，现在再搞派性就是顽固的资产阶级派性。要规定一个期限，从七月一号这天开始，凡继续闹派性的坚决调开，你们调不动，军委调。不管你老资格、新资格，干了多少年革命，都一样。不这样不可能把事情办成。

1975年5月25日，毛泽东、周恩来批准了国防科委关于导弹核武器的研制规划，中共中

中央作出《关于国防尖端技术发展问题的决定》，要求首先抓紧洲际导弹的研制。6月30日，中共中央和毛泽东批准国防科委《关于解决七机部问题的报告》，要求坚决贯彻执行，其中包括消除资产阶级派性，整顿组织，建立正常的科研管理部门和工作秩序。7月1日，中央任命汪洋为七机部部长，李光军、强晓初、王星、陆平、程连昌、张怀忠、张钧、任新民为七机部副部长，充实加强了七机部领导班子。1977年2月，中央又从北京、河北、山东、山西和总参、北京军区、海军、空军抽调382人的工作队派驻七机部，决心改变七机部“老大难”的面貌。1977年10月20日，任命宋任穷为七机部部长。1978年5月29日，任命原北京市委常务书记郑天翔为七机部党组副书记、七机部第一副部长。1978年12月25日，任命郑天翔为七机部部长、党组书记。

为了加快洲际导弹的研制步伐，东五01批两次飞行试验结束后，中央要求上海也进行洲际导弹的研制。1974年，上海机电二局总体设计部门开始在风暴一号运载火箭（FB-1 I 状态）基础上研制洲际弹道导弹（FB-1 II 状态）。为了减轻火箭结构质量，提高运载能力，增加再入模拟量，对运载火箭进行改型设计：火箭总长不变加长贮箱，取消备保系统，采用两套关机方程；加大头部质量，在再入之前作程序反转，实现头部零攻角再入。并解决程序反转过程中推进剂连续供应问题；在大型计算机上采用数值计算方法；改进测控方案；应用有源网络研究成果等。



FB-1 运载火箭结构示意图，除有效载荷外，与 DF-5 基本相同

6. 弹头研制

东五弹头是我国第一种洲际导弹弹头，与之前 的型号相比，在再入防热、姿控、突防和核战斗部性能上都有新的突破。其一，弹头再入大气层时速度大，防热设计十分复杂；其二，

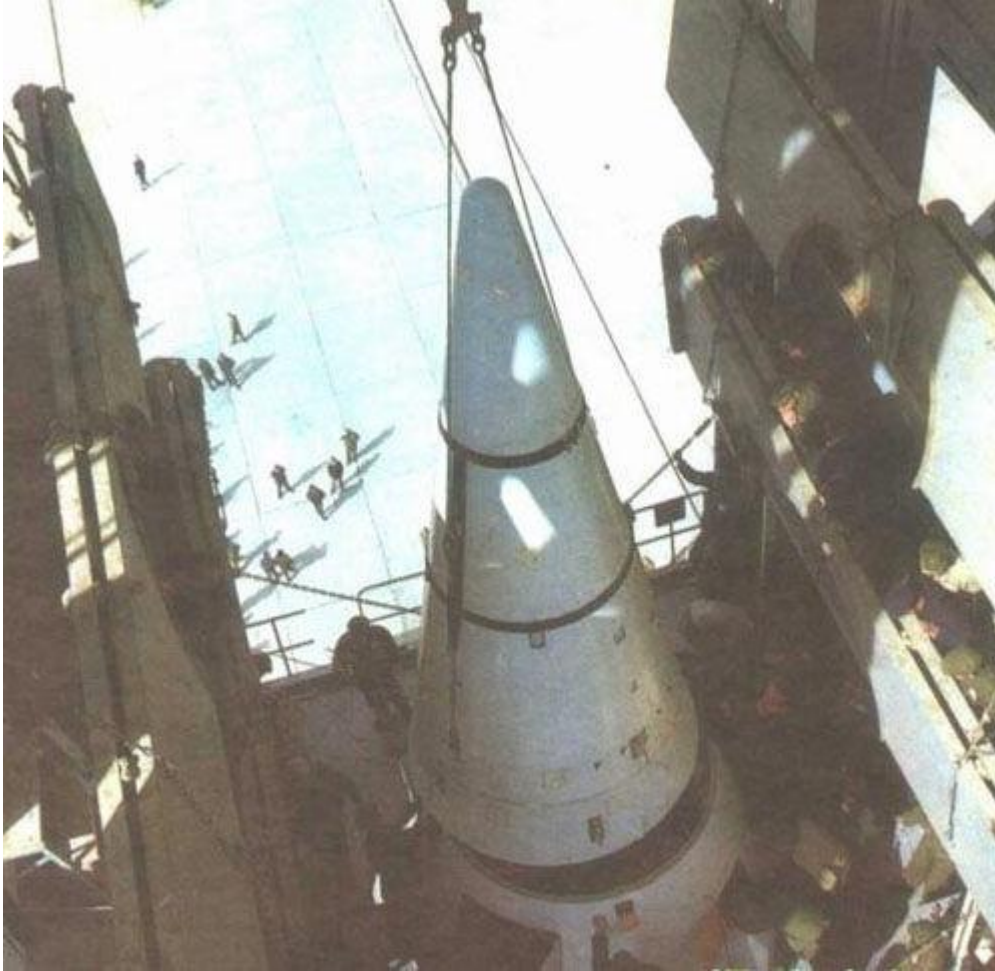
为了对抗敌区反导系统，要设计涉及许多新概念的突防系统；其三，为了按程序释放多个诱饵，以及为了提高再入落点的精度，要变无控弹头为具有姿态控制系统和慢旋系统的有控弹头。

洲际弹头研制首先要解决的是防热问题。1969 年和 1971 年，东三和东四飞行试验中曾两次出现弹头防热问题解决不好导致试验失败。相比之下，洲际导弹的弹头系统的工作条件要严酷得多。洲际导弹弹头再入大气层时马赫数高达 20-25（中程导弹为 10-15），空气强烈压缩引起压力急剧上升，同时一部分动能转化为热能，温度也随之剧升。美苏在 60 年代设计第二代洲际导弹（如 Titan II 和 R-36）弹头时为了解决气动加热问题，采用了大钝头锥形弹头，这种外形再入时形成的弓形激波可以带走较多的热流，但减速较快，不利于突防和提高落点精度。



美 国 Titan II 洲际导弹采用的大钝头锥形弹头 Mk6, 重 3.7 吨, 长 3.1 米, 爆炸当量 9 Mt

东五弹头外形采用了小钝头锥外形，这种外形的弹头再入时减速较慢，有利于突防和提高落点精度，但气动加热较严重。东五弹头再入时，端头驻点压力达 10MPa，驻点附近的滞止温度高达 8000-10000°C，弹头锥体表面温度 3000-3500°C 左右。这样严重的再入气动加热环境直接威胁着弹头的安全。防热材料的作用不仅要保证弹头在再入环境中免遭烧毁，而且在结构外形上应保持原设计的气动外形，保证弹头落点精度；对结构内部的装置应保持给定的温度范围，不致因热量传入过多而影响到有效载荷。弹头防热技术若不能突破，洲际导弹就无法研制成功。



吊 装中的东五弹头

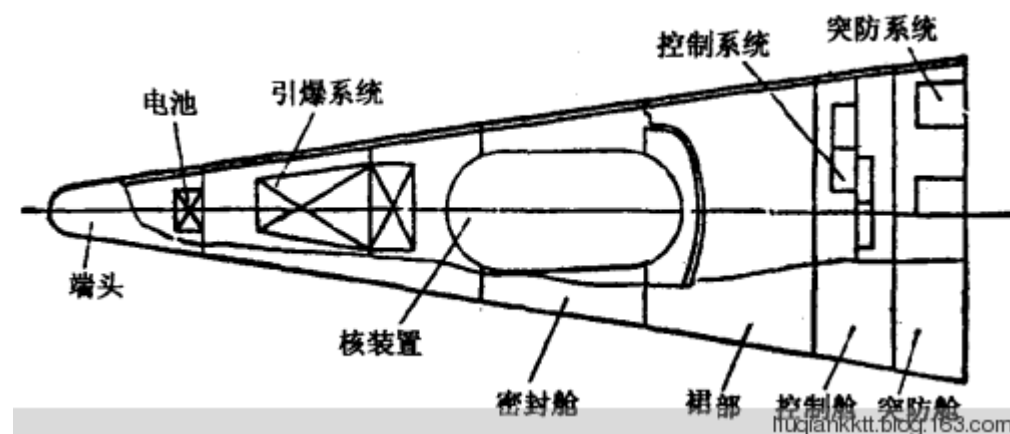
弹头气动防热需要解决四个方面的问题：一，热环境预测，突出的是端头和窗口等局部严重加热部位的热环境和热增量预测；二，材料与结构设计，重点是严重加热部位，如端头高性能防热材料的研制、应用以及合理的材料匹配设计和热脆性材料热应力破坏问题等；三，防热设计效果预测和地面考核与评估试验；四，烧蚀外形变化对气动力特性，特别是飞行稳定性影响的预测与评估。

这些都是世界性难题，当时只有美苏解决了洲际弹头的再入问题。自东五开始研制，科研工作者做了大量的研究工作，确定了解的途径和方案。为了加快研制步伐，上级决定集中组织全国各有关工业部门、科学院、高校空气动力的研究所、研究中心、实验室专家和技术人员进行一场攻克洲际导弹再入防热和飞行稳定性的大会战。

1975 年 9 月 10 日，国防科委专门召开了“弹头气动防热”会议（代号“910”会议）。

钱学森到会做了动员，他将这次协同攻关比喻为“淮海战役”。根据以往导弹飞行试验出现的问题，会议进一步明确了攻关的重点，洲际导弹首先要解决端头防热材料和端头、窗口防热可靠性的地面试验验证。会战决定采用系统工程的方法，把两个关键技术分解成若干专题，按空气动力学特点，分三大手段（理论计算、气动实验、飞行试验），项目下再设专题、课题，又照顾到气动计算、试验结果各家差异可能较大的特点，每个题目起码有两个以上单位同时承担，尽可能用不同的方法进行研究，以确保结论的正确性。对项目的进度、质量，及时检查、协调、总结和交流，然后再逐项综合集成，提出结论性意见，并组织专家评定。

会议结束后不久的 1975 年 9 月 18 日，国防科委为纪念“九一八”国耻 44 周年举行党委常委扩大会议。参加会议的全体同志，乘车一起登临长城。张爱萍主任指挥，大家满怀豪情高唱《义勇军进行曲》。



东五弹头结构示意图

研制一种耐高温、耐烧蚀、耐高压、耐冲刷的端头材料成为东五弹头防热研制中的最大关键。为确保研制成功，除原有七机部系统外，在上海机电二局系统又开辟了第二战场，两家

同时进行研制设计，并各有侧重。七机部重点研究、考察石墨端头防热方案。七机部 701 所派出小分队同上海有关单位组成联合烧蚀试验组，重点研究碳-碳复合材料端头方案和考察天 线窗防热方案的可靠性。北京方面的试验很快得到结果：由于热应力破坏问题，石墨端头防热方案被否定。这样就更加重了上海试验组的任务。

上海硅酸盐 研究所从 1972 年开始进行了改善陶瓷材料脆性的研究，研制出一种碳纤维补强陶瓷基复合材料（碳-石英材料），由碳纤维浸渍石英粉浆经过缠绕铺设和烘干烧 结再经机械加工而成。该材料具有强度高、抗热震、能承受机械冲击、热导小的特点。由于最初只是作为一项基础研究，科研人员并不知道这种特殊材料有什么用处。恰好此时，他们得知航天部们正在寻找一种耐烧蚀和热应力的端头材料，于是推荐碳-石英材料参加试验。1975 年 11 月，国防科委同意将碳-石英材料作 为端头备用方案。

1975 年 11 月和 1976 年 5 月，上海方面的联合试验组进行了两批试验。其中端头材料筛选试验共取用了 7 种材料，做了 8 次试 验。试验以比较成熟的模压高硅氧为基础，利用球锥缩比模型对各种端头材料进行了烧蚀、隔热、热结构和热匹配等方面的综合考察。原定的考察材料除高硅氧外， 还有两种石墨和三种碳基复合材料，试验中途补充了碳-石英材料。试验结果表明，碳-石英材料的烧蚀性能仅次于某种碳-碳复合材料，隔热性能仅次于高硅氧，远优于其他材料。而那种烧蚀性能最好的碳-碳材料其生产工艺非常复杂，当时还在试验室做试件研制，根本不可能提供弹头应用。因此，选择实际可用的材料只有 碳-石英材料，而且它的成型工艺比较简单，生产周期很短，同时大尺寸试件的性能基本可以保持与小试件相同。于是碳-石英材料脱颖而出，意外地成为首选端头 防热材料。1976 年 10 月，进行了全尺寸碳-石英端头烧蚀热结构地面综合性试验，试验时间 100 秒。试验结果表明该方案可满足飞行试验的热应力要求。 1977 年 2 月，国防科委决定采用碳-石英端头进行低弹道飞行试验。

弹 头再入烧蚀前后对比（美国民兵 1 导弹用的 MK-5）

弹头热防护除了端头防热，还包括大面积防热和局部防热。其中大面积热防护材料的热防护面积约占整个弹头防热面积的 80%。大面积防热层材料除要求具有优良的防热功能外，还应具有一定的承载能力、隐身、抗激光破坏等能力。东五弹头的大面积防热层采用高硅氧/酚醛和碳 /酚醛材料。在材料加工制造工艺方面，考虑到再入热环境的实际情况，如果仍然采用过去的重叠缠绕和常压固化工艺制造防热层，已不能满足严酷的热环境要求。在七机部一院 703 所、211 厂、一机部通用机械研究所、哈尔滨锅炉厂、上海电机厂和西北橡胶厂等单位的共同努力下，研制成功中国第一台用于头部防热层材料研制的大型液压釜，生产出了比常压固化性能更好的液压固化防热层。703 所开展了防热性能好的高硅氧 / 酚醛树脂倾斜缠绕工艺的研究，成功地制成了高硅氧 / 酚醛倾斜缠绕防热层。这种防热层具有优异的耐高温、耐高速气流冲刷和耐烧蚀的性能，材料烧蚀后的表面均匀光滑，彻底避免了重叠缠绕防热层可能出现的机械 剥蚀和局部揭层现象。

局部防热主要是要解决天线窗的防热问题。天线窗结构是将透波窗口材料安装在导弹大面积防热层上，其烧蚀破坏主要是两种材料烧 蚀性能不同，由不同步烧蚀产生的台阶严重加热及安装缝隙易烧穿造成的。1976 年 11 月~12 月，进行了天线窗结构 100 秒综合考验性试验。试验结果表明，窗口严重烧蚀量的可能值和极限值都小于窗口设计的允许烧蚀量。

根据洲际地地导弹弹头再入模拟试验的需要，国防科委于 1975 年 8 月决定建设相应的弹着区，于 1976 年 5 月建成。在长达 140 公里的再入弹道两侧，配备了可移动式测量设备

以及技术勤务保障设备，并在理论落点附近设置了无人 遥测接收站，以获得弹头飞出黑障区至落地段的工作参数。

1977 年 7 月，上海方面完成了试验用洲际弹头的研制。在审查了各方面的工作后，上级决定 洲际弹头可以进行飞行试验。1977 年 9 月 14 日，洲际弹头使用风暴一号 II 状态火箭进行了以考验弹头防热为主要目的速度关机低弹道飞行试验，取得圆满成功。这标志着“淮海战役”取得初步胜利。钱学森亲临落区现场观看了弹头再入的场景。

回到北京后，钱学森在介绍试验情况时说：我国洲际导弹的技术关键问题都已经解决或基本解决，可以开始准备洲际导弹的全程飞行试验。1977 年 9 月 18 日，中共中央批准了国防科委《关于 1980 年前战略导弹核武器和人 造卫星及其运载工具研制安排的请示》，指出洲际导弹全程试验、潜艇发射潜地导弹以及发射试验通信卫星，为 1980 年至 1984 年的 3 项重点任务，简称“三 抓”任务。其中当务之急是搞出“东五”洲际核导弹，要在 1980 年前定型，向太平洋水域发射，进行全程飞行试验，并交付部队试用战斗弹。

1978 年 4 月 16 日，第二发风暴一号 II 状态火箭低弹道遥测弹再次取得飞行试验成功。风暴一号 II 状态弹头端头体及局部防热结构的烧蚀和匹配试验后来获国防科委 1978-1979 年重大科技成果二等奖。碳纤维补强石英复合材料及制备工艺获 1981 年国家发明奖一等奖。



测试中的东五弹头各舱段



测试中的东五弹头。核装置舱段（上部锥体的下半段）只占弹头的一小部分

东五弹头是我国第一种有控弹头。早期的弹头都是无控弹头，只能靠本身的静稳定气动外形设计来保证落地前定向再入。随着武器射程的增大、再入环境条件的恶劣，尤其是反导武器出现以后，无控弹头暴露出越来越多的缺陷，直接影响到武器的性能和生存能力。因此，必需对弹头加以控制。1965年东五立项后，一院一部四室成立了弹头姿态控制系统方案论证组。1968年，开始“01”批弹头姿控系统研制。1970年，在“705”会战中进行了模样、初样、试样的各项大型地面试验，但未能参加飞行试验。为了适应导弹技术的发展，加强弹头的全面研制工作，1971年2月在一部四室基础上正式组建弹头研究设计所（一院十四所）。到1974年完成了“02”批弹头的姿控系统方案修改和初样设计。1975年7月，上级决定由一院十四所与上海机电二局有关厂所，在“01”批和“02”批初样设计的基础上进行联合设计，共同研制。经过近两年的协调和补充完善工作，对技术方案和技术状态进行了进一步的论证和评审。“三抓”任务下达后，在三年时间里完成了8项大型地面综合试验和靶场合练，进行了3发高弹道、2发全程飞行试验、全武器系统地下井综合

调试合练等任务，研制出我国的第一种洲际导弹有控弹头。

用于控制弹头姿态的发动机要求质量轻、工作可靠、能多次启动。该发动机（YF-80）由一院 11 所研制，采用单组元推进剂（无水肼），推进剂与金属催化剂接触后分解为热气体，产生推力。肼分解催化剂由大连化物所研制。到 1980 年进行了单机高空性能、整机实物模拟等多种试验，并成功地参加了洲际导弹的全程飞行试验。但无水肼的冰点较高，因而在弹头上不得不增加加热和保温装置，加重了弹头重量。80 年代初，又研制出单组元推进剂单推-3，降低了肼的冰点，同时又保持了肼的高比冲值。

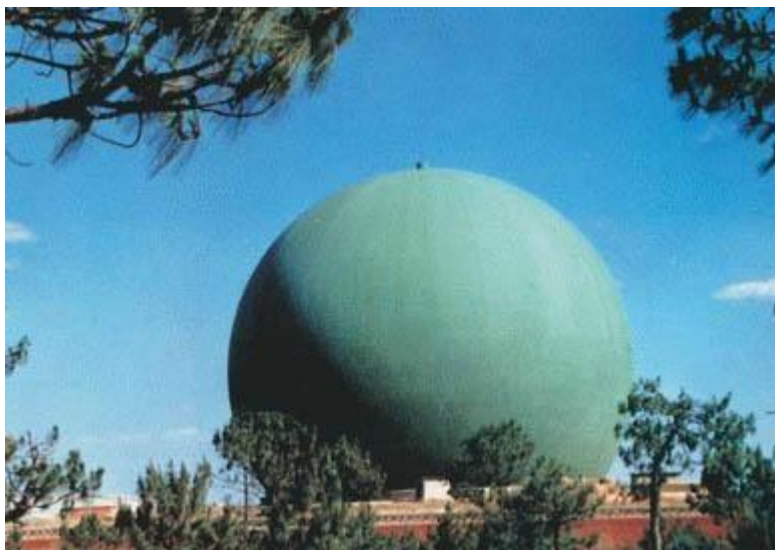


东五弹头姿态控制示意图

东五弹头为了突破强敌的反导系统，专门进行了突防装置的设计。早在 1965 年开始的 640 工程中就包括再入物理现象和目标识别研究（640-5）。1970 年在北京组建了环境特性研究所（二院 207 所）及跟踪测量试验场，负责对东风型号的各种弹头、舱段和突防装置（诱饵、干扰丝条等）的雷达散射截面进行测量研究。

用于目标特性测量的 110 大型单脉冲精密跟踪测量雷达由四机部十院 14 所和中国科学院电子所等单位共同研制。该雷达采用卡塞格伦天线、双波段五喇叭馈源，天线抛物面口径 25

米，天线系统重 400 吨，天线罩球面直径 44 米、高 36.5 米，由 1500 余块 六角形蜂窝式玻璃钢模块镶嵌而成；发射机选用四机部十院 12 所研制的高 1.5 米、重 100 千克、峰值功率为 2.5 兆瓦的巨型多腔速调管；此外还采用了多极化、脉冲压缩、数字压缩、数字测距、脉冲多普勒测速和多目标高速磁记录与重放等新技术。1971 年，雷达开始进场安装调试，经过气球、飞机、卫星和导弹等 一系列校飞，精度和作用距离均超过设计指标。1977 年 10 月，用东三导弹进行了校飞试验，首次获得了弹头散射截面积实测数据。同年，110 雷达系统正式 投入使用。1979 年 1 月和 7 月，110 雷达在两次东五高弹道飞行试验中进行了再入目标特性测量，其中在 7 月的试验中释放了诱饵装置。在 580 任务两发东 五全程飞行试验中，110 雷达分别获得 316 秒和 396 秒的跟踪测量数据，最远跟踪距离达 3000 公里。



110 雷达

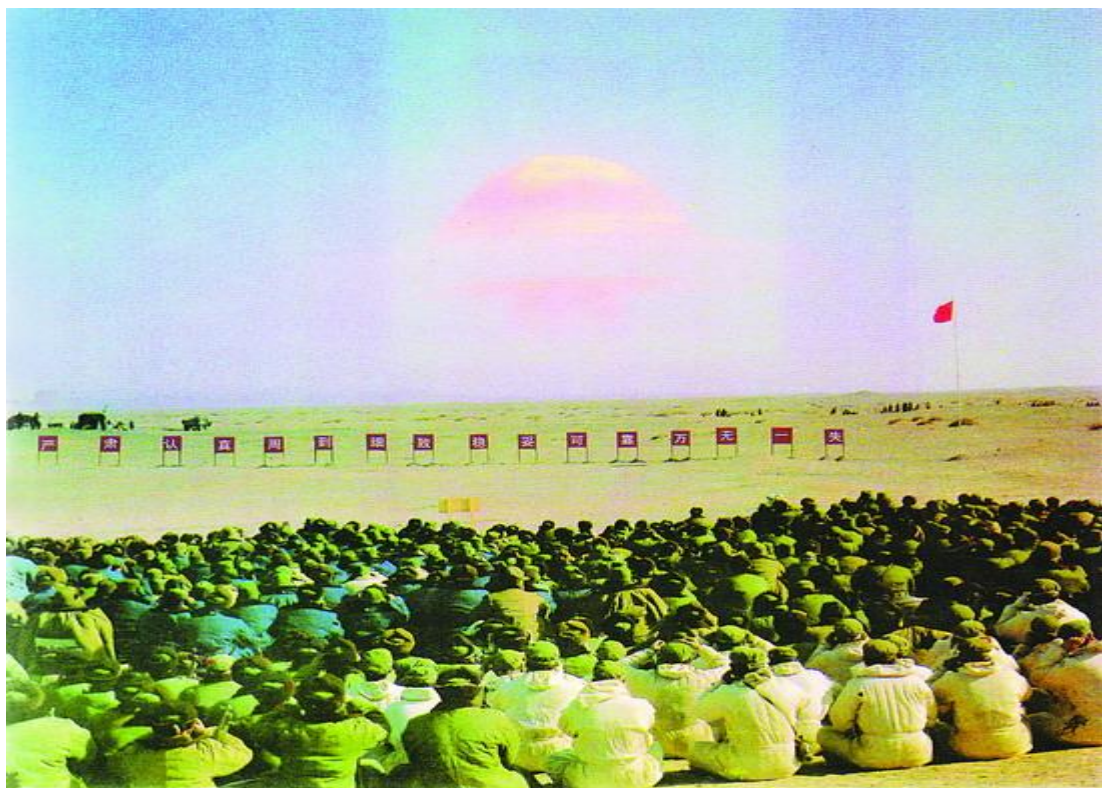
东五弹头的核战斗部研制由二机部九院负责。东五战斗要求质量轻、当量大，具有抗核爆中子流突防能力。1969 年 9 月 29 日，进行了首次核试验。为了进一步小型化，提高比威力，决定在初级中采用助爆设计，用氘氟化锂作为助爆材料。1974 年 9 月，404 厂开始筹建固体含氘核部件 生产线，于 1975 年底建成。核部件的研制工作是与生产线的筹建同步进行

的。1975 年 12 月，404 厂试制出第一套固体含氚核部件。随后进一步解决了加工中的技术问题，开展了一系列的科研工作，1976 年 3 月完成了第一阶段的研制任务。后来又对氚化锂核部件的生产工艺进行了改进，并解决了材料的肿胀问题，满足了核武器的长期贮存要求。

1976 年 9 月 26 日，我国首次含有固体助爆初级的热核试验取得成功。同年 11 月 17 日，东五弹头核装置全当量试验取得成功，这也是我国爆炸当量最大的一次核试验。

1978 年 4 月 16 日，在 FB-1 低弹道飞行试验中进行了两弹结合试验（506-1.2），考核了核战斗部引爆控制系统性能。1978 年 10 月 5 日的东五 02 批速度关机低弹道飞行试验中再次成功考核了引控系统。1979 年 4 月 5 日，成功进行了东五 02 批两弹结合测中子飞行试验（506-3.4）。

1983 年 12 月，东五核弹头引控系统定型。1986 年 7 月，东五核弹头定型。



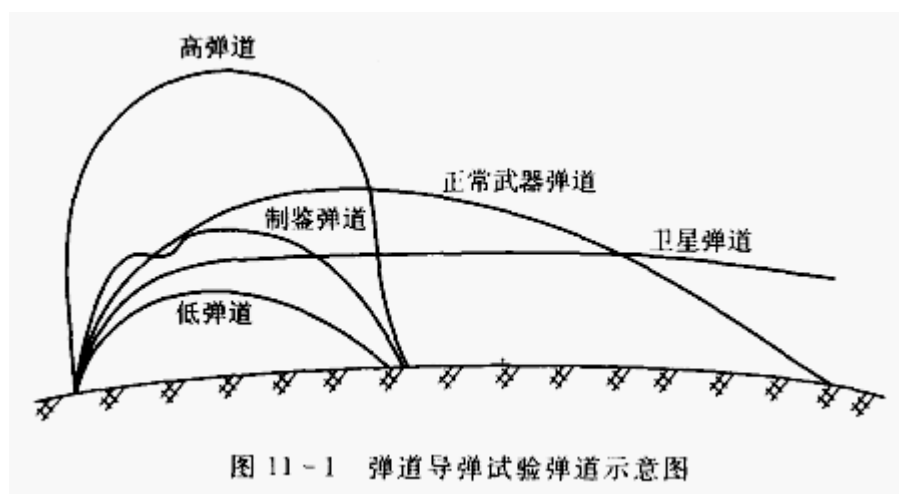
1976 年 11 月 17 日的核试验

7.02 批特殊弹道飞行试验

一院总体设计部针对东五 01 批飞行试验发现的问题，对原设计方案提出了 10 项较大的改进措施，改进了一级火箭发动机的点火线路，对有关部件和装置进行了重新设计，提高平台精度、解决恒温问题，控制系统关键部件实行备份，并进行了仪器舱超载荷静力试验等一系列大型地面试验。同时，还在酒泉试验基地进行全弹非加注状态、加注状态的振动试验，弄清了导弹在发射状态下出现抖动现象的性质和时机，提出了防止抖动的措施，使导弹质量的可靠性明显提高。

1974 年 1 月 4 日，经过重大改进的东五 02 批开始初步设计。6 月 21 日至 8 月 30 日，东五 02 批弹体结构图纸完成设计出图，开始投产。02 批投产后，又做了大量的地面试验，并组织了一系列专项技术的攻关，为型号的成功研制奠定了基础。

1977 年 9 月 27 日，中央专委批准了《地对地洲际核导弹研制任务书》，明确规定了洲际导弹的性能指标、主要技术方案、研制分工和研制进度，要求 1980 年前完成洲际导弹的定型工作。1978 年 1 月 31 日，国务院、中央军委在《关于加速我军武器装备现代化的决定》中，明确提出当前的主要任务是在 1980 年前后，集中力量把洲际导弹研制定型，并进行改进。当天，七机部任命屠守锷为“东风五号”的总体系统总设计师。



由于在国内靶场和落区条件下无法进行全程飞行试验，东五 02 批先进行的是特殊弹道飞行试验，即利用非全程弹道考核导弹各种技术性能和评定精度的飞行试验，包括低弹道试验和高弹道试验。低弹道试验是压低弹道倾角、降低弹道高度以缩短射程的一种导弹飞行试验，其主要目的是模拟正常弹道的再入特性。高弹道试验是抬高弹道倾角、升高弹道高度以缩短射程的一种导弹飞行试验，其主要目的是模拟正常弹道的主动段性能，评估和分析主动段飞行对落点误差的影响，鉴定制导系统的测量精度和分离制导系统的工具误差。不同弹道下又可分别采用射程关机或速度关机方案，分别是指导弹按预定的射程或速度特征量关闭发动机的关机方式。

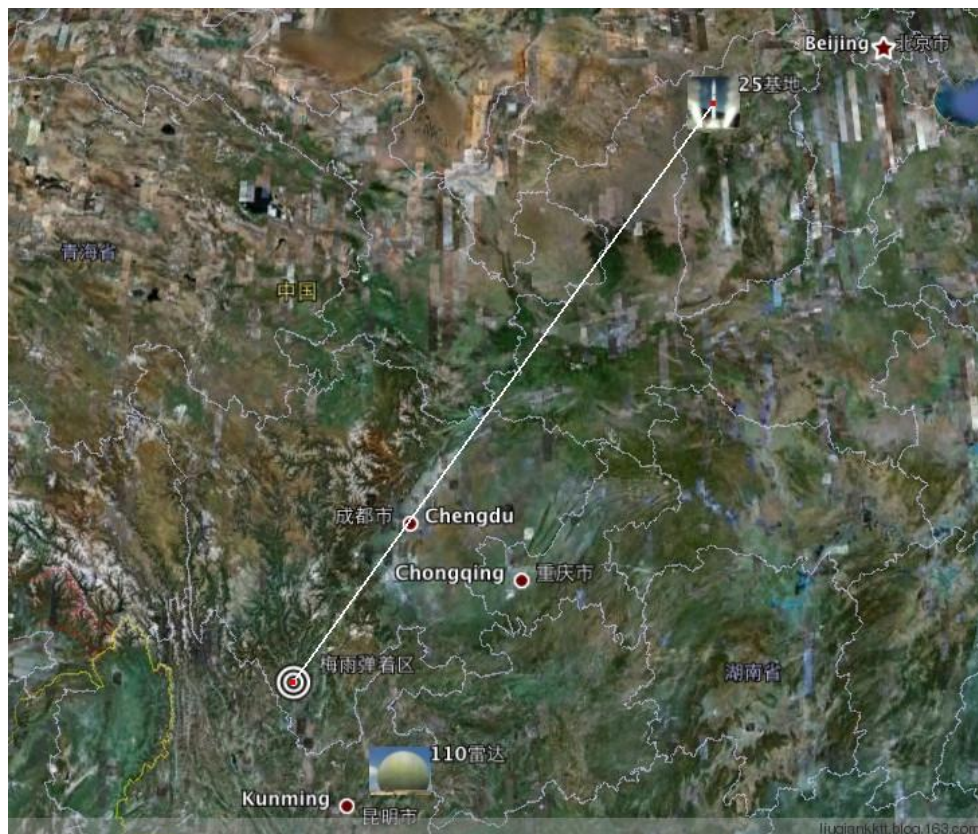
为保证试验工作的顺利进行，综合试验弹在 1978 年 6-8 月初完成了运输试验之后，又在酒泉基地的技术阵地和发射阵地的两个工位进行了合练。9 月下旬，七机部一院又组织工作队配合基地用合练弹进行了转运、吊装、瞄准、加注及供气等项操作的合练，同时解决合练中出现的若干协调性问题，使之达到设计要求。

1978 年 10 月 5 日，02 批第一枚遥测弹在酒泉基地进行了速度关机低弹道飞行试验，获得成功。其一、二级发动机、姿态控制发动机、平台系统是 067 基地所属单位研制生产的。

1979 年 4 月 5 日，在酒泉基地再次进行了速度关机低弹道飞行试验，也取得成功。试验结果验证了导弹的战术技术性能，并取得了弹头防热、再入烧蚀和引爆控制系统的试验数据，并考核了导弹主动段精度和再入散布。

1978 年 11 月，用于高弹道飞行试验的导弹运到华北导弹试验基地。1979 年 1 月 7 日，进行了首次射程关机高弹道飞行试验。试验落区均为四川梅雨，试验射程 1569 千米。这是首次从地下发射井阵地发射东五导弹。战略导弹的地下发射技术需要克服防震、压力脉冲、

噪音、漂移、排焰等一系列技术问题。由于内井壁上的消音密闭门的闭锁装置设计不合理，首次发射试验中第一道密闭门被吹开，造成了严重的烧蚀破坏，使井内的主要系统遭到不同程度的损坏，修复工期达半年。10月18日，再次进行了射程关机高弹道飞行试验。这两次高弹道飞行试验考核了弹头姿态控制系统和突防系统。



DF-5 高弹道飞行试验弹道示意图

1979年7月15日，在25基地进行了射程关机抬高型低弹道飞行试验，这是首次从25基地塔架发射阵地发射。11月26日，再次进行了射程关机抬高型低弹道飞行试验，因二级动力系统氧化剂提前耗尽，没有发出关机信号，其他系统工作正常，试验取得基本成功。这次试验首次使用了062基地总装测试的导弹，也是首次由二炮部队承担发射任务。这两次试验进一步考核了导弹主动段精度和再入散布。

多种特殊射程、射向和关机方式的飞行试验比较全面的考核了东五导弹的技术性能，为进行全程飞行试验创造了条件。

批 次	飞 行 段 试 验 项 目 弹 道	主 动 段				自 由 飞 行 段		再 入 段			
		井 下 热 发 射	总 体 方 案	主 要 性 能		姿 态 控 制 系 统	突 防 系 统	力、热、综 合 环 境	引 爆 控 制 系 统	核 装 置 冷 试	再 入 散 布
				精 度	射 程						
零 一 批	射程关机 低 弹 道		●●	★	★						
	速度关机 低 弹 道		●●	★	★			☆☆	★		●●
	卫 星 弹 道		●●●●	★	★						
零 二 批	速度关机 低 弹 道		●●	★	●●			☆☆	★		☆☆
	射程关机 高 弹 道	●●	●●	●●	●●	☆☆	●●				
	射程关机 低 弹 道		●●	●	●						☆☆

☆—充分考核； ●—基本考核； ★—部分考核

图 1 全程试验前,国内特殊弹道飞行试验的预期结果 liuqiankkt.blog.163.com

8. 全程飞行试验

1977 年 9 月中央确定洲际导弹全程试验列为“三抓”国家重点任务后,准备工作全面展开。

1977 年 9 月 21 日,张爱萍和钱学森在上海主持召开协调会议,参加会议的部门和单位有: 8 个部委、27 个省市、4 所院校、39 个工厂、34 个研究院(所)、军队有关部门的领导 数百人。会议要求加快测量船研制、建造的进度,确定两条测量船均应于 1979 年底完成试航试验和特种设备安装调试,并进行海上联调,以待命执行试验任务。会议责成承担任务的研制单位以立军令状的决心确保任务的完成。

为落实“三抓”任务,1977 年 10 月,国防科委和七机部召开会议,研究洲际导弹全 程飞行试验和定型的具体问题,决定再投产几枚试验弹。

11 月 15 日,中央专委办公室确定 1980 年进行的洲际导弹全程飞行试验为“三抓”任务的重点。同年 12 月,七机部召开洲际导弹研制的誓师动员大会,七机部部长宋任穷进一步

明确，洲际导弹是“三抓”任务中最重要的一项，一定要限期完成。

1978 年 2 月，在中央专委会会议上，再次要求集中力量在 1980 年完成洲际导弹的全程飞行试验，完成定型工作。

1978 年 7 月 12 日，国防科委确定，东五 全程飞行试验，从 20 基地向南太平洋发射，准备 4 发，争取成功发射 2 发，并确定了海上落区和备用落区，试验代号为 580 任务。

1978 年 12 月，国防科委组织制订了洲际地地导弹研制、试验靶场、工程测绘、陆上测控、陆海通信、水文气象、航空保障、测量船基地建设、远洋测量船队、护航舰队、组织指挥、政治工作、后勤保障、外交宣传等 14 个方面的工作计划或协同计划，要求各有关单位，大力协同，保质保量完成任务。张爱萍多次强调必须在 1979 年 12 月 31 日前完成洲际导弹全程试验的一切准备工作。

由于全程飞行试验的各项准备工作进展顺利，1979 年 1 月，中央专委会决定，在 1980 年适当时候，进行洲际导弹全程飞行试验，要求各有关单位于 1979 年底做好一切准备，随时待命。2 月，中央专委会办公室召开全程试验准备工作会议，安排落实了需要完成的 71 项重要工作，要求各单位采取有效措施，保质、保量、按时完成任务。

1979 年 2 月，郑天翔部长在洲际导弹全程试验的第一次调度会上宣布，全程飞行试验的指挥部设在一院，七机部副部长兼一院院长张镰斧任总指挥。从这时起直至 1979 年底，郑天翔部长几乎每周都来参加洲际导弹的调度例会，现场解决问题。

中共中央极为重视这次试验。1979 年 3 月 26 日召开的中央专委会当年第一次会议上，重点讨论了洲际导弹全程试验问题。华国锋、叶剑英、邓小平、徐向前、聂荣臻、耿飚、余秋里等都做了重要讲话，强调指出：洲际导弹全程飞行试验成功与否，关系极大，一定要周到细致，认真组织，积极抓紧，争取明年 4-5 月试验成功。由于部分原材料不能保证按时供货，影响研制进度计划的实现，中央专委会办公室于 7 月 5 日向全国 18 个省市发出紧急电报，

要求尽快解决 洲际导弹全程飞行试验任务的关键材料。

1979 年 9 月 14 日，中央专委办公室要求各研制单位，对洲际导弹全程试验弹的装弹产品，进行一次 严格的质量复查，切实抓紧、抓细、抓彻底，确保产品质量优良，配套齐全，不带问题出厂。复查的结果表明，由于采取了一系列质量保障措施，坚持产品优选上弹 的原则，整个产品质量较过去有明显提高，大多数装弹产品是优质品。

1980 年 1 月 27 日，中共中央批准国防科委关于上半年进行东风五号洲 际导弹全程飞行试验的请示，邓小平批示：“如准备来得及，以 5 月试射为好。” 比较具 体地确定了进行全程试验的时间。2 月上旬，国防科委召开全程飞行试验前的最后一次洲际导弹工作会议，对进入直接准备阶段的工作进行了研究和协调，安排了总 的协调计划和实施方案。2 月 12 日，中央专委召开当年第一次会议，批准国防科委提出的洲际导弹全程试验实施方案。这次全程飞行试验的洲际导弹，无论在射程 和核弹头的威力当量上都比 1975 年的设计又前进了一大步。中央领导明确指出此次试验的意义：“把东五搞出来，尽管数量不多，但可以覆盖苏联全境，他要进 攻我们，就要考虑考虑了。” 有关单位会后就组织指挥、技术培训、保密和防干扰等问题做了具体的工作部署，特别是对防止国际干扰问题，还根据可能发生的几种情况，制订了相应的对策预 案。

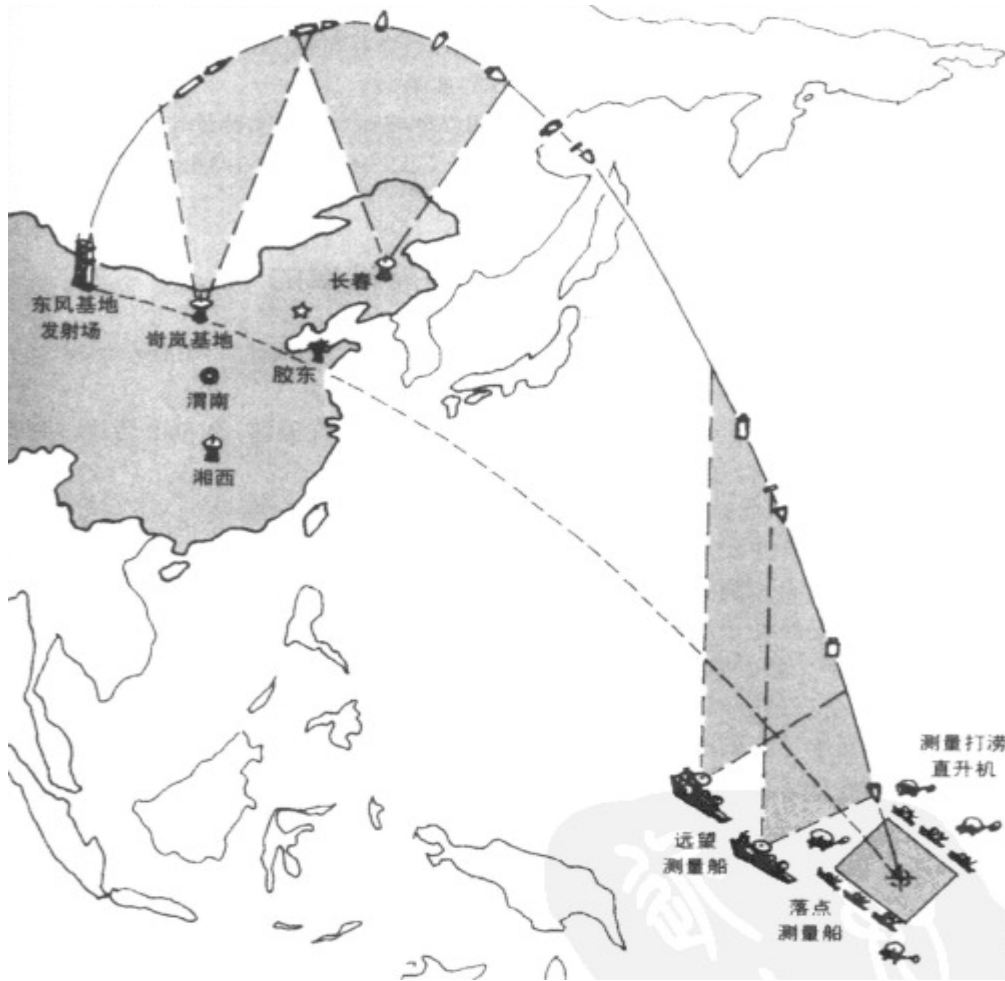
洲际导弹全程飞行试验的特点之一是射程远、落区新。导弹从酒泉导弹试验基地发射场区起飞到达太平洋预定海域，要飞越地球经度超过 70 度，斜穿地球纬度 48 度，试验射程 9000 多千米。落区远离中国大陆，附近无海岛海岸可供利用，测量船队要在复杂的海况下，完成弹头再入段弹道和落点测 量、打捞回收数据舱以及各种试验保障任务。

选择全程试验落区曾花费很大精力。由于受政治、外交等国际社会因素，海情、气象等自然环境因素， 以及遥测、通信、打捞回收等技术因素的制约，选择落区的工作成为相当复杂

的课题。为此，中央曾动员了各方面的力量投入这项工作。1976年3月到1978年10月，国家海洋局派向阳红5号远洋调查船四次远征南太平洋进行综合调查，为选定试验海域和海上水文气象保障提供了科学依据。1979年4月，国防科委召开海上落区实施方案论证协调会，复核并研究了海上落区的瞄准点、残骸散布区、试验禁区以及原始基准，论证和协调了海上落区试验工作的组织实施方案、再入测量和弹头测量技术实施方案、通信方案以及数据舱打捞实施方案。要求七机部对弹头及二级火箭残骸的散布区和试验禁区范围提出具体意见。

特点之二是规模大、战线长。它包括测试发射、陆上测控、海上测量、海上护航与通信、气象、水文、航空、后勤保障以及组织指挥等10多个系统，涉及导弹研制、试验靶场、工程测绘、陆上测控、海陆通信、水文气象、航空保障、测量船基地、远洋测量船队、护航舰队、组织指挥、政治工作、后勤保障、外交宣传等14个方面的工作。直接参加试验任务的团、站、室、队达611个，各类参试人员近7万多名，参试主要设备6820台(套)。国务院30多个部、委、局，中国科学院和有关的高等院校，人民解放军各总部、海军、空军、第二炮兵、各大军区，以及27个省、市、自治区的有关单位，都直接或间接参与试验工作。参试人员和设备遍布中国大陆各地和广阔的国际海域，形成了一条近万千米长、上千千米宽的试验工作带。

特点之三是技术复杂、综合性强。导弹测试发射系统、陆上和海上测量系统以及其他保障系统，都是由众多复杂的技术设备构成。所有参试人员和系统构成了洲际导弹全程试验的有机整体。任何一点疏忽或一台仪器设备故障，都将影响整个试验任务的完成。



1980 年 3 月 9 日，国防科委主任张爱萍、政委李耀文签发了洲际导弹全程试验动员令，并全面领导这一试验任务。国防科委副主任陈彬、张蕴钿、钱学森、朱光亚等实施具体组织领导。为加强对发射场区试验工作的领导，国防科委指派副主任马捷为驻发射场区特派代表，七机部副部长任新民为副代表，实施现场领导。七机部副部长兼一院院长张镰斧，洲际导弹总设计师屠守锷率领试验工作队，四机部等有关单位也派出技术人员到试验基地参加试验工作。发射场首区试验队少部分人员先期随产品和设备去酒泉基地。3 月 30 日，首区试验队大部分人员携部分设备乘专列离京开赴酒泉基地。

洲际导弹运抵试验场区后，试验基地的试验发射人员和七机部、四机部的参试人员紧密配合，从 3 月 25 日至 5 月 16 日，完成了导弹和备份仪器的测试和推进剂加注前的各项工作。在试验准备过程中，他们始终把导弹的可靠性作为试验成败的关键，组织精心检测、排

除隐患。各参试单位还广泛开展了预想预防活动，有针对性地采取了相应的技术措施，制订了应急处置方案。洲际导弹发射场区的发射前的技术准备工作可谓慎之又慎。

“580”任务中负责海上测控任务的远洋船队于1980年4月26日齐集吴松口，并举行了誓师大会，国防科委及海军联合组织了隆重的出航欢送仪式。大会由副总参谋长、国防科委主任张爱萍主持，国务院副总理王震、军委秘书长耿飫、国防科委政委李耀文、海军司令员叶飞、上海市委第一书记陈国栋、国防工办副主任 邹家华等出席并讲了话。会上宣读了国防科委及海上编队党委的动员令，同时发布启航命令。整个编队分三个分队出发。远望一号和二号承担主要的测量任务，向阳 红十号和五号完成与国内的通信接力，6 艘导弹驱逐舰护航。加上补给船、打捞船、直升机，形成一支特混舰队，共计有各类舰船 18 艘、4 架“超黄蜂”直升机。海上编队总指挥兼政治委员是海军副司令员刘道生，副指挥是杨国宇、傅继泽、田振环。

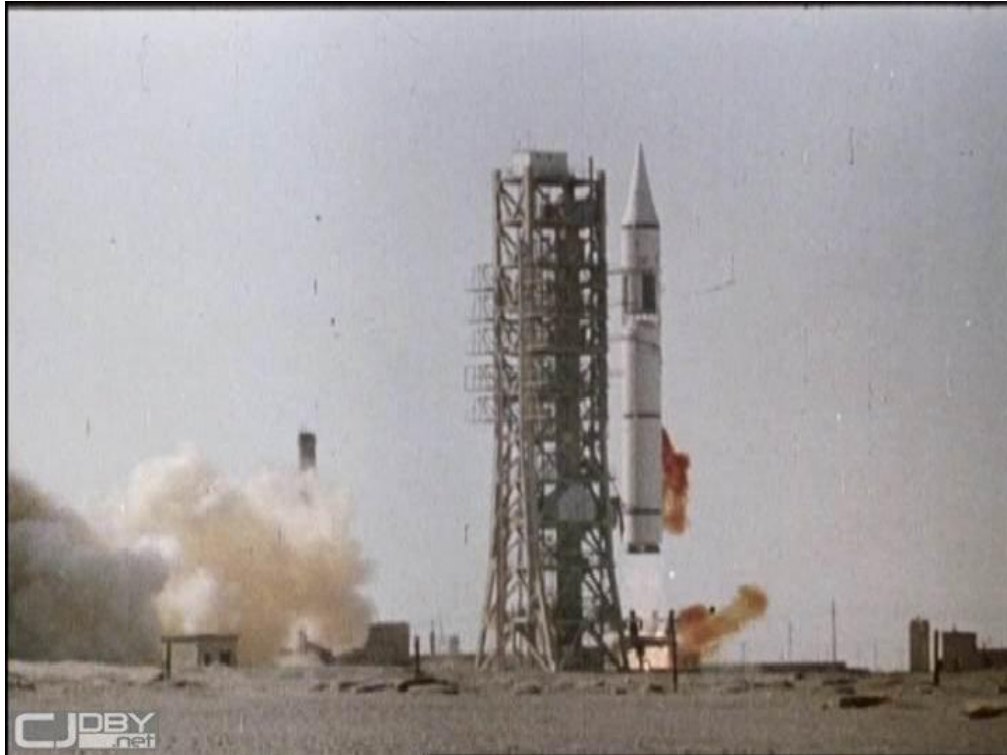
4月28日至5月1日，远洋测量船队与护航舰队按照特种混合编队，从舟山集结点启航，经过半个多月的航行，于5月12日抵达预定试验海域。船队到达预定海域后，进行了首、末区住处联调，全区合练，遥测飞机的跟踪试验，航测飞行标校试验等。5月16日，末区完成了一切准备工作。各通信、测量控制台站的全体参试人员，对各种设备、仪器进行了检查、修理，排除了故障、隐患。

在2枚洲际导弹全程试验弹结束了技术阵地测试、即将转场的时候，新华社授权于5月9日向全世界发出公告：

中华人民共和国将于1980年5月12日至6月10日，由中国本土向太平洋 南纬7度0分、东经171度33分为中心，半径70海里圆形海域范围内的公海上，发射运载火箭试验。中国舰船和飞机将在该海域进行作业。为了过往船只和飞机的安全，中国政府要求有关国家政府通知本国的船只和飞机，在试验时间不要进入上述海域和海域上空。

1980年5月18日凌晨2时，在酒泉导弹试验基地2号发射阵地上，两枚洲际导弹分别矗立在相距400米的南、北工位的两个发射台上，北工位的发射操作人员正在进行临射前的各项准备工作。9时30分，发射指挥长石荣杞检查了导弹脱落插头、紧急关机插头、电爆管短路插头等临射前的操作项目，认定确实无误后，迅速进入地下发射控制室的指挥岗位。发射控制室内，全体人员按照指挥员的命令执行着预定的发射程序。测控通信等系统完成了各项程序检查，设备处于良好工作状态。气象预报发射场、航区和落区的气象均符合发射条件。此时，从西北大地到南太平洋试验海域，全体参试人员静候发射时刻的到来。

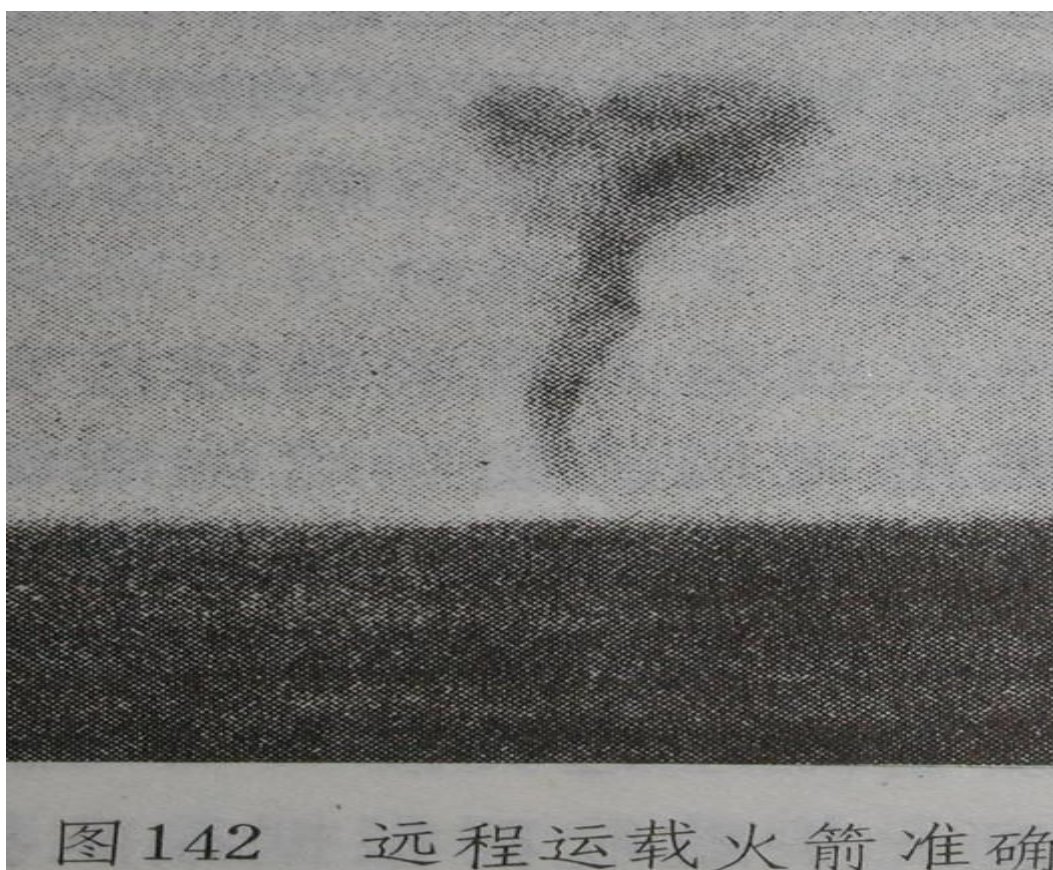




上午 10 时 00 分 23.302 秒，第一发全程试验弹——580-甲弹从 138 工位发射升空。8 秒钟后，导弹开始程序转弯，沿着预定弹道向东南方向飞去。发射场区的光学、无线电测量设备，迅速捕获、跟踪目标，并把导弹起飞和初始段飞行参数传至发射指挥中心。同时，通信系统将导弹起飞时间、弹道参数和遥测参数传递到渭南测控中心、华北导弹试验基地和北京国防科委试验指挥所。设置在中国大陆上的各测量台站，接收渭南测控中心转送的测速定位信息，并引导测量设备抓住目标，精确地测定、记录、传送着导弹每一瞬间的姿态、弹道参数和遥测参数。129 秒，一二级分离；266 秒，头体分离。导弹先后飞越银川、太原、石家庄、济南等城市上空，然后进入西太平洋。



测量船队收到洲际导弹起飞信号后 2 分钟，船上的航测直升机起飞待命，10 分钟后遥测直升机也起飞，到达预定位置，等待捕获目标。远望号测量船上的中心计算机，根据发射场区和陆上测量站传来的测量数据，引导船上各测量设备的天线等待在截获点上。在目标尚未飞出地平线时，测量船上的双频测速仪首先收到目标的信号。接着，雷达、遥测设备相继发现、捕获目标，连续跟踪测量，并将测得的数据迅速传送到渭南测控中心。随着测量船队试验人员的报告口令，船队参试人员在西北天空看到一个亮点飞来，穿过一团云雾后，亮点越来越大。这是弹头和二级弹体再入大气层时的景象。

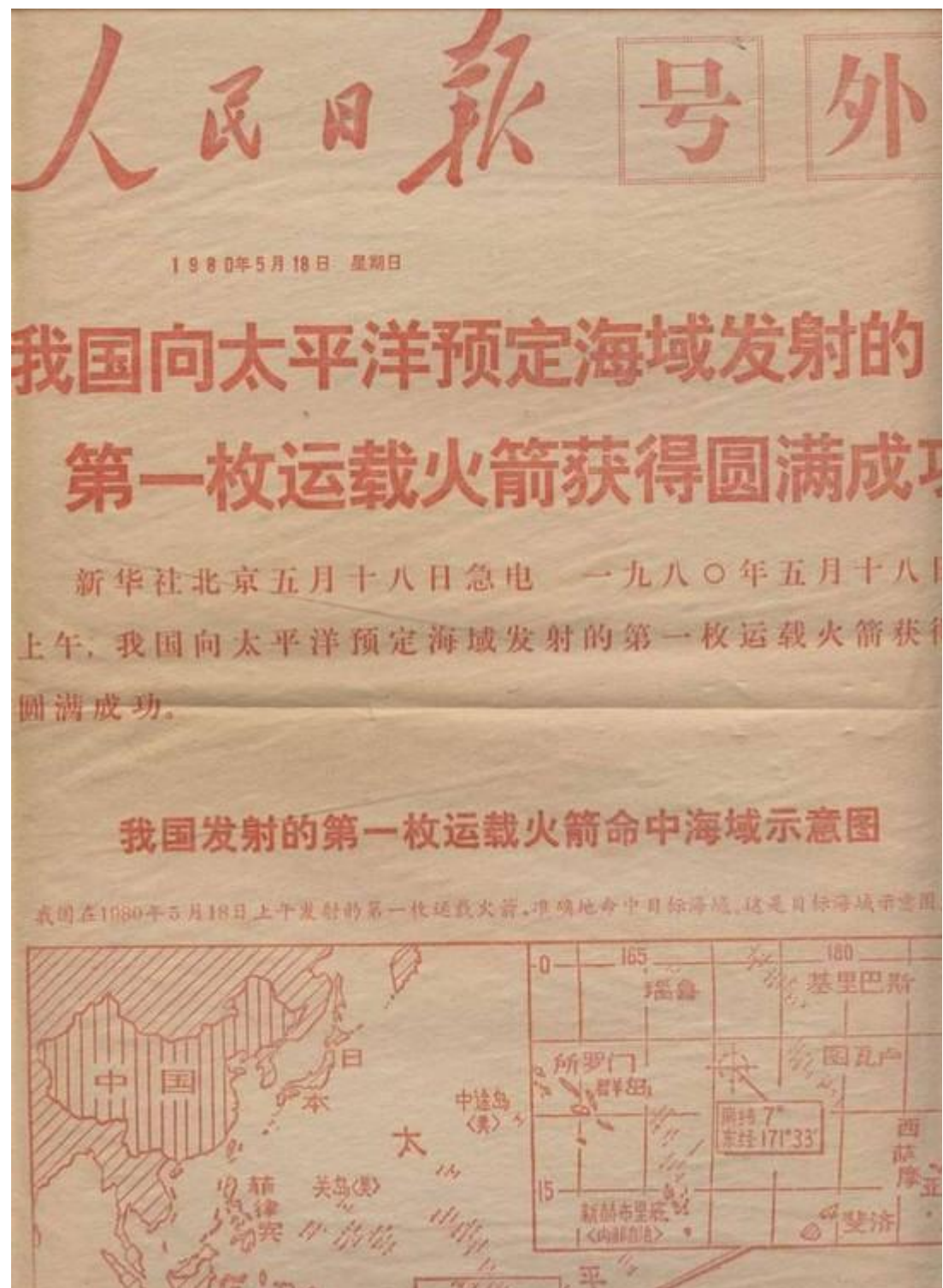


弹头溅落激起的水柱

在目标距水面 10 千米高度以下，穿过了黑障区后，遥测信号恢复正常，船上的遥测设备立即接收到实时遥测和记忆重发遥测信号。弹头完整落水，激起高达 147 米的水柱，担负弹头落点测量的辅助船上的 4 台测水柱雷达准确地测定了落点位置。数据回收舱在 3500 米高度从弹头内弹出，并很快张开降落伞下降，最后溅落在海面上。荧光染色剂把回收舱附近的海水染成翠绿色，落点位置红白相间的降落伞浮在水面。在预定空域待命的 179 号航测直升机，进行了两次摄影。数据舱落水后，在预定空域盘旋执行打捞任务的 172 号直升机，立即发现了目标，并迅速对准数据舱，悬停在离海面 30 米的上空。潜水员刘志友乘软梯而下，只用了 5 分 20 秒就完成了打捞数据舱的任务。

580-甲弹弹头落点为南纬 7 度 42 分 23 秒、东经 172 度 15 分 36 秒，飞行时间 29 分 57 秒，射程 9068 千米。导弹从发射到飞行、遥测、通信、溅落、数据舱打捞一切顺利，首次飞行取得圆满成功。这次试验标志着东风五号第一步研制目标已经实现，中国从此拥有

了自己的洲际导弹。



1980年5月21日11时19分32秒,从5020工位又发射580-乙弹,这发弹是由062基地总装测试的,因控制系统问题引起二级发动机提前6.4秒关机,导弹未能到达预定海域(偏近约1400千米)。

尽管第二发弹略有遗憾，但 580 任务还是基本完成了预定目标。6 月 10 日晚，中共中央、国务院在人民大会堂举行了向太平洋发射运载火箭庆功大会。

9. 定型与改进

580 任务后，一院根据实验中暴露出来的问题对产品软硬件进行了改进，对制导软件采取了误差修正，对惯导器件采取了保绝压措施。在 1981 年 12 月的飞行试验中打出了令人满意的精度。这发弹是由 062 基地总装测试的，二炮某部执行发射任务，地井热发射。随后 02 批开始交付部队试用。

东风五号洲际导弹作为压轴方队参加了 1984 年国庆 35 周年天安门阅兵，并获得 1985 年首次设立的国家科技进步奖特等奖。1984 年 8 月 15 日，国务院、中央军委战略核武器(地-地)二级定型委员会同意“东风五号”导弹发动机和三轴稳定惯性平台系统定型。1986 年 12 月 16 日，东风五号导弹核武器系统设计定型。东五的研制成功标志着我国成为第三个掌握洲际弹道导弹核武器技术的国家，并为我国的航天运载技术打下了坚实的基础，具有极其重大的政治和军事意义。

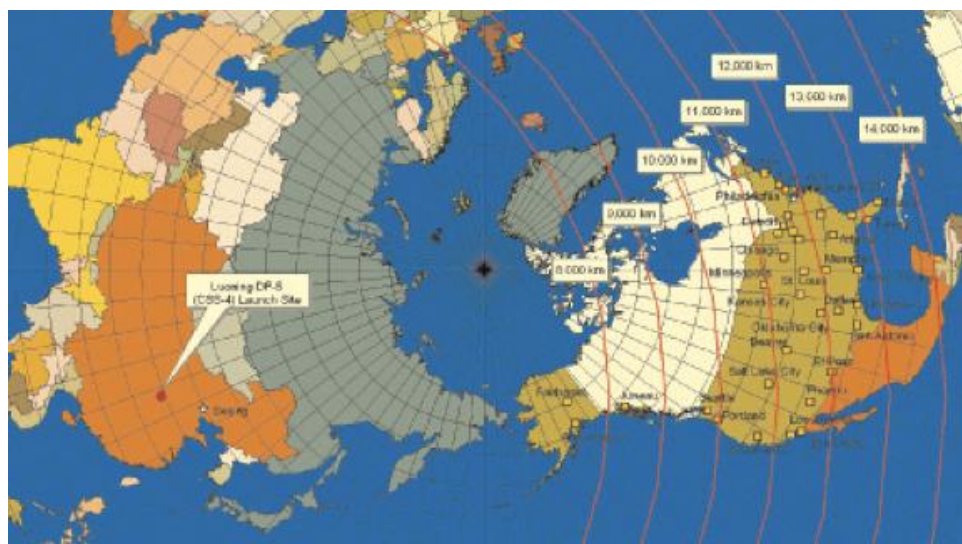


1984 年国庆阅兵中的东五导弹

东五定型后的首批产品（03批）于1989年生产完成，在当年9月的批抽检弹飞行试验中打出最佳精度，随后交付部队使用。90年代初又生产了04批。04批的生产是与东五甲（东五的改进型）研制同步进行的。东五的改进是早在1975年就定下来的洲际导弹研制两步走的第二步。

东五研制未能一步到位，既有技术上的原因，也有技术之外的原因。东五最初的作战对象是美苏两个超级大国，随着60年代末中苏关系越来越紧张和中美关系的改善，东五第一步的作战目标主要针对苏联。原定的第二步才是覆盖美国本土全境。虽然580任务中东五的实际射程已经超过了1975年要求的第一步8000 km，但东五还是按照8000 km定型的。

80年代开始“以经济建设为中心”和国际形势的缓和，一些人的战备意识逐渐松懈，中央专委的撤销也在一定程度上影响了战略武器研制的统筹协调。但部队还是希望能尽早拿到射程可覆盖超级大国全境的真正的洲际导弹，80年代中期二炮科研人员正式提出了东五导弹的改进增程的问题。



东五甲导弹从中国内陆纵深发射也可以覆盖美国本土全境

二炮党委结合战略武器发展实际，进行了深入的分析讨论，逐步达成共识：作为中国的战略导弹部队，尽早装备东五改进型十分心要，它不仅在军事上可以填补中国洲际导弹射程的空白，成为在 20 世纪末和 21 世纪初中国战略威慑力量的重要支柱，也有 益于在政治上确立我国“大三角”战略地位，增强平衡世界战略格局的砝码。从经济上进行分析，我国为研制东五导弹已经投入了大量人力、财力、物力，二炮担负 战备任务以来，在阵地建设、部队建设和装备购置等方面的投资也十分巨大。如果就此止步，不再发展，就成为“得不偿失”，是很大的浪费。相反，如果再少花点 钱改进和增程，既可使我国拥有真正意义的洲际战略导弹，经济上也更合算。而第二代洲际导弹的研制周期很长，难以解决二炮目前之急需。

二炮与研制单位经过研究、论证和协调，提出了东五改进的总体技术方案，并进行了技术可行性论证。

(一)射程能力。根据东五飞行试验推进剂剩余量实测值统计计算，如果对发动机加注方案采取改进措施，实际射程完全可以达到设计要求。

(二)命中精度。在总结东五研制和飞行试验经验教训的基础上，进行了大量分析和试验工作，并提出提高射击精度的各种办法和措施，经过误差分析分配计算，东 五改进型导弹的命中精度、射击密集度可以达到战标要求。

(三)可靠性。在东五导弹评定的可靠性基础上，加上卫星运载的多次飞行试验，对暴露的问题加以改进，使各项可靠性指标的分配更加合理，改进型导弹的可靠性 预期指标将适当提高。

(四)作战使用性能。这是使用部队最关心的问题，也是提高战斗力的重要一环。东五改进型导弹的使用性能将会比原型号导弹有明显提高，特别是拟对自控系统、 控制系统和安全系统采用 CAMAC 测试技术，使操作更趋简化、准确，既减少了操作错误的几率，又可缩短发射准备时间。

(五)关于弹头的防热问题。由于再入大气层飞行段的烧蚀量，地面设备无法检验，必须经过实际飞行试验才能计算。从多次飞行试验的结果看，实际烧蚀量远低于理论设计的厚度，说明原射程设计的烧蚀量基本是正确的，加之试验后技术人员对烧蚀量认识的深化，并在飞行程序上采取相应措施，进一步提高了再入的可靠性。

综上所述，东五的改进不存在重大技术难题，只要经费落实即可很快完成。为了把研制经费控制在亿元以内，还冒险提出了“打一发弹就定型”的方案。然而在当时“军队要忍耐”的大背景下，尽管二炮及其主管部门不断向上级领导和机关汇报、请示，东五改进所需的几千万人民币经费竟仍未能在“七五”计划中解决。直到90年代初，研制经费才通过从“军队专项收益”中划拨的“特殊时期特殊办法”得以解决。

经费落实后，二炮和研制单位正式签订了东五甲导弹研制合同和任务书。研制部门对试验方案作了重大修订和补充，重新制定的试验方案是两发定型，即打一发、备一发。而备份弹是一个具有双重身份的弹，它既是东五04批的抽检弹，也是东五甲的定型试验弹。

早在1970年，二炮就组建了第一支准备使用东五的发射团。但由于导弹研制进程一再推后，直到1979年11月该团才首次执行试验发射任务。1981年12月，该团再次执行试验发射任务，初步具备了发射能力。不过此时导弹尚未完成定型，除靶场发射阵地外部队还没有可用的作战阵地，因此并未真正形成战斗力。

80年代中后期，随着东五的定型、批生产交付以及第一批作战阵地的完工，二炮的东五部队开始形成作战能力。其中两支原属“老五营”的部队于80年代中期移防，“连升三级”，从中近程导弹转型洲际导弹。其中一支部队经过半年模拟训练，成功实现“当年转场，当年接装，当年完成新型导弹测试”，并于1989年9月成功执行了03批抽检发射任务，打出了高弹道飞行试验最佳精度。进入21世纪，该部开始转型东五甲，2002年6月成功执

行了批抽检飞行 试验任务，发射准备时间创造了新纪录。

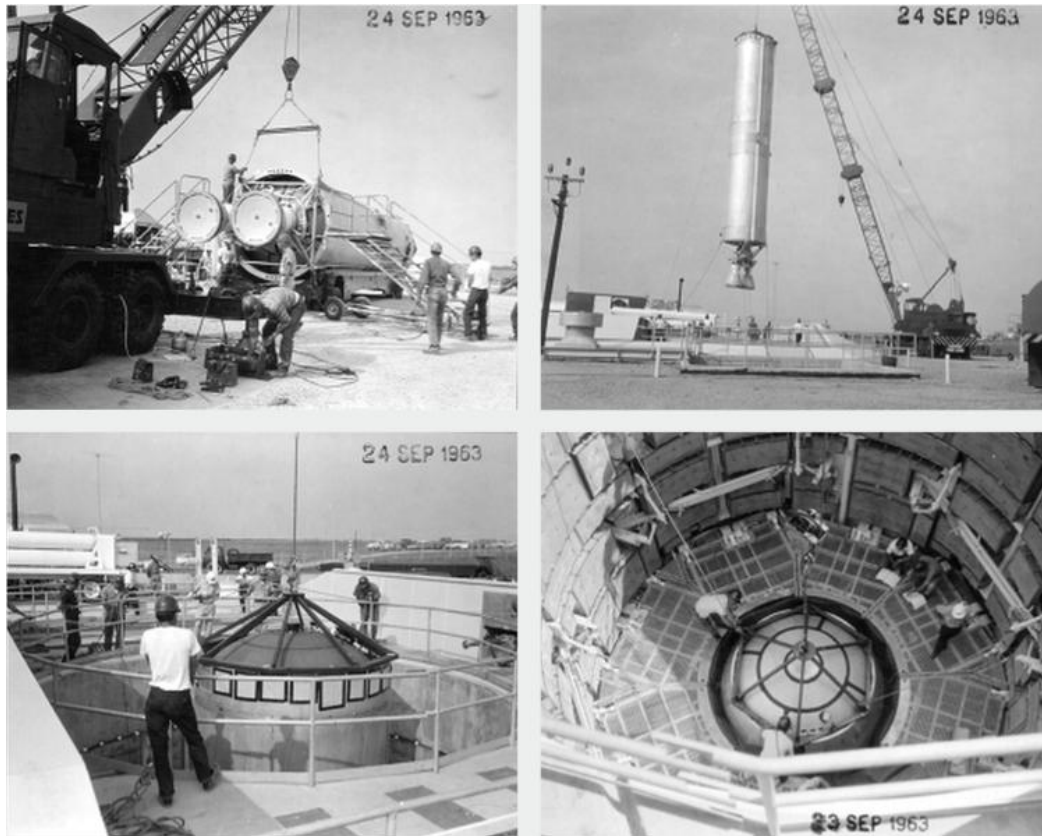
另一支部队则于 1993 年 6 月成功执行了东五甲 Y1 试验发射任务，打出了低弹道飞行试验最佳精度。后来又多次成功的使用超期服役的导弹完成了训练发射任务。



模拟训练控制台

随着国际形势的变化，上级决定扩大洲际导弹部队的编制规模。1992 年 4 月，将某工程建筑团整编为导弹发射旅。五年后，该 部成功执行了东五甲批抽检发射任务，打出了新型导弹的最佳精度。部队随后完成了接装和作战阵地综合调试任务。1999 年末至 2000 年 10 月，在二炮组织 的两次军事演习中，部队依据不同时限两个作战指挥程序对部队的作战能力进行了全环节、全领域、全员额的综合检验，初步达到了预定的建设目标，部队作战能力实现了新的跨越。

经过十多年的建设，二炮的多支洲际导弹部队都已经过实弹发射检验，形成了作战能力。为了进一步提高部队的战备水平，部队 进行了多方面的探索。



美国大力神 II 洲际导弹的装填

根据上级指示，某部于 199×年 2 月将×枚东五战斗弹由技术阵地转移至发射阵地，在垂直状态下贮存了×年多。与技术阵地相比，发射阵地的弹体维护和贮存条件较差，但提高了部队的核反击快速反应能力。尤其在遭到核攻击或常规打击的条件下，若交通中断则无法将弹体从技术阵地转移至发射阵地，无法完成核反击任务。在发射阵地贮存还省去了转运装填环节，减小了部队行动及装备的对空暴露几率。由于平时导弹的贮存测试由发射营组织进行，增加了发射部队的实际操作机会，锻炼了部队提高了发射部队的实际技术水平，也使发射部队对使用弹体的技术状况更加熟悉，提高了调试发射中技术处置的速度，进一步缩短了作战反应时间，增强了实际操作的可靠性和安全性。同时减轻了战时技术营向发射营同时提供弹体的保障强度，解决了编制与保障的矛盾。



发射井中贮存的弹体

东五发射准备的时间较长，其中加注时间长是一个重要因素。最初的加注方案从安全考虑采用单组元单级加注方案，加注时间长 达 $\times\times\times$ 分钟。经多年实际操作和研究探讨，某部提出了单组元推进剂进行 I、II 级同时加注的双级加注方案，将加注时间缩短至 $\times\times$ 分钟。200 $\times$ 年，某部首次在发射阵地使用真品推进剂进行了加注训练。



模拟井内加注训练

200×年，为检验阵地装备性能，某部在作战阵地进行了长达一个月的全员全装全密闭条件下的实装演练。这些探索提高了训练的真实性，锻炼了部队的实装操作能力。

200×年6月，某部执行东五甲发射任务。这次发射，意义非同寻常。它是东五系列导弹部队首次用自己的弹体，立足自己的人员和技术力量，在接近真实发射阵地条件的靶场地下井阵地执行的一次作战检验发射，尽量模拟了核反击作战环境和要求。与之前部队在塔架进行的试验和训练发射相比，井下发射组织指挥难度更大，发射环境更加恶劣，系统保障要求更高。这次任务既是对作战能力的一次动态考核，也是对强敌形成有效慑战能力的全面检验。这次实弹发射成功，创造了多项导弹发射记录，标志着部队作战能力全面提升。

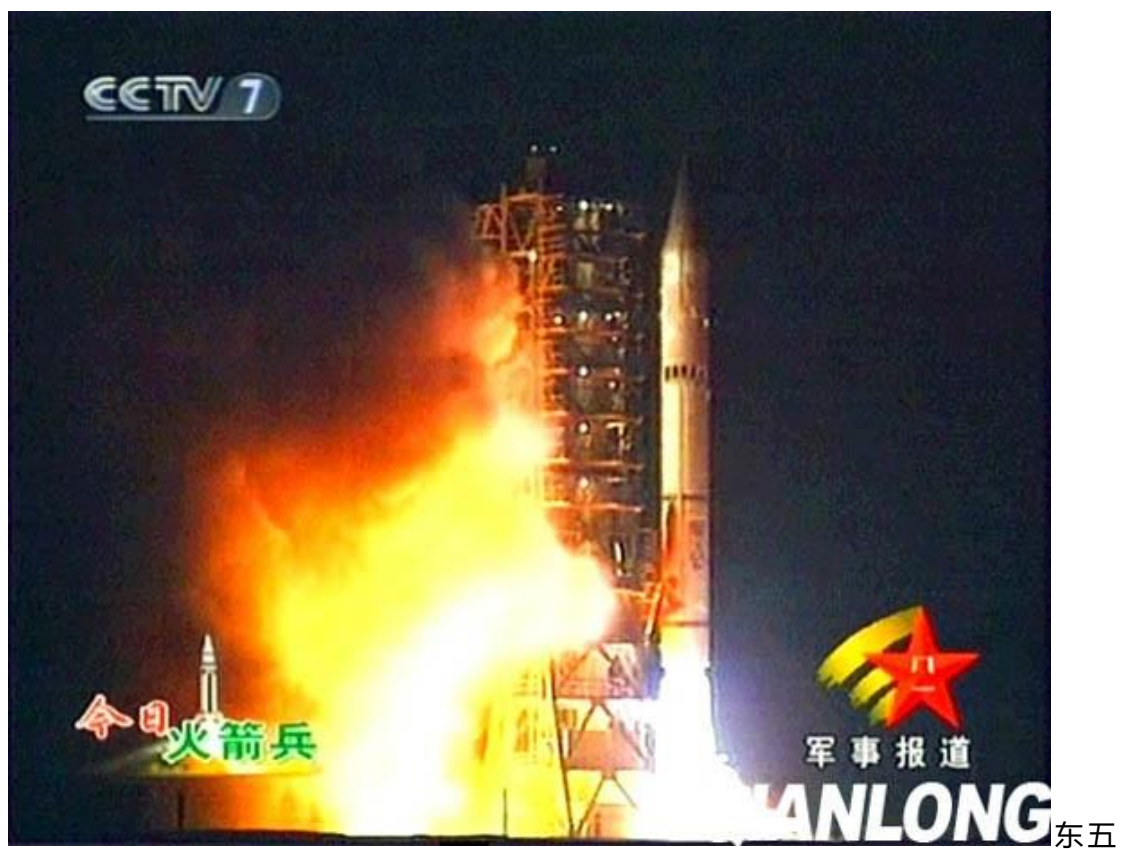


发射井内头体对接

尽管我国第二代陆基机动的固体洲际导弹已经开始服役，但从打击火力、生存性能和装备效费比考虑，机动导弹还不能完全替代发射井部署的导弹。美俄在发展海基核力量和陆基机动洲际导弹的同时，也保留了大量的井基导弹。同样可以预期，我国的井基液体洲际导弹仍将继续服役相当长的一段时间，其技术性能将会有新的提升。



反击必胜



甲 Y1 飞行试验

1993 年 6 月 2 日，在 20 基地成功进行了东五甲 Y1 低弹道飞行试验，由号称“东方第一剑”的二炮某旅执行发射任务，“一弹定乾坤”。1995 年 7 月 26 日，在 25 基地进行东五甲 Y2/东五 04 批抽检高弹道飞行试验，由另一支二炮部队执行发射任务，同样取得成功。从东五 开始研制到东五甲实现设计定型，历时 30 年才完全实现了 1965 年中央专委制定的洲际导弹技战术指标。一种战略武器的研制耗费如此长的时间，经历这 样多的曲折，给后人留下了深刻的经验和教训。



东五甲定型后开始批生产，02 批产品批抽检飞行试验于 1997 年 5 月 21 日取得成功，由一支从工程部队整体转型组建的二炮发射旅执行发射任务。此后，二炮部队又多次执行了东五和东五甲导弹的训练发射和批抽检试验发射任务。

东五的第二次重大改进是研制东五乙分导式多弹头（MIRV）导弹。早在 第二代战略武器论证时，就曾提出要研制分导式多弹头导弹，以提高导弹的打击威力和突防能力。随着国际形势的变化，尤其是 90 年代以来美国反导系统的迅速发展，分导式多弹头导弹的研制越来越迫切。而关键技术的突破也使得突破 MIRV 技术成为可能。90 年代我国完成了第二代核武器和小型化再入弹头的研制，以东五的投掷能力完全可以携带多枚小型化弹头；长征

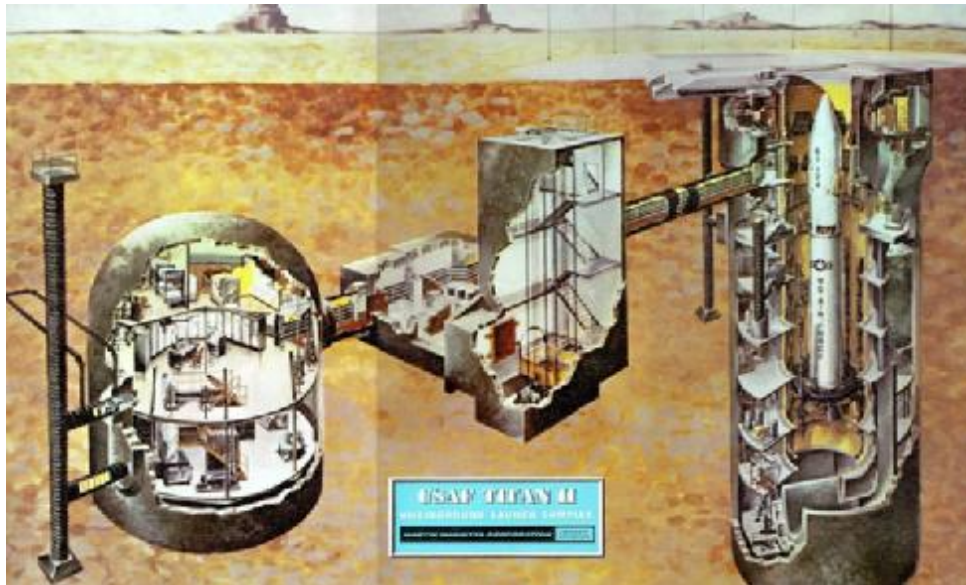
二号改进型火箭多次以一箭双星方式为 Motorola 公司发射了“铱星”，为多星（弹头）上面级的研制积累了经验。东五乙导弹于 2001 年正式立项，经过 5 年的研制，于 2006 年 6 月首飞成功。这标志着我国成为世界上继美苏法之后第四个掌握 MIRV 技术的国家。东五乙的研制成功，显著提高了我国液体洲际导弹的技术水平和武器装备性能。

10，阵地建设

阵地，从军语上解释，是作为部队作战依托的地形。二炮的作战阵地不同于其他军兵种，是根据核反击和常规打击作战任务和武器系统的战术、技术指标以及其他方面的要求，预先构筑好的比较完备的作战工程，是遂行核常作战的基本依托。我国奉行积极防御的军事战略方针，核反击作战方针是“先防后打，后发制人”。只有先保存自己，才能消灭敌人，对于阵地工程来说，生存就是战斗力。战略导弹阵地是一种集防护工程、环境控制、导弹自动化监控、测试、发射和作战指挥末端于一身的坚固堡垒。

东五是第一种采用地下井热发射方式的战略导弹。与采用地面或半地下固定发射方式相比，地下井发射不容易暴露阵地，生存能力较强，但造价较高、技术复杂。美苏的陆基洲际导弹都广泛采用了这种发射方式。

热发射是指导弹依靠自身的发动机推力使导弹离开发射装置的发射。垂直热发射时必须将导弹发动机所产生的大量高温燃气流进行排导，以减少高温高速的燃气流对导弹起飞稳定性的影响和对发射装置表面产生的烧蚀、冲刷作用。热发射方式的发射装置结构较为简单，生产成本较低，但两次发射间的间隔时间较长。利用发射井进行热发射导弹时需设独立的排焰系统或增大井径，以减少燃气流对导弹及阵地的不利影响。



典型的地下井发射阵地可以参考美国的大力神 II 导弹阵地（上图），由导弹发射竖井、发射控制中心、动力保障中心 3 部分组成，并通过地下廊道连成整体。除了发射阵地，战略导弹部队的主要阵地还包括指挥所、技术阵地和弹头库，此外还有油库、特种车辆库、物资备件库等辅助阵地。



地下廊道

东五发射阵地的设计是和导弹的研制同步进行的。我国第一个地下发射试验井工程从 1965 年开始前期预研和方案论证，1970 年开始设计施工，1978 年底竣工，1979-1981 年先

后三次执行东五试验发射任务，为探索地下发射井的设计和施工积累了宝贵的经验。为探索地下发射井的抗核加固研究，还在西北核试验场区完成了 1/3 比例模拟井防护系统的核效应试验。



东五（左）的地下热发射与美国大力神 II 导弹（右）如出一辙，说明也采用了 W 形排焰道设计

1979 年 11 月，被列为“天字第一号”国防重点工程的大型战略导弹阵地建设工程正式开始，俗称“长城工程”。该工程由二炮工程设计研究院负责设计，二炮下属的若干个工程建筑团负责土建施工，二炮工程技术总队负责设备安装调试。导弹阵地大多位于实在人迹罕至的大山深处，施工条件非常恶劣，当时的施工设备还比较落后，施工工艺也不够完善。被称为“导弹筑巢人”的二炮工程部队官兵用汗水和生命为共和国的倚天长剑构建起了一座座捍卫和平的堡垒。



美国大力神 II 导弹发射阵地施工图

1982 年春，位于北方某基地的第一个阵地开工建设，到 1984 年初完成土建施工，次年完成设备安装。1988 年，阵地调试结束交付使用。位于南方某基地大山深处的第一个阵地于 1985 年完成土建施工，1989 年建成交付使用。随后又陆续建成了一批阵地工程。经过艰苦努力，到 1994 年底一期工程提前一年全部竣工。一期工程先后获得 2 项国家优质工程金奖，2 项建设部优质样板工程。1998 年开始又进行了二期工程的建设，进一步改进了

阵地设计，提高了阵地的 生存能力和伪装性能。



东五导弹发射井内视图