



## 类别II - 项目4

# 推进剂、化学物品和推进剂生产

## 类别II - 项目4：推进剂、化学物品和推进剂生产

### 4.A. 设备、总成和组件

无。

### 4.B. 测试和生产设备

4.B.1. 用于项目4.C中所述的液体推进剂或推进剂组分“生产”、搬运或验收试验的“生产设备”及专门为之设计的部件。

- |           |         |
|-----------|---------|
| • 阿根廷     | • 澳大利亚  |
| • 奥地利     | • 比利时   |
| • 巴西      | • 保加利亚  |
| • 加拿大     | • 中国    |
| • 捷克共和国   | • 埃及    |
| • 芬兰      | • 法国    |
| • 德国      | • 希腊    |
| • 印度      | • 伊朗    |
| • 以色列     | • 日本    |
| • 朝鲜      | • 巴基斯坦  |
| • 波兰      | • 俄罗斯联邦 |
| • 斯洛伐克共和国 | • 南非    |
| • 韩国      | • 西班牙   |
| • 瑞典      | • 乌克兰   |
| • 英国      | • 美国    |

全球化生产



**属性和用途：**对任何石油蒸馏设备或大型化工厂来说，液体推进剂生产设备的各个部件都是通用的。典型的部件包括反应器储箱、冷凝器、回收柱、加热器、蒸发器、过滤器总成、沉降器、冷却器、气体分离器和离心泵。这些部件本身都并非专门为制造液体推进剂而设计。然而，当组合成推进剂生产设施时，该设施通常为生产特定推进剂而优化，而不适合制造任何其他东西。

制造液体推进剂的技术通常已不是什么秘密，但是，不同的公司可能采用专有的程序来最大限度提高产量，降低成本，或为副产品寻找替代用途。

液体推进剂的验收测试需要大多数化学质量控制实验室中常见的分析设备，包括气相色谱仪、原子吸收光谱仪、红外光谱仪和弹式热量计等设备。该设备通常无需改造即可用于分析液体火箭推进剂的验收。

**工作原理：**具体的生产方法取决于所制造的推进剂。液体推进剂中所使用的许多成分通常可用于商业用途，但需要额外的处理来进行净化、稳定、抑制或混合，以实现某些性能。例如，硫酸或碳酸镁可用于纯化硝酸。商用硝酸通常与水结合成为水合物，且只含有55%到70%的酸。因此，需要化学处理来打破水合物，以产生97%到99%的无水纯硝酸。为了形成抑制红烟硝酸（IRFNA），需在浓硝酸中加入N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>以进行稳定并阻止其快速分解，而加入微量氟化氢（HF）可减少容器腐蚀。

**典型的导弹相关用途：**需要液体推进剂的生产 and 验收测试设备，以形成自主生产推进剂的能力。

**其他用途：**这些设备和技术在石油化工生产行业都得到了广泛的应用，并为业内所熟知。

**外观（视制造情况而定）：**一般来说，整套液体推进剂制造设备不会整件购买和转运，并且通常采用许多普通的化工和工业过程设备组装而成。除非是整套交钥匙设备运输，否则，我们最可能看到的项目可能是与设施设计相关的平面图、图纸、计算表和设备清单。甚至还有商业软件可帮助化学工程师设计此类设施。

**外观（如包装所示）：**液体推进剂制造设备的尺寸决定其包装。较小的机器会采用减震容器包装，或放置在与其它包装隔离的缓冲托盘上。更大的机器会拆开进行运输，然后在现场重新组装，且组件会单独包装在板条箱或托盘中。



4.B.2.项目4.B.3所述范围之外、且用于生产、处理、混合、固化、浇铸、压制、加工、挤出或验收项目4.C所述固体推进剂或推进剂组分的“生产设备”及专门为之设计的部件。



附图48：推进剂浇注心轴（ATK）

高氯酸铵（AP）通常使用流能磨进行研磨，以获得所需的粒度。

所有推进剂组分，

包括粘合剂、AP、金属粉末、稳定剂、固化剂和燃速调节剂等，都在大型搅拌机中混合，以形成粘性的浆液。将推进剂浆浇铸到火箭发动机壳体中（图49），并且，心轴（见图48）会沿发动机中心形成一个贯通的空腔。浇铸好的发动机会放入一个大烘箱中，以固化推进剂。在固化过程中，浆体转会成为一种叫做推进剂药柱的硬质橡胶状材料。然后，装满固化推进剂的火箭发动机将进行冷却，并取出心轴，并完成各项最后修整或加工操作。加工好的发动机通常使用

X射线设备（图50）进行检查，以保证推进剂药柱均匀，与壳体各处紧密粘合，且没有裂纹。此外，还可使用额外的无损探伤（NDT）方法（纵梁超声脉冲回波）检查外壳和绝缘层之间粘合线的完整度。

在连续搅拌过程中，将相同的推进剂组分连续进行测量并加入到搅拌室中，将其搅拌混合并连续加入发动机或其他容器中，直到获得所需份量的推进剂为止。此类搅拌混合具有较高难度，因为很难精确测量某些份量较少的组分，例如，某些推进剂混合物所需的固化剂。因此，连续搅拌混合工艺并没有广泛使用。

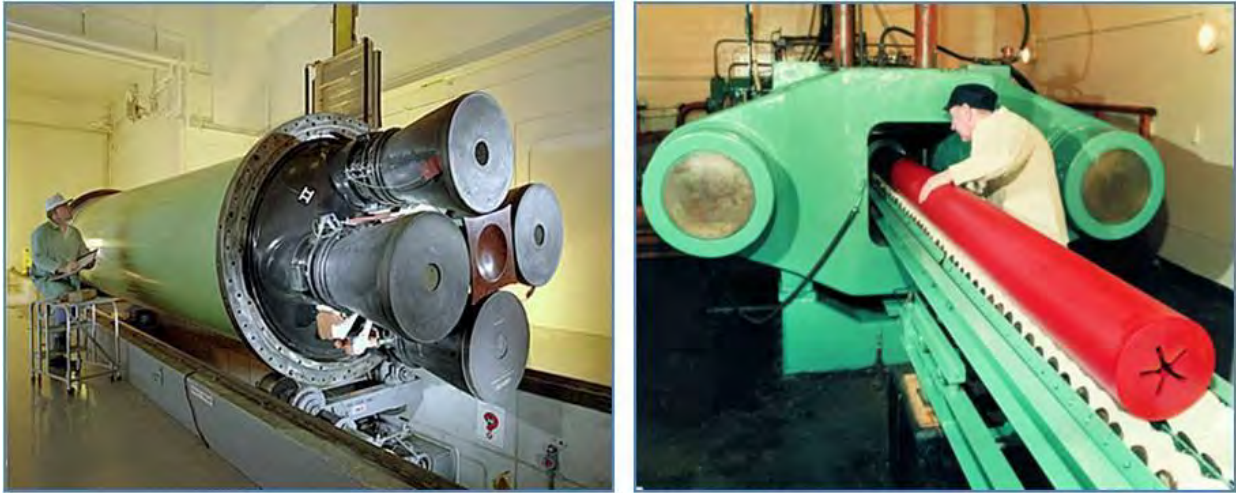
**属性和用途：**生产固体火箭推进剂所需的生产设备和基础设施比较复杂，且很专业。需要各种设施和设备来配制各种推进剂成份，搅拌和搬运推进剂，在发动机壳体内浇铸并且固化推进剂，以及其他专业操作，如冲压、机加工、挤压成型、验收试验等。

**工作原理：**固体推进剂采用两种生产工艺，即间歇搅拌混合或连续

搅拌混合。大多数导弹项目使用间歇搅拌工艺来制造固体火箭发动机推进剂。在单个成分接收和验收之后，



附图49：将液体形式的固体推进剂倒入火箭壳体中，并浇铸成所需的形状。铸件采用液压支架移动，以消除气泡或其他缺陷。（ATK）



附图50：成品发动机正在进行x射线检查，以确保推进剂药柱均匀，与壳体结合，且没有裂纹和其他缺陷。（ATK）

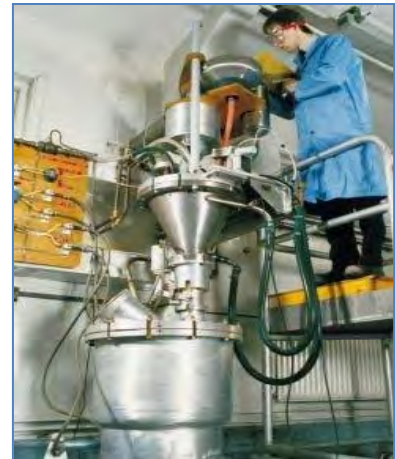
**典型的导弹相关用途：**更好的固体推进剂可提高导弹射程和有效载荷容量。一个国家必须拥有固体推进剂生产设备和验收测试设备，才能发展其在本国生产推进剂的能力，以用于火箭发动机驱动的导弹。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**将采用专门的设备来制造真空，以便于铸造推进剂；在将推进剂倒入火箭发动机壳体时，真空可将空气从推进剂中去除。这些设备的尺寸因火箭发动机的尺寸而异，但其工作原理基本相同。小型发动机的设备和工艺如图4所示。将混合好推进剂从混合容器倒入连接到火箭发动机的大型浇铸漏斗中。浇铸漏斗颈部设有一个大阀门，可将发动机的真空与周围大气条件隔离，使其免遭外部影响。在浇铸漏斗充满推进剂后，阀门就会慢慢打开，允许推进剂进入火箭发动机壳体。有时，会在浇铸/固化坑中浇铸发动机；浇铸/固化坑是一个地下混凝土坑，其内部安装加热线圈。在浇铸作业开始前，整个坑都会清空。与其他专用的推进剂设备一样，铸造设备通常在现场建造；其尺寸取决于发动机的尺寸和铸造作业方式。

固化设备包括大型、电加热或蒸汽加热的烤炉，以及各种大型加热建筑物。此类设备并非特别专业，因为整个过程很简单，只需要在给定的时间内提高发动机的温度即可。大型浇铸/固化坑属于永久性的现场设施。

用于推进剂验收试验的设备与分析化学、材料试验实验室的



附图51：小型发动机的浆铸双基搅拌设备。（British Aerospace Limited）

- 阿根廷
- 巴西
- 中国
- 芬兰
- 德国
- 伊朗
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 西班牙
- 瑞士
- 乌克兰
- 美国
- 比利时
- 加拿大
- 埃及
- 法国
- 印度
- 爱尔兰
- 意大利
- 荷兰
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞典
- 叙利亚
- 英国

## 全球化生产



地对空和空对地导弹。

**外观（如包装所示）：** 固体推进剂生产设备的尺寸决定着其包装。较小的机器会采用减震容器包装，或放置于缓冲托盘上。较大的机器会拆开运输，然后在现场重新组装。其组件分别包装在板条箱中或放在托盘上。

设备相同。此设备用于进行化学测试，以验证其成分；燃烧少量推进剂或试验小型发动机，以验证燃烧速度；并进行拉伸试验，以确保推进剂具有火箭发动机设计所需的物理特性。

固体推进剂表面的加工通常采用大型切削机床完成，并且，这些机床均经过特殊改装，以应对与固体推进剂有关的安全隐患。许多此类机床均专门针对特定的火箭发动机而制造。

用于大型火箭发动机的固体推进剂药柱通常太大，不能使用挤出机直接处理。然而，某些MTCR管制的推进剂会在初步加工步骤中挤出。但是，挤压加工一般限于直径小于0.3米的推进剂药柱，并且更多应用于战术空对空、



4.B.3. 下列设备及其专用部件：

a. 间歇式搅拌机，可在0至13.326千帕的真空范围内搅拌作业，并具备搅拌室温度控制能力，且满足以下所有条件：

1. 总容积为110升或以上；以及
2. 至少有一条“搅拌轴/揉制轴”安装在偏离中心的位置；

**说明：**

在项目4.B.3.a.2中，“搅拌轴/揉制轴”一词不是指团粒破碎机或刀轴。

b. 连续式搅拌机，可在0至13.326千帕的真空范围内搅拌作业，并具备搅拌室温度控制能力，且满足以下所有条件：

1. 两条或以上搅拌轴/揉制轴；或
2. 单一旋转轴，且该旋转轴可振动，且轴上以及在搅拌室的壳体内具有揉制齿/销；

- 阿根廷
- 中国
- 德国
- 伊朗
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

- 巴西
- 法国
- 印度
- 以色列
- 巴基斯坦

全球化生产



**属性和用途：**间歇式搅拌机是一种功能强大的搅拌设备，适用于批量生产非常粘稠的物料。其设计源自面团搅拌机。其目的在于将液体与不同密度的粉末搅拌成为均匀的混合物。

连续式搅拌机是一种强大的搅拌设备，能够以持续的方式工作。它们的搅拌作业量大于间歇式搅拌机，可提供较高的产量。

**工作原理：**间歇式搅拌机的工作原理就像家用电动搅拌机一样。搅拌容器盛住依次加入其中的材料，同时，转动的搅拌叶片则将所有材料混合到一起。温度控制和真空则通过在搅拌容器外安装水套、以及用密封的盖子盖住搅拌容器来实现（图52）。

连续式搅拌机可同时将所有材料以正确的比例送入其搅拌区域。搅拌轴/揉制轴可将持续添加进来的液体和粉末材料进行彻底混合搅拌，并且，搅拌好的均匀混合物则以稳定粘稠流体的形式从大管中逐渐排出。

**典型的导弹相关用途：**间歇式和连续式搅拌机均用于将精确数量的液体和粉末状推进剂组分混合成为非常均匀的混合物。如果混合物被点燃，则会剧烈燃烧，



附图52：420加仑的推进剂搅拌容器。（ATK）

直径1到2米，如图53所示；但是，对于大于450加仑（1700升）的搅拌机来说，其搅拌容器可能要大得多。其采用双层结构；内壁由高度抛光的不锈钢制成，而外壁通常采用冷轧钢材制成，有时还会涂上油漆。内外壁之间的空间用于添加热水/冷水的加热/冷却水套。外壁安装有两个阀门，用于连接进出口水管。搅拌容器通常会焊接到一个矩形的厚钢板箱上，且钢板箱四角均安装有轮子。轮子可能设有凹槽，以将搅拌容器放置到轨道上，便于移动。

有时，所述搅拌容器的上缘为经过机加工的平面，设有一个用于安装O形环（垫圈）的大槽；或者，搅拌机的头部会设有一个或多个这样的槽。该O形环的目的是：在搅拌机处于真空状态下作业时提供有效的密封。叶片总成由两个或三个大型叶片组成，并采用高度抛光的不锈钢制成。大多数总成使用绞桨叶片，其中一个叶片有时会设有一个开口。其他总成则采用软木螺旋形叶片。虽然其在运输包装时不明显，但是，叶片总成以“行星公转/自转”方式运行；简而言之，中心叶片在固定位置旋转，而另一个或两个叶片围绕各自的轴旋转，同时也围绕中心固定叶片旋转。搅拌机的其他部件还包括电动机、齿轮组、搅拌机头、以及支撑结构。

**外观（如包装所示）：**搅拌机可作为整套装置或组件进行运输。作为精密加工设备，搅拌机的叶片要进行包装，以保护其免受损害和受到运输环境的影响。叶片很可能安装在搅拌机的头部和框架总成中，并在运输过程中稳妥放置在隔震材料块中加以保护。搅拌容器属于又大又重的设备，也可能装在大且结实的板条箱中运输。其将牢固固定在板条箱上，以避免损坏。板条箱一般没有显著的特征或品牌。

因此，安全措施至关重要。随后，所生产的混合物将在其他流程进行浇铸和固化，以制造橡胶状的复合物材料，以作为固体推进剂火箭发动机的推进剂。

**其他用途：**如需要生产粘性混合材料，可以使用间歇式和连续式搅拌机。但是，大多数商业应用并不需要项目4.B.3所述的温度控制和真空功能。

**外观（视制造情况而定）：**间歇式搅拌机最独特的部件是搅拌容器和搅拌叶片总成。搅拌容器深度一般0.75米到1.5米，



附图53：固体推进剂正在600加仑的垂直行星式搅拌机中搅拌混合。（Thiokol Corp.）

4.B.3.c可用于研磨或铣削项目4.C中所述物质的流能磨：

- |        |         |
|--------|---------|
| • 澳大利亚 | • 比利时   |
| • 中国   | • 法国    |
| • 德国   | • 印度    |
| • 意大利  | • 日本    |
| • 卢森堡  | • 荷兰    |
| • 新西兰  | • 俄罗斯联邦 |
| • 南非   | • 西班牙   |
| • 瑞典   | • 瑞士    |
| • 乌克兰  | • 英国    |
| • 美国   |         |

全球化生产



**属性和用途：**流能磨（通常称为喷磨机）使用高压空气或惰性气体使颗粒相互碰撞。这种冲击可将材料磨擦成为更小的碎片，直至获得最小的粒度。小于最小粒度的颗粒会排出磨机外，而较大的颗粒则继续铣磨过程。所得到的研磨产品具有紧密的粒度分布；其典型的粒度小于20微米。在这个范围内的粒度很难通过机械磨削工艺获得，因为机械磨削尺寸下限为44微米（325目）。流能磨也能够以更安全的方式研磨炸药材料，如HMX和RDX。

**典型的导弹相关用途：**流能磨可生产细粒度的AP、HMX或RDX粉末，以用作固体火箭推进剂的氧化剂或燃速调节剂。

**其他用途：**流能磨也用于食品、制药、采矿和涂料颜料等行业。

**外观（视制造情况而定）：**流能磨属于机器简单的设备，且没有运动部件。大多数是采用不锈钢制成的扁平、圆柱形装置，高度7厘米至10厘米，直径7厘米至40厘米。其设有入口和出口端口，以用于连接辅助设备，如物料供应料斗、气体入口和产品分离旋流器；这些设备可将研磨好的产品从气流中分离出来。

**外观（如包装所示）：**流能磨（图54）通常会装在装有泡沫塑料或包装材料的板条箱中运输，以在运输过程中对其进行保护。板条箱并没有显著的特征。



附图54: 各种流能磨示例。(The Jet Pulverizer Company)

4.B.3.d.可用于在受控环境中“生产”项目4.C.2.c、4.C.2.d或4.C.2.e中所述球形或原子化材料的金属粉末“生产设备”。

**说明:**

项目4.B.3.d包括:

- 等离子体发生器（高频电弧喷射），可用于在氩水环境中利用该工艺流程获得溅射或球形金属粉末；
- 电爆设备，可用于在氩水环境中利用该工艺流程获得溅射或球形金属粉末；
- 可用于通过在惰性介质（如氮气）中使熔体粉化来“生产”球形铝粉的设备。

**说明:**

- 唯一可用于项目4.C中所述的固体推进剂或推进剂组分、以及项目4.B中所述流能磨的间歇式搅拌机、连续搅拌机是项目4.B.3中所述的搅拌机。
- 在项目4.B.3.d中未涵盖的金属粉末“生产设备”形式将按照项目4.B.2的规定进行评估。

**工作原理:** 如需生产用作导弹推进剂成分的细金属粉末，最常用方法是采用上述项目4.B.3.d“说明”中c分段所述设备的熔融金属工艺。此工艺（也称为气体原子化）扩展性良好，并能够以较高的成本效益制造大量的粉末金属。等离子体发生器和电爆法都属于实际应用中比较新颖的方法，但在生产过程中并没有得到广泛的应用。其目前被视为属于实验室或研发阶段的工艺流程，而熔融金属工艺则属于完全针对大规模生产应用开发的工艺流程。

**典型的导弹相关用途:** 原子化球形金属粉末生产设备可用于生产均匀、细粒度的金属粉末，以用作固体和液体火箭燃料的成分。金属粉末可用于增强发动机的性能特性。粉末金属



在现代复合固体推进剂发动机中有着至关重要的作用。导弹推进剂中加入原子化球形金属粉末可提供更大的推力，从而获得更大的导弹射程和有效载荷容量。

**其他用途：**原子化球形金属粉末生产设备可用于生产许多具有商业用途的金属粉末，包括金属涂料中的颜料和添加剂制造机器的原料。

**外观（视制造情况而定）：**采用上述方法生产原子化球形金属粉末的设备可以轻松采用普通的工业设备组装而成。其中的设备包括：熔化材料所用的熔炉、将金属注入罐内的喷头/喷嘴/坩埚总成、将液态金属喷入其中的大型冷却罐、安装在水箱上用来抽走空气的抽气泵、用于惰性气体填充系统（如储罐和阀门）、旋风分离器、集尘器和产品储罐。

**外观（如包装所示）：**原子化金属粉末的生产设备不会作为整体设备独立运输。相反，与大多数工业设备一样，其组件会拆分、包装，然后再进行运输。小型部件会采用盒装或板条箱保证，并固定在托盘上。罐体则采用盒装，以保护避免出现凹痕。喷头喷嘴采用保护性盒子独立包装。

## 4.C.材料

### 4.C.1.复合推进剂和复合改性双基推进剂。

**属性和用途：**复合推进剂是单独的氧化剂和燃料物质的混合物，都属于颗粒固体（如粉末或晶体），并且由所谓粘合剂的橡胶材料粘合在一起（图55）。其为火箭发动机提供一种化学稳定、结构坚固、可储存、高性能的固体推进剂。复合改性双基推进剂（CMDDB）可能是含有某些双基成分的复合推进剂，也可能是含有某些复合成分的双基推进剂。CMDDB一词也可指代复合推进剂，其中，粘合剂就是一种高能量的双基型材料。双基物质本来就同一分子的不同部分具有燃料和氧化剂，如硝基纤维素和硝化甘油。



附图55：制造用于火箭发动机的复合推进剂。  
(Daicel Chemical Industries, Ltd)

**工作原理：**选定的粘合剂、燃料和氧化剂按特定比例混合，然后直接浇铸（浇铸后固化）到火箭发动机壳体中，或浇注到模具中，以便随后插入壳体中（装上弹药筒）。无论采用哪种方法，固体推进剂的圆柱形块都称为推进剂药柱。在固体火箭发动机内部，推进剂药柱中通常中心开放区域——这就是燃烧发生的地方。或者，会有一个端部燃烧药柱部位。在点燃后，推进剂药柱会在暴露的表面区域燃烧（仅在内部或燃烧端部），同时推进剂药柱与外壳连接，



- 阿根廷
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 朝鲜
- 巴基斯坦
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 台湾
- 美国
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 挪威
- 韩国
- 西班牙
- 瑞士
- 英国

### 全球化生产



以避免其外部表面发生燃烧。其结果是以稳定的速度产生高压、高温废气，然后以极高的速度排出，以提供推力。固体推进剂一旦点燃，就不能再进行节流控制或熄灭，因为其可在没有空气和高温的条件下燃烧。

**典型的导弹相关用途：**复合及复合改性双基推进剂可用于为许多火箭系统提供推进能量，包括弹道导弹和航天运载火箭的各级火箭发动机，此外，还可用于发射巡航导弹和其他无人机的助推发动机。

**其他用途：**固体推进剂也小规模用于战术导弹，有时也用于卫星和航天器。从地球同步转移轨道（GTO）到地球同步地球轨道（GEO）的轨道提升

有时也会通过“远地点反冲发动机”采用固体推进剂来实现。各种空间应用还包括无人登月（约在1965年）和金星轨道插入（麦哲伦，1989年）。

**外观（视制造情况而定）：**典型的固体推进剂在搅拌混合后不久就铸造成药柱，因此，推进剂成品外观要么是单独的药柱，要么是包裹在圆柱形火箭发动机壳体内的药柱；后者的一端通常设有一个锥形喷嘴，以形成一个完整的固体火箭发动机。如果单独考虑推进剂药柱，复合及复合改性双基推进剂都属于坚硬的橡胶状材料，在结构和外观上类似于汽车轮胎（图56）。各种配料（如铝或其他金属粉末）赋予其深灰色的外观；但是，其他添加剂——包括控制弹道和机械性能、以及确保化学稳定性的添加剂——也可能导致颜色变化（从红色到绿色、或从棕色到黑色）。

**外观（如包装所示）：**在推进剂的各种成分混合在一起之后，就会直接倒入发动机壳体（通常是导弹火箭级的外壁），并凝固成一块材料，在发动机内部形成完整的推进剂药柱。因此，这些推进剂只作为主要内部部件装载到火箭发动机内进行运输，通常不会与发动机外壳分开运输。装有弹药筒的系统属于例外情况；其将推进剂的弹药筒装入发动机外壳内，但这种情况通常仅用于小型发动机。



附图56：双基火箭发动机推进剂的样品。  
（Bayern-Chemie GmbH）

用于航天器的固体火箭发动机需要最大限度地提高相对于壳体质量的推进剂数量。因此，此类固体火箭发动机在外形上几乎都是球形，而不是圆柱形，因为，在太空中，空气动力学已不再是个问题（所以，长而窄的外形没有任何优势）。

**附加信息：**复合推进剂中最常用的燃料成分是铝粉；相比其他可能使用的金属粉，它具有更好的性能，且更易于使用。氧化剂组分则可选择高氯酸铵（AP）；其他氧化剂包括非铝金属高氯酸盐、硝酸铵（AN）和二硝酸铵（ADN）。

使用金属高氯酸盐或硝酸铵（AN）会大幅降低性能；因此，其在特种推进剂中仅少量使用。相比高氯酸铵（AP），二硝酸铵（ADN）是一种较新的氧化剂，具有更好的性能，但是，其更难以获得，而且更难以使用。高能炸药HMX和RDX可作为AP的附属物，用以提高推进剂性能。复合推进剂中使用的粘合剂通常是合成橡胶；其中，以端羟基聚丁二烯（HTPB）为最佳。其他粘合剂包括端羧基聚丁二烯（CTPB）、聚丁二烯-丙烯酸聚合物（PBAA）或聚丁二烯-丙烯酸-丙烯腈三元共聚物（PBAN）。弹性体聚酯和聚醚（如聚丙烯乙二醇）也可用作粘合剂。复合改性双基推进剂也可采用硝化甘油或其他硝酸盐酯增塑硝化纤维素作为粘合剂系统。

## 4.C.2.燃料物质，如下：

a. 浓度大于70%的肼（联氨）（CAS 302-01-2）；

b. 肼衍生品，如下：

1. 甲基肼（甲基联氨）（MMH）（CAS 60-34-4）；
2. 偏二甲基肼（UDMH）（CAS 57-14-7）；
3. 一硝酸肼（CAS 13464-97-6）；
4. 三甲基肼（CAS 1741-01-1）；
5. 四甲基肼（CAS 6415-12-9）；
6. N,N 双烯丙基肼（CAS 5164-11-4）；
7. 烯丙基肼（CAS 7422-78-8）；
8. 乙烯二肼（CAS 6068-98-0）；
9. 甲基肼二硝酸盐；
10. 硝酸不对称二甲肼；
11. 迭氮酸肼（CAS 14546-44-2）；
12. 1,1-二甲基叠氮化肼（CAS 227955-52-4） /  
1,2-二甲基叠氮化肼（CAS 299177-50-7）；
13. 二硝酸肼（CAS 13464-98-7）；
14. 二亚胺草酸二肼（CAS 3457-37-2）；
15. 2-羟乙基硝酸肼（HEHN）；
16. 高氯酸肼（CAS 27978-54-7）；
17. 二过氯酸肼（CAS 13812-39-0）
18. 甲基硝酸肼（MHN）（CAS 29674-96-2）；
19. 1,1-二乙基硝酸肼（DEHN）；  
1,2-二乙基硝酸肼（DEHN）（CAS 363453-17-2）；
20. 3,6-二肼基硝酸四氮杂苯（DHTN）；

技术说明：

3,6-二肼基硝酸四氮杂苯也称为1,4-硝酸二肼。

**属性和用途：**肼、MMH和UDMH都属于液体火箭燃料。它们可用于各种需要较高性能和较长存储时间的液体火箭发动机。这三种燃料都被称为“可储存”的燃料，因为它们在室温和常压下仍然保持液体形态（例如，液氢燃料则不属于此类范畴）。肼是一种广泛使用的单推进剂（不含氧化剂）；在催化剂的作用下，其可分解成热气体（氢气、氮气和氨气）。肼与MMH或UDMH燃料混合，可提高性能。

**工作原理：**肼类燃料在与各种氧化剂（如四氧化二氮、硝酸、氯或氟）接触后会自燃。如果用于双推进剂系统，肼通过分解成热气体可释放约一半的能量，然后通过氧化剂燃烧所产生的氢气释放出大约另一半的能量。

- 巴西
- 中国
- 法国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

全球化生产



**典型的导弹相关用途：**肼（ $N_2H_4$ ）有时也称为“纯肼”，以区别于MMH、UDMH、混合物和水稀释溶液。虽然纯肼可使用氧化剂燃烧，但确保其安全燃烧却比MMH更具挑战性。虽然肼比MMH和UDMH具有更高的能量性能，但它比水更容易结冰。MMH和UDMH是首选的导弹燃料，因为它们具有更好的燃烧稳定性；而且，它们可在更大的温度范围内保持液态，如 $-50^{\circ}C$ 到 $+70^{\circ}C$ 。在混合物中加入肼可在不牺牲其储存温度范围的前提下提高其能量性能。MTCR的项目4.C.2.b中所列的其他物质也可用于各种用途的燃料混合物。

肼、MMH和UDMH与四氧化二氮（ $N_2O_4$ 或“NTO”）的组合广泛用于双推进剂火箭发动机。一个切实的考虑是，MMH和NTO具有理想比例，因此可允许使用相同大小的燃料和氧化剂储罐。

在理想条件下，甲基化肼和其他烯丙基肼与 $N_2O_4$ 反应会生成 $CO_2$ 、 $N_2$ 和 $H_2O$ 。但是，在实际的发动机点火中，很少能实现完全燃烧。由于各种原因，包括气门正时以及燃料与氧化剂注射器喷头之间的不完全接触，在双推进剂火箭发动机的脉冲模式（开关）工况下，会存在不完全燃烧，但这却是实现精确机动所必须的。并且，在脉动模式工况下，平均燃烧室温度较低，这也会导致不完全燃烧。

**其他用途：**肼是目前最常用的推进剂，可用于航天器姿态控制和小型卫星机动的小型单推进剂催化推进器。速度变化较大的卫星可将氧化剂与MMH、UDMH或肼燃料混合物配合使用。肼还可用于玻璃、塑料、制药、燃料电池、染料、感光化学品和农用化学品的金属电解电镀，并可作为聚合催化剂和锅炉给水（水处理）和反应堆冷却水中的缓蚀剂。MMH可用于飞机应急电源装置。

**外观（视制造情况而定）：**肼是一种透明液体，凝固点略高于水，约 $2^{\circ}\text{C}$ ，正常沸点为 $114^{\circ}\text{C}$ 。其密度略大于水，为 $1.003\text{ g/cc}$ 。它对皮肤、眼睛和肺有刺激性；如果摄入，则具有很大的毒性。MMH是一种透明液体，凝固点为 $-52^{\circ}\text{C}$ ，正常沸点为 $88^{\circ}\text{C}$ 。这些特性使其成为一种极具吸引力的战术军用导弹燃料。其密度较低，为 $0.87\text{ g/cc}$ ，并且也具有很大的毒性。UDMH具有很大的毒性，是一种透明液体，凝固点为 $-57^{\circ}\text{C}$ ，正常沸点为 $62^{\circ}\text{C}$ ；其密度为 $0.78\text{ g/cc}$ 。

**外观（如包装所示）：**无水肼、MMH和UDMH的分类为易燃液体和有毒物质。

肼产品可使用由铝、300系列不锈钢和钛合金制成的桶或储罐进行储存和运输。小批量订购通常采用便携桶包装，而大批量订购则用铁路罐车运输。肼族燃料的容器已全部用氮气等惰性气体取代空气，以防止污染并减缓氧化。如果适当标签（图57），其容器应标明“易燃”，并具有联合国指定的国际危险货物编号信息。对于无水肼、MMH和UDMH，后者数字的例子分别是UN 2029、UN 1244和UN 1163。此外，还有化学文摘社（CAS）的编号系统。



附图57：34加仑无水肼容器，采用300系列不锈钢制成。

（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））



4.C.2.c. 粒度不到 $200 \times 10^{-6}$  m (200 $\mu$ m) 和97%的铝含量或更高 (按重量) 的球形或球状铝粉 (CAS 7429-90-5), 如果至少10%的总重量由不到63 $\mu$ m颗粒组成; 依据标准为据 ISO 2591-1:1988或同等国家标准;

**技术说明:**

粒度大小63 $\mu$ m (ISO R-565) 对应于250目 (泰勒) 或230目 (ASTM E-11标准)。

4.C.2.d. 任意下列的金属粉末: 锆 (CAS 7440-67-7)、铍 (CAS 7440-41-7)、镁 (CAS 7439-95-4) 或这些金属的合金, 如果至少90%的总粒子 (按粒子体积或重量) 由不到60 $\mu$ m (取决于测量技术, 如: 使用筛子、激光衍射光学扫描) 的颗粒组成; 且由97% (或更高) 任意上述金属 (按重量) 组成, 无论其形状是球形、原子化、球状、片状或研磨粉末状;

**说明:**

如果多模态颗粒分布 (如不同粒径的混合物) 的一个或多个模态受管制, 则整个粉末混合物也受管制。

**技术说明:**

锆 (通常为2%-7%) 中的铪 (CAS 7440-58-6) 天然含量用锆来计算。

4.C.2.e. 硼 (CAS 7440-42-8) 或硼含量85%或以上的硼合金金属粉末, 如果至少90%的总粒子 (按粒子体积或重量) 由不到60 $\mu$ m (取决于测量技术, 如: 使用筛子、激光衍射光学扫描) 的颗粒组成, 无论其形状是球形、原子化、球状、片状或研磨粉末状;

**说明:**

如果多模态颗粒分布 (如不同粒径的混合物) 的一个或多个模态受管制, 则整个粉末混合物也受管制。

4.C.2.f. 高能量密度物质, 可用于项目1.A或19.A中所述的各个系统 (如下文所述):

1. 包括固体燃料和液体燃料的混合燃料, 例如硼浆, 且其重量能量密度为 $40 \times 10^6$  J/kg或更高;
2. 其他高能量密度燃料和燃料添加剂 (如铜精矿、离子溶液、JP-10), 且其体积能量密度为 $37.5 \times 10^9$  J/m<sup>3</sup>或更高 (测量条件: 20°C 和一个大气压 (101.325 kPa))。

**注意:**

项目4.C.2.f.2并不管制采用植物生产的化石精炼燃料及生物燃料, 包括用于经验证的民用航空发动机的燃料, 但专为项目1.A或19.A所述系统而配制的燃料除外。

- 巴西
- 中国
- 印度
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国
- 加拿大
- 法国
- 伊朗
- 巴基斯坦
- ...

### 全球化生产



**属性和用途：**金属铝、铍、硼、镁、和锆是良好的金属燃料颗粒，且粒度应小于 $60 \times 10^{-6}$ 米（ $60\mu\text{m}$ ）。这些金属粉末经常用作提高固体和液体火箭推进剂性能的组成燃料。例如，作为燃料添加剂，铝粉占固体推进剂重量的5%到21%。铝燃料燃烧时，可将推进剂火焰温度升高至 $800^\circ\text{K}$ ，比冲可提高10%。

**工作原理：**金属粉末会在火箭发动机生产过程添加到固体推进剂药柱；或者添加到液体火箭燃料中，以形成浆体。由于这种小金属颗粒的表面体积比非常高，氧化剂会包裹并迅速燃烧每一个金属颗粒，从而在非常高的温度下释放出超高的能量/重量比值。还有专门配方以供导弹使用的高能量密度燃料和燃料添加剂；这些添加剂不使用金属粉末。

**典型的导弹相关用途：**铝粉相对便宜，因此广泛用作固体和液体火箭发动机/发动机的燃料组分，以增加推进剂的比冲，帮助稳定燃烧。铍、硼、镁和锆等金属燃料也可能有所应用，但实际上，它们几乎不会用于与军事导弹相关的用途。一般来说，这些金属燃料很昂贵，搬运过程很危险，且非常难以控制。由于其废气中含有有毒物质，铍发动机目前仅处于开发的高级阶段。

某些高能量密度燃料专门为导弹应用而配制，例如，用于体积有限的巡航导弹的喷气发动机推进剂Jet Propellant 10（JP-10）和某些用作火箭燃料的煤油配方。其他高能量密度材料（如五环辛烷或四环己烷），可作为燃料添加剂，为现有的火箭系统和推进剂获得更多的比冲秒数，但这些材料都很难合成，且批量生产成本非常昂贵。

**其他用途：**铝粉是铝粉喷漆的主要原料。球形铝粉可用作催化剂和涡轮壳体涂料的组分，也可用作泡沫混凝土等建筑材料和增材制造机器的原料。镁主要用于烟火工业。硼有时用于冲压火箭复合式发动机的燃料浆，以及战术导弹的固体燃料冲压发动机。锆已用于一些高密度复合推进剂，以用于体积有限的战术应用。硼和锆都已用于点火装置的点火化合物。

**外观（视制造情况而定）：**铝粉是一种灰色或淡银色粉末。大多数推进剂级铝粉的粒度都在3至100微米之间，但也有较大的尺寸。粒子形状大致为球形。铍、镁和锆也是灰色或淡银色粉末。硼是一种深棕色粉末。硼浆的外观取决于所加入的液体

和硼颗粒大小；但是，其颜色通常是深棕色或黑色。例如，硼与双环戊二烯混合可形成一种潜在的冲压喷气发动机燃料，并可得到一种等同于蜂蜜稠度的棕色巧克力状浆液。各种导弹燃料在外观上都类似于喷气燃料，如火箭推进剂Rocket Propellant 1（RP-1）和JP-10，均为透明的琥珀色液体。

**外观（如包装所示）：**铝粉通常采用容量不超过30加仑的钢桶包装和运输。30加仑的桶装铝粉重约180公斤。其他金属（虽然可能很少见）的包装也与此类似。导弹燃料（如JP-10和RP-1）则可能采用55加仑的桶包装和运输。考虑到火箭系统使用的大量RP-1，其也可能会采用7,000加仑容量的大型油罐拖车进行运输。

**附加信息：**铝的密度为2.7 g/cc，铝粉的容重要小一些；具体取决于颗粒大小。铍及其燃烧产物具有很大的毒性。硼很难点燃。粉末状的锆使用非常危险，因为它会在空气中自燃；因此，锆通常放在水中进行包装和运输。

4.C.2.g. 肼替代燃料，如下：

1. 2-叠氮乙胺（Dimethylaminoethylazide）（DMAZ）（CAS 86147-04-8）。

**属性和用途：**考虑到肼及其衍生物的广泛使用，这些燃料对健康的危害促使人们对具有类似能量性能和物理特性的推进剂进行了大量研究；同时，减少这些推进剂在接触（吸入蒸汽或皮肤接触）时对人的危害。

对于双推进剂火箭推进系统，作为单甲基肼（MMH）和非对称二甲基肼（UDMH）的潜在替代物，2-二甲基氨基乙肼（DMAZ）受到了广泛的关注。DMAZ的密度非常接近于水的密度，同时具有较低冰点（-69° C）和较高的沸点（135° C）。

业界也对其他物质进行研究，以作为纯肼的无毒替代品，以用于单推进剂推进。其中一种替代品由溶解在水中的固体高能材料组成。后者的示例是羟基硝酸铵（HAN）；其是许多试验的主题，但不受项目4.C.2.g的管制。

**工作原理：**DMAZ将会像MMH和UDMH一样进行使用。DMAZ将在液体推进系统中与NTO或IRFNA等可储存的氧化剂组合使用（详见MTCR项目4.C.4）。

**典型的导弹相关用途：**DMAZ的导弹相关用途基本上与MMH或UDMH相同（详见MTCR项目4.C.2.b）。

**其他用途：**不适用。



**外观（视制造情况而定）：** DMAZ是一种无色的液体。

**外观（如包装所示）：** DMAZ将采用桶装，并标记为可燃液体。

#### 4.C.3. 氧化剂/燃料，如下：

与金属粉末或其他高能燃料组分混合的高氯酸盐、氯酸盐或铬酸盐；

**属性和用途：** 如果高氯酸盐、氯酸盐和铬酸盐与任何种类的燃料组分（如粉末金属）混合在一起，都会变得极不稳定，且存在点燃或爆炸的可能。AP是

- 由于存在极端的火灾危险，这些混合物并没有熟知的供应商；但是，许多国家都可以制造和运输这种混合物。



大多数固体推进剂应用中的首选氧化剂；由于存在相关的燃烧危险，其很少大量与燃料组分一起混合运输。但是，这些混合物会装在诸如点火装置之类的部件中或装在小包装（大约3公斤）中运输。

**工作原理：** 在燃烧过程中，高氯酸盐、氯酸盐和铬酸盐中的氧气会释放出来，使其能够燃烧推进剂混合物中的高能燃料。由于氧气均匀地分布在混合物中，即使没有空气的情况下，也会燃烧得很快，并且，一旦点燃就无法熄灭。

**典型的导弹相关用途：** AP通常与铝粉混合用于固体火箭发动机。其它

氧化剂和燃料的混合物通常用于导弹点火或延迟装置，很少用于导弹的其他目的。

**其他用途：** 如果与粉末金属混合，高氯酸盐、氯酸盐或铬酸盐可用于照明弹和燃烧装置等商业用途。

**外观（视制造情况而定）：** 这些材料的颜色会因所用的氧化剂和燃料而异。可能存在许多组合，但最有可能的组合（AP和铝粉）是浅灰色的材料，具有非常细腻的纹理。

**外观（如包装所示）：** 高氯酸盐，氯酸盐或铬酸盐与粉末金属混合时，会产生极端的火灾或爆炸危险，并且不太可能采取这种混合物形式进行运输。相反，它们会与粉末金属或其他高能燃料成分隔离运输，然后在浇铸到发动机之前再混合在一起。

#### 4.C.4. 氧化剂物质，如下：

可用于液体火箭发动机的氧化剂物质，如下：

1. 三氧化二氮（CAS 10544-73-7）；
2. 二氧化氮（CAS 10102-44-0）/四氧化二氮（CAS 10544-72-6）；
3. 五氧化二氮（CAS 10102-03-1）；
4. 混合氮氧化物（MON）；
5. 抑制红烟硝酸（IRFNA）（CAS 8007-58-7）；
6. 由氟和一种或多种其他卤素、氧或氮组成的化合物；

#### 说明：

项目4.C.4.a.6并不管制气态三氟化氮（NF<sub>3</sub>）（CAS 7783-54-2），因为其不可用于导弹。

#### 技术说明：

混合氮氧化物（MON）是四氧化二氮/二氧化氮（N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/NO<sub>2</sub>）中的一氧化氮（NO）的溶液，可用于导弹系统。有一系列组合物可以表示为MON<sub>i</sub>或MON<sub>ij</sub>，其中<sub>i</sub>和<sub>j</sub>是表示混合物中一氧化氮百分比的整数（例如MON<sub>3</sub>包含3%的一氧化氮，MON<sub>25</sub> 25%的一氧化氮。上限是MON<sub>40</sub>，按重量计算是40%）。

**属性和用途：**氧化剂可提供氧气或卤素，以燃烧任何火箭发动机的燃料。导弹将燃料和氧化剂一起携带，因此不再依赖于大气中的氧气，从而可以在太空中运行。此外，进入导弹发动机的氧化剂流量往往比进气口所能达到的大气氧捕获速率要大得多。

**工作原理：**在液体推进剂火箭发动机中，氧化剂和燃料分别从不同的燃料箱中输入，然后在高压下注入燃烧室，并混合后点燃。在任一种情况下，热量都会使氧原子或卤素原子从所提供的氧化剂分子中分离出来，从而促进燃料燃烧。有些液体推进剂属于自燃类型；这意味着，它们一旦接触，就会自发反应。由此产生的热气体通过火箭喷嘴加速喷射而出，从而产生推力。

MTCR的项目4.C.4.a中所述的氧化剂非常活跃，并且会与通常与之配对的燃料（通常是肼和相关燃料）发生自燃。自燃反应可使火箭发动机的开关只需简单控制阀门开闭，无需在燃烧室内设置单独的点火装置，从而实现超高的可靠性。由于没有单独的点火装置，自燃液体火箭发动机的尺寸可不受限制（大小均可），并且，重新启动的次数也没有特别的限制。因此，可实现重复精确机动操作。常用的自燃推进剂的另一个特点是，在环境温度下，它们通常是液体；这与液氧不同。由于相对方便，这些推进剂被称为“地球可储存推进剂”，或简称为“可储存推进剂”。自燃可储存推进剂的一个显著缺点是，

其对人体极其有害，并且，它们会与大多数通常用于推进剂储存的容器材料发生反应，或使之降解。

#### 典型的导弹相关用途：

**三氧化二氮**（ $N_2O_3$ ）在常压下为黑色液体，在 $3.5^\circ\text{C}$ 以上会分解，并在 $-102^\circ\text{C}$ 结冰。 $N_2O_3$ 通常不会用作导弹推进剂。

**四氧化二氮**（ $N_2O_4$ ）也称为二氧化氮（ $NO_2$ ），是两个二氧化氮（ $NO_2$ ）气体分子的二聚体。 $NO_2$ 和 $N_2O_4$ 可形成平衡，在较高的温度和较低的压力下，会与 $NO_2$ 产生较大的离解作用。当这两种分子共存时，该液体通常会称为 $N_2O_4$ 或 $NO_2$ 。在正常大气压和温度下（ $-11^\circ\text{C}$ 到 $+21^\circ\text{C}$ ）， $N_2O_4$ 是液体。这种较小的温度范围使得 $NO_2$ 在需要储满大量推进剂的系统中不切实际，比如移动和战术导弹。但是，其已成功用于航天运载火箭——在发射前不久填装，并且，还可用于温度控制环境下的导弹，如发射井（美国的泰坦导弹就是基于发射井的导弹，也是一种航天运载火箭）。

- 巴西
- 中国
- 法国
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国
- 全球（硝酸）
- 只有俄罗斯联邦、瑞典和美国曾生产ADN。

全球化生产



为了降低 $NO_2$ 的冻结温度，通常会加入一氧化氮（ $NO$ ），从而得到混合氮氧化物（ $MON$ ），用 $MON-i$ 表示，其中 $i$ 是表示 $NO$ 所占百分比的数字。虽然常用燃料的是 $MON-3$ ，但也有火箭发动机已使用 $MON-1$ 、 $MON-10$ 、 $MON-15$ 和 $MON-25$ 等燃料。这些推进剂为绿色液体，具有较高的蒸气压力和较低的冷冻温度，可以用于战术导弹等终端用途。

**五氧化二氮**（ $N_2O_5$ ）在液体火箭发动机中通常不用作氧化剂，因为其常压和常温下是固体。

**抑制红烟硝酸**（ $IRFNA$ ）具有高密度和低冰点等特性；其是一种常用的硝酸氧化剂，可用于战术导弹和某些弹道导弹。硝酸（ $HNO_3$ ）通常广泛以浓缩水溶液销售，例如70%的硝酸（非推进剂）。水可以用 $NO_2$ 取代；在这种情况下，可获得红烟硝酸（ $RFNA$ ），因为部分 $NO_2$ 很容易以红棕色气体的形式进入气相。添加其他物质的目的在于抑制红烟硝酸（ $RFNA$ ）对推进剂储罐和其他金属部件的腐蚀，因此，为了明确起见， $IRFNA$ 有时也会称为“腐蚀抑制红烟硝酸”。

**三氟化氯**（ $ClF_3$ ）和**氟化过氯酰**（ $ClO_3F$ ）是两种最常见的卤素类氧化剂。因为它们属于剧毒的高能氧化剂，所以很难搬运。因此，除了技术开发之前，其应用甚少。其他卤素间氧化剂已经开发和测试，但是，

出于成本、运输和安全考虑，均未投入使用。例如，五氟化氯（ $\text{ClF}_5$ ）和氟氧化合物（ $\text{ClF}_3\text{O}$ ）很难安全生产，而且不容易获得。其开发的初衷是，氟/胂是一种非常高性能的推进剂组合，但氟必须保持在其沸点（ $-188^\circ\text{C}$ ）以下，以防止其沸腾，因此，将其作为战术导弹的氧化剂不切实际。氯也一样。世界各地的导弹不太可能会使用卤基氧化剂。

**其他用途：** $\text{N}_2\text{O}_4$ 和MON-3通常用于卫星、科学航天器和轨道机动系统，通常会在储罐壁上安装电阻加热器，以防止结冰。二氧化氮（ $\text{NO}_2$ ）和 $\text{N}_2\text{O}_4$ 是所有硝酸生产的前驱体，并且用作农用化学品、塑料、纸张和橡胶的硝化剂。 $\text{N}_2\text{O}_5$ 用于制造炸药，是一种有机化学硝化剂。

浓硝酸是IRFNA的主要成分，主要用于制药和炸药。

氯和氟有许多商业用途。氯广泛用于净水、消毒或漂白材料，并用于制造许多重要的化合物，包括氯仿和四氯化碳。 $\text{ClF}_3$ 用于核燃料再处理、半导体制造；而 $\text{ClO}_3\text{F}$ 则用作变压器的气体介质。

**外观（视制造情况而定）（在标准温度和压力下测量）：** $\text{NO}_2$ 是一种红棕色气体；而 $\text{N}_2\text{O}_4$ 由于含有平衡态的 $\text{NO}_2$ ，在典型的环境温度下则为一种红棕色液体。根据温度和压力， $\text{NO}_2$ 和 $\text{N}_2\text{O}_4$ 能以不同的比例形成平衡。 $\text{N}_2\text{O}_4$ 的密度为 $1.43\text{ g/ml}$ ，冰点为 $-11^\circ\text{C}$ ，沸点为 $+21^\circ\text{C}$ 。

由于在平衡态的 $\text{NO}_2$ 和 $\text{N}_2\text{O}_4$ 中加入一氧化氮（ $\text{NO}$ ），混合氧化物（MON）液体呈现绿色。其冰点比 $\text{N}_2\text{O}_4$ 低。绿色的外观通常只能通过玻璃器皿看到，因为当蒸发条件允许时（例如，从一个开放的容器蒸发到大气中），整个外观将以 $\text{NO}_2$ 蒸汽的红棕色为主。

红烟硝酸（RFNA）是一种近无水硝酸，可在高浓度二氧化氮的作用下稳定下来。大约15%的二氧化氮通常会溶解在酸溶液中，但可以添加更多的二氧化氮来增加液体的密度。最大密度硝酸（MDNA）是56%  $\text{HNO}_3$ 和44%  $\text{N}_2\text{O}_4$ 的硝酸。由于硝酸对大多数非贵金属材料（化学反应的材料）都具有腐蚀性，所以，要加入少量（约0.75%）氢氟酸（HF）作为缓蚀剂来产生IRFNA。如果将IRFNA储存在不锈钢或铝容器中，HF会形成保护氟化物，从而降低容器壁的腐蚀速率。IRFNA会在 $-65^\circ\text{C}$ 左右结冰，并且会在 $+60^\circ\text{C}$ 左右沸腾。在常温下，其密度约为 $1.55\text{ g/ml}$ ，具体取决于 $\text{N}_2\text{O}_4$ 的添加量。

氟是一种淡黄色、强腐蚀性、有毒的气态卤素元素。其通常被认为是所有元素中反应性最强的元素。其冰点为 $-220^\circ\text{C}$ ，沸点为 $-188^\circ\text{C}$ ，属于低温液体。其在液相中的比重是 $1.108\text{ g/ml}$ （在沸点时）。

氯气是一种极具刺激性的黄绿色气体，能与几乎所有其他元素

结合。其主要由氯化钠电解生产。其冰点为 $-101^{\circ}\text{C}$ ，沸点为 $-35^{\circ}\text{C}$ ，属于低温液体；其比重为 $1.56\text{ g/ml}$ （ $-34^{\circ}\text{C}$ ）。

**五氟化氯**（ $\text{ClF}_5$ ），在一个大气压下在 $-14^{\circ}\text{C}$ 沸腾，并且必须加压才能在典型的环境温度下保持液体的形态。在 $+25^{\circ}\text{C}$ 时，其密度较高，为 $1.78\text{ g/ml}$ 。因为三氟化氯（ $\text{ClF}_3$ ）在 $+12^{\circ}\text{C}$ 沸腾，所以，它比 $\text{ClF}_5$ 更容易运输，但在运输时仍然必须加压。五氟化溴（ $\text{BrF}_5$ ）在 $+40^{\circ}\text{C}$ 沸腾，但其他特性，如冲击敏感性、毒性、腐蚀性和较低的比冲电势，使其成为一种不太切合实际的推进剂。

**三氟化氮**（ $\text{NF}_3$ ）是一种低温氧化剂，在 $-130^{\circ}\text{C}$ 沸腾，且其正常沸点密度为 $1.55\text{ g/ml}$ 。四氟化氮（ $\text{N}_2\text{F}_4$ ）具有较高的密度和沸点，但也属于低温范畴。

**外观（如包装所示）：**硝酸、**NTO**和**MON**通常储存在特制的不锈钢罐中。同时也可以兼容铝罐和管道。用于运输这些化学品的包装通常会使用标识文字、警告、标签和符号进行标记。由于与相对较低沸点相关的较高蒸汽压力，**NTO**和**MON**必须装在有压力的容器中运输。

**IRFNA**通常储存在专门准备的铝罐中并使用该容器运输。同时也兼容不锈钢罐和管道。

如果适当标签，其容器应标明“氧化剂”，并具有联合国指定的国际危险货物编号信息。后者编号的例子是**UN 1067**和**UN 2032**，分别用于**NTO**或**MON**，以及**RFNA**或**IRFNA**。此外，还有一个CAS编号系统，例如，**10102-44-0**同时指**NO<sub>2</sub>**和**N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>**。

氯和氟等外来推进剂属于低温液体，具有极高的反应性和毒性。因此，其运输和处理受到严格的管制。不能使用普通的金属容器进行装运。过冷和增压的储罐需要以液体形式运输。在低温条件，二氧化氧（ $\text{OF}_2$ ）可以储存在特制的玻璃内衬不锈钢储罐中。



4.C.4.b.可用于固体推进剂火箭发动机的氧化剂，如下：

1. 高氯酸铵（AP）（CAS 7790-98-9）
2. 二硝酰胺胺（ADN）（CAS 140456-78-6）；
3. 亚硝胺类（环四甲撑四硝胺）（HMX）（CAS 2691-41-0）；环三亚甲基三硝胺（RDX）（CAS 121-82-4）；
4. 硝仿肼（HNF）（CAS 20773-28-8）；
5. 2,4,6,8,10,12-六硝基六氮杂异伍兹烷（CL-20）（CAS 135285-90-4）。

- |       |         |
|-------|---------|
| • 比利时 | • 中国    |
| • 丹麦  | • 法国    |
| • 芬兰  | • 德国    |
| • 印度  | • 荷兰    |
| • 挪威  | • 俄罗斯联邦 |
| • 西班牙 | • 瑞士    |
| • 乌克兰 | • 阿联酋   |
| • 英国  | • 美国    |
| <br>  |         |
| • HNF |         |
| • 荷兰  | • 美国    |

全球化生产



**属性和用途：**固体氧化剂可提供燃烧固体火箭发动机燃料所需的氧气。通过一起携带燃料和氧化剂，火箭无需依赖于大气中的氧气。硝基胺本身不是氧化剂；它们是添加到推进剂中的烈性炸药，以提高推进剂的性能。

**工作原理：**固体氧化剂与燃料混合均匀后，混合物浇铸到火箭发动机内。燃烧过程中会分解出氧气，可用于迅速燃烧可用燃料，并通过将所产生的气体以极高速度排出，以产生推力。

**典型的导弹相关用途：**AP是大多数现代固体推进剂配方中使用的氧化剂。根据配方的不同，其可能占推进剂重量的50%到85%。

ADN是固体推进剂的氧化剂。这种材料的使用方式类似于AP。

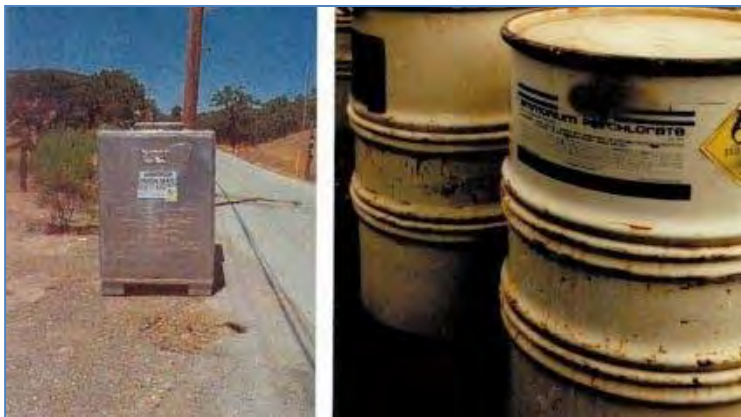
HMX（有时称为八角硝胺）和RDX（有时称为旋风炸药），是一种高能炸药，通常添加到固体推进剂，以降低燃烧温度并减少烟雾。HMX或RDX所占推进剂重量比例通常少于30%。

HNF是一种用于固体火箭推进剂的高能氧化剂；其具有很高燃烧效率，由于不含氯，在与现代粘合剂结合使用时，对生态的影响非常小。2,4,6,8,10,12-六硝基六氮杂异伍兹烷比HMX性能强20%左右。

**其他用途：**AP可用于炸药、烟火、分析化学以及蚀刻和雕刻。ADN没有已知的商业用途。HMX和RDX已用于弹头、军用和民用爆炸物以及油井管道焊割器。HNF没有航空航天/火箭推进剂以外的已知商业用途。

**外观（视制造情况而定）：**AP是一种白色或灰白色结晶固体（视纯度而定），外观与普通食盐相似。ADN是一种白色、蜡状、晶体状固体，可能会以片晶或小圆球的形式存在。HMX和RDX是白色晶体材料，类似于非常精盐。HNF是一种类似长针状的黄色结晶材料，但是，后续已研发出粒状结构。2,4,6,8,10,12-六硝基六氮唑硅烷是一种晶体材料。

**外观（如包装所示）：**AP通常采用30或55加仑的聚乙烯内衬桶包装和运输，并标明氧化剂或爆炸符号标记。图58显示了两种不同类型AP容器及其标记。ADN的包装与运输方式与AP类似。HMX和RDX通常放在水或酒精中包装和运输（因为其干燥的形式很容易爆炸），采用30加仑或55加仑内衬聚乙烯桶装运，且桶上标有氧化剂或爆炸符号标记。



附图58：两个不同的高氯酸铵容器。（The Charles Stark Draper Laboratories & Kerr McGee）

**附加信息：**AP的平均粒径一般为200到400微米（70到40目）。AP的密度为1.95 g/cc，但体积密度较小，并会随颗粒大小而变化。在融化前，AP会剧烈分解。AP的化学式为 $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ 。ADN的密度为1.75 g/cc，记录熔点为92 - 95 °C。ADN的化学式是 $\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$ 。

HMX和RDX的粒径一般在150到160微米（100-80目）

之间。HMX的密度为1.91 g/cc，熔点为275 °C，化学式为 $\text{C}_4\text{H}_8\text{N}_8\text{O}_8$ 。RDX的密度为1.81 g/cc，熔点为204 °C，化学式为 $\text{C}_3\text{H}_6\text{N}_6\text{O}_6$ 。HMX和RDX在熔点温度下也会剧烈分解。

#### 4.C.5. 聚合物，如下：

- a. 端羧基聚丁二烯（包括羧基端聚丁二烯）（CTPB）；
- b. 端羟基聚丁二烯（包括端羟基聚丁二烯）（HTPB）；  
（CAS 69102-90-5）；
- c. 缩水甘油基叠氮化物聚合物（GAP），包括端羟基GAP；
- d. 聚丁二烯丙烯酸（PBAA）
- e. 聚丁二烯丙烯酸丙烯腈（PBAN）（CAS 25265-19-4 / CAS 68891-50-9）
- f. 聚四氢呋喃二醇（TPEG）。

#### 技术说明：

聚四氢呋喃二醇（TPEG）是1,4-丁二醇与聚乙二醇（PEG）（CAS 25322-68-3）的嵌段共聚物。

- 中国
- 法国
- 印度
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**这六种聚合物是固体火箭发动机推进剂中用作粘合剂和燃料的化学物质。它们是在发动机制造过程中聚合而成的液体，以形成弹性矩阵，将固体推进剂成分结合在橡胶状聚合复合材料中。它们也作为燃料燃烧，并有助于整体推力。GAP是这个分组中唯一的高能聚合物。其可通过在燃烧过程中的分解来提供能量。

**工作原理：**间歇式搅拌机（或者，在少数情况下，用于大规模生产的连续搅拌机）用于按特定比例将火箭发动机推进剂成分小心混合到聚合物中。然后，充分混合的粘性材料浇铸到火箭发动机壳体中，在其中聚合并附着在火箭发动机壳体内的内衬或绝缘层上。最终获得一个装满固体推进剂的火箭发动机。

**典型的导弹相关用途：**这些聚合物物质可用于生产固体火箭发动机和混合火箭发动机的固体推进剂。它们还可用于生产用于发射巡航导弹和其他无人机的新型固体火箭发动机。这些结合剂对发动机性能、抗老化、耐储存性能、推进剂加工和可靠性都有很大影响。

虽然所有这些材料都是潜在的固体推进剂粘合剂，但是，HTPB是首选粘合剂。目前，没有任何现场部署的弹道导弹系统使用GAP或PBAA。由于其优越的机械性能和抗老化特性，CTPB和PBAN已在很大程度上取代了PBAA。

**其他用途：**PBAN没有任何商业用途。HTPB广泛应用于沥青、电子等领域，并可作为密封胶使用。



**外观 (视制造情况而定)：**这六种聚合材料是透明、无色、粘性液体。在生产时，抗氧化剂以1%或更少比例添加，以提高储存期；它们赋予材料一种颜色，具体从浅黄色到深棕色不等。这种颜色取决于所使用的抗氧化剂的种类和数量。

这六种液体的粘度从轻糖浆到重糖浆不等。GAP几乎没有气味，且比重为1.3 g/cc；此外，聚丁二烯基聚合物具有独特的类石油气味，密度略低于水 (0.91 g/cc至0.94 g/cc)。



附图59：一种运输钢桶，用于聚丁二烯-丙烯酸-丙烯腈 (PBAN) 的运输。  
(The Charles Stark Draper Laboratories)

**外观 (如包装所示)：**这些液体通常使用55加仑的钢桶装运。钢桶内部通常涂有环氧漆或其他材料，以防止生锈。如果使用不锈钢桶来运输液体，则不需要涂层。可根据装运数量使用较小或较大的容器；如需进行大批量运输，也可选择油罐车。图59显示了PBAN在其运输钢桶中的示例。

4.C.6. 其他推进剂添加剂和助剂，如下：  
粘合剂，如下：

1. 三 (1- (2-甲基) 氮丙啶) 氧化磷 (MAPO) (CAS 57-39-6) ；
2. 1,1',1''-trimesoyl-tris (2-ethylaziridine) (HX-868, BITA) (CAS 7722-73-8) ；
3. Tepanol (HX-878) 为四乙撑五胺、丙烯腈与缩水甘油 (CAS 68412-46-4) 的反应物。
4. Tepan (HX-879) 为四乙撑五胺与丙烯腈 (CAS 68412-45-3) 的反应物。
5. 具有异眼基、三甲基、异氰尿酸基或三甲基二甲基主链的多官能氨基氮杂环丙烷也具有2-甲基或2-乙基叠氮啶基；

说明：

项目4.C.6.a.5包括：

1. 1,1'-Isophthaloyl-bis (2-甲基氮丙啶) (HX-752) (CAS 7652-64-4) ；
2. 2,2,4,6-tris (2-ethyl-1-aziridiny) -1,3,5-三氮杂苯 (HX-874) (CAS 18924-91-9) ；
3. 1,1'-trimethyladipoylbis (2-ethylaziridine) (HX-877) (CAS 71463-62-2) 。

**属性和用途：**推进剂粘合剂可用于改善粘合剂和氧化剂之间的粘合或附着力，通常为AP。这个过程可大幅提高推进剂的物理性能，并提高其承受应力和应变的能力。粘合剂通常只与HTPB推进剂一起使用。某些粘合剂可与CTPB或PBAN推进剂一起用作固化剂或交联剂。

•**MAPO**

- 法国
- 日本
- 美国

- 印度
- 俄罗斯联邦

•**BITA、Tepanol和Tepan、PAA**

- 美国
- 美国是这些材料的主要生产国和供应国，但是，一些欧洲和亚洲国家也可能拥有生产许可证；并且，这些材料可能会更加广泛生产，因为这些材料的组成属于开源信息，且其生产方法并不难复制。

全球化生产



**工作原理：**在混合操作过程中，添加到推进剂中的粘合剂比例通常小于0.3%。该粘合剂会与AP反应，在AP颗粒表面生成非常薄的聚合物涂层。这种聚合物涂层可充当AP和HTPB粘合剂之间的粘合层。其分子结构基本保持不变。

**典型的导弹相关用途：**推进剂粘结剂可用于聚合固体火箭发动机推进剂（氧化剂粘合剂）。MAPO是CTPB预聚体的固化剂，也是HTPB预聚体的粘合剂。BITA是HTPB的一种粘合剂。Tepan也是HTPB的一种粘合剂。多官能团叠氮烯酰胺（PAA）是HTPB的一种粘合剂，也是CTPB、PBAN的一种增稠剂。

**其他用途：**MAPO仅用于固体火箭推进剂。BITA与HTPB一起用于商业领域，特别是电子领域，作为CTPB预聚体的密封剂和固化剂。Tepanol和Tepan只用于固体火箭推进剂。PAA可用于商业领域的粘合剂。

**外观（视制造情况而定）：**MAPO是一种略带粘性的琥珀色液体。其具有一种非常独特的辛辣气味。在与酸和AP接触时，它会发生剧烈的聚合反应。其沸点在0.004巴的压力条件下为1200°C；其密度为1.08 g/cc，化学式为C<sub>9</sub>H<sub>18</sub>N<sub>3</sub>OP。BITA是一种淡黄色粘性液体；当温度低于160°C时，BITA是一种灰白色的蜡状固体。BITA并没有明确的熔点，密度为1.00 g/cc，化学式为C<sub>21</sub>H<sub>27</sub>N<sub>3</sub>O<sub>3</sub>。Tepanol是一种深黄色的粘性液体。其有一种像氨气一样非常强烈的气味。Tepan的粘性比Tepanol小得多，但是，它们在所有其他方面的属性都一样，包括像氨气一样非常强烈的气味。PAA与BITA类似。

**外观（如包装所示）：**MAPO采用标准的1-55加仑钢罐或钢桶进行包装和运输。BITA、Tepanol、Tepan和PAA包装在1加仑的钢罐中，并且，这些钢罐通常用干冰包装在隔热容器中运输，并在0°C或更低的温度下储存，以保持其保质期。

4.C.6.b 固化反应催化剂，如下：三苯基铋（TPB）  
（CAS 603-33-8）

- 法国
- 日本
- 瑞士
- 美国



**属性和用途：**固化剂和催化剂可用于固体火箭发动机的聚合过程；换言之，它们可使液体聚合物和其他固体推进剂成分的粘性混合物固化成橡胶状的复合材料，并附着在发动机外壳的内衬或隔热层上。

**工作原理：**在HTPB中加入少量TPB，可以触发一种相对温和的化学反应，即聚合反应。HTPB的分子结构基本保持不变，但由于分子交联，材料由液态转变为固态。

**典型的导弹相关用途：**TPB可用作HTPB固体火箭推进剂的固化催化剂。

**其他用途：**TPB可用于某些塑料材料。

**外观（视制造情况而定）：**TPB是一种白色到浅褐色的结晶粉末。TPB的密度为1.7 g/cc，熔点为78°C，化学式为C<sub>18</sub>H<sub>15</sub>Bi。

**外观（如包装所示）：**由于其对光的敏感性，TPB通常采用棕色玻璃容器包装。这些容器的容量从几克到5公斤不等。在大量装运时，TPB可用聚乙烯袋装在纤维包装袋或硬纸板箱内运输。

4.C.6.c.燃速调节剂, 如下:

1. 碳硼烷、十硼烷、五硼烷及其衍生物;

2. b. 二茂铁衍生物, 如下:

a. 双丙烷 (CAS 37206-42-1);

b. 乙基二茂铁 (CAS 1273-89-8);

c. n-丙基二茂铁 (CAS 1273-92-3) / 异丙基二茂铁 (CAS 12126-81-7);

d. n-丁基二茂铁 (CAS 31904-29-7);

e. 戊基二茂铁 (CAS 1274-00-6);

f. 双环戊基二茂铁 (CAS 125861-17-8);

g. 二环己基二茂铁;

h. 二乙基二茂铁 (CAS 1273-97-8);

i. 二丙基二茂铁;

j. 二丁基二茂铁 (CAS 1274-08-4);

k. 十二烷二茂铁 (CAS 93894-59-8);

l. 乙酰基二茂铁 (CAS 1271-55-2) / 1,1'-二乙酰二茂铁 (CAS 1273-94-5);

m. 二茂铁羧酸 (CAS 1271-42-7) / 1,1'-二茂铁二羧酸 (CAS 1293-87-4);

n. 巴得辛 (CAS 125856-62-4);

o. 可用作火箭推进剂燃速调节剂的其他二茂铁衍生物;

**说明:**

对于含有一个与二茂铁分子相连的六碳芳香族功能团的二茂铁衍生物, 项目4.C.6.c.2.0并不进行管制。

**属性和用途:** 燃速调节剂为固体火箭推进剂的化学添加剂; 它能改变燃料的燃烧速率。其目的是确保火箭发动机的燃烧时间符合要求。

**工作原理:** 在生产过程中添加到火箭发动机推进剂中的燃烧速率调节剂数量均经过严格控制。

**典型的导弹相关用途:** 燃速调节剂添加到推进剂中, 以燃烧速率, 并可允许设计人员调整推力剖面, 以满足各种要求。

**其他用途:** 某些硼烷衍生物可用作烯烃聚合、水处理的催化剂, 用于医药工业的疾病诊断和治疗, 还可用于橡胶硫化剂的商业用途。

**外观 (视制造情况而定):** 双丙烷是一种微粘稠的暗红色液体, 但在薄膜中呈黄色, 在白布或纸上呈黄色斑点。其是六种异构体的混合物, 都具有较高的沸点。它不溶于水, 但可溶于大多数有机溶剂。它的密度为1.145 g/cc, 略大于水的密度。双丙烷的化学式是C<sub>27</sub>H<sub>32</sub>Fe<sub>2</sub>。双丙烷是2,2'-bis (ethylferrocenyl) propane的商用名称, 可能是推进剂工业中应用最广泛的二茂铁化合物。所有二茂铁衍生物都含有铁, 并添加到含有AP的推进剂中

- 双丙烷生产国
  - 美国
- 二茂铁衍生物生产国
  - 中国
  - 法国
  - 德国
  - 日本
  - 俄罗斯联邦
  - 瑞士
  - 英国
  - 美国
- 硼烷衍生品生产国
  - 法国
  - 俄罗斯联邦
  - 英国
  - 美国
- 巴得辛生产国
  - 法国

全球化生产



AP。

二茂铁及其衍生物为橙黄色结晶粉末。它们是具有三明治结构的有机金属化合物。

正丁基二茂铁和其他二茂铁衍生物的外观与二茂铁相似。二茂铁在类别I的导弹上的应用要少于其在小型战术导弹中的应用。其可提高推进剂对摩擦和静电放电意外点火的敏感性。

巴得辛独特无二，因为它既是HTPB粘合剂，也是一种燃速调节剂。它是一种粘度非常高的液体，类似于非常浓稠的深色玉米糖浆或糖浆。

碳硼烷、脱硼烷、五硼烷及其衍生物都是无色透明的液体，没有明显的臭味。固体推进剂中最常用的碳硼烷衍生物是正己基碳硼烷和丙酸碳硼烷甲酯。一些研究表明，碳硼烷可能会导致神经损伤。脱硼烷和五硼烷的碱金属盐为白色粉末。大多数硼烷衍生物的密度比水小，且有毒。硼烷衍生物可用于在固体推进剂中产生极高的燃速。硼烷衍生物的生产极其昂贵。它们很少用于弹道导弹推进剂。

**外观（如包装所示）：**所有这些材料都会装在容量1加仑到55加仑不等的钢桶容器中进行运输。

## 4.C.6.d.酯类与增塑剂, 如下:

1. 二缩三乙二醇二硝酸酯 (TEGDN) (CAS 111-22-8);
2. 三羟甲基乙烷三硝酸酯 (TMETN) (CAS 3032-55-1);
3. 1,2,4-丁烷三醇三硝酸盐 (BTTN) (CAS 6659-60-5);
4. 二乙二醇二硝酸酯 (DEGDN) (CAS 693-21-0);
5. 4,5 双苄基叠氮-2-甲基-1,2,3-三唑 (iso-DAMTR);
6. 硝基乙胺 (NENA) 基增塑剂, 如下:
  - a. 甲基-NENA (CAS 17096-47-8);
  - b. 乙基-NENA (CAS 85068-73-1);
  - c. 丁基-NENA (CAS 82486-82-6);
7. 二硝基增塑剂, 如下:
  - a. 双 (2,2-二硝基) 乙缩醛 (BDNPA) (CAS 5108-69-0);
  - b. 双 (2,2-二硝基) 二甲氧基甲烷 (BDNPF) (CAS 5917-61-3);

- 任何国家都有能力生产这些产品。任何国家可建立硝化工厂 (例如, 用于生产炸药) 都可以生产各种硝酸盐酯。

## 全球化生产



**属性和用途:** 这些硝酸盐酯也称为硝化增塑剂, 属于固体火箭推进剂的添加剂, 用于提高燃烧速度。

**工作原理:** 硝酸盐酯和硝化增塑剂是液体炸药; 其含有足够的氧来支持自身燃烧。它们通常会添加到含有 HMX 和铝的高性能推进剂, 以使其实现更高的性能。

**典型的导弹相关用途:** 可在双基推进剂中加入硝酸盐酯和硝化增塑剂, 以提高推进剂的推进能量。因为增塑剂不会与固化剂反应, 且在低温下保持液态; 所以, 它们可确保固体推进剂在低温条件下不易开裂或收缩。

**其他用途:** 硝酸盐酯可用作军用和商用炸药的成分。

**外观 (视制造情况而定):** 硝酸盐酯是一种致密的油性液体, 颜色从透明到微黄色不等。

**外观 (如包装所示):** 硝酸盐酯可采用5到55加仑的钢桶装运, 且桶上应标有炸药标签。除BTTN外, 这些硝酸盐酯在装运时均未稀释, 除非最终用户要求用溶剂进行稀释。由于其对震动的敏感性, BTTN采用二氯甲烷或丙酮稀释运输。在用二氯甲烷稀释时, BTTN会散发出氯仿的甜味。在用丙酮稀释时, 它会散发出一种像指甲油的气味。如添加稳定剂 (通常为1.0%左右), 硝酸盐酯呈现深红色。



4.C.6.e. 稳定剂，如下：

1. 2-硝基二苯胺（CAS 119-75-5）；
2. N-甲基-p-硝基苯胺（CAS 100-15-2）。

• **2-NDPA**

- 法国
- 日本
- 瑞士
- 英国
- 美国

• **MNA**

- 瑞士
- 英国
- 美国

全球化生产



晶固体，密度为1.15 g/cc，熔点为74-76°C。2-NDPA的化学式为C<sub>12</sub>H<sub>10</sub>N<sub>2</sub>O<sub>2</sub>。在光照下，2-NDPA会变成深橙色。

MNA也是一种亮黄色结晶固体，密度为1.20 g/cc，熔点为152-154°C。MNA的化学式为C<sub>7</sub>H<sub>8</sub>N<sub>2</sub>O<sub>2</sub>。

**外观（如包装所示）：**在少量运输时，2-NDPA和MNA会采用棕色玻璃容器装运，因为它们对光线敏感。在大量运输时，它们可包装在聚乙烯袋中、然后放在纤维箱或纸板箱内运输。

**属性和用途：**2-硝基二苯胺（2-NDPA）和N-甲基-p-硝基苯胺（MNA）是一种添加剂，可抑制或减少含有硝酸盐酯或硝化纤维素的火箭燃料分解。此类推进剂也称为双基、复合改性双基或交联双基推进剂。

**工作原理：**这些稳定剂可改变推进剂内部的化学环境，以减少其组分的分解。

**典型的导弹相关用途：**这些稳定剂可减少复合推进剂所受到的老化影响。因此，它们可增加固体推进剂导弹的有效寿命。

**其他用途：**2-NDPA可用作炸药中的硝化甘油稳定剂。它广泛应用于军工行业。MNA没有已知的商业用途。

**外观（视制造情况而定）：**纯态的2-NDPA为亮黄色结

4.C.7 专用配方的“凝胶推进剂”，适用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述的系统。

技术说明：

“凝胶推进剂”指的是使用硅酸盐、高岭土（粘土）、碳或任何聚合物凝胶剂的燃料或氧化剂配方。

注意：项目4.C中包含的CAS编号属于“技术说明”。对于附件中CAS编号的使用，请参考简介章节（f）。

- 中国
- 德国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**凝胶推进剂在贮存时表现如同固体推进剂，在使用时表现如同液体推进剂。凝胶推进剂结合了固体火箭推进剂易于搬运和储存时间更长等优点，以及液体火箭发动机节流、控制推力和重新启动的能力。凝胶推进剂比固体或液体推进剂具有更好的比冲。

**工作原理：**凝胶推进剂火箭的增压级可提供所需的压力，以驱使凝胶推进剂进入燃烧室。上面级将

包含一些输送高压气体的方法，可能采用氢气，或者使用固体推进剂气体发生器，以将凝胶推进剂注入燃烧室。如使用固体推进剂气体发生器来产生压力，则储罐需要某种形式的隔热罩。

**典型的导弹相关用途：**由于比液体或固体燃料的密度低，因此，凝胶推进剂可用于减少总起飞总量。凝胶推进剂可提供更高的灵敏度，同时产生最少烟雾，因此仅具有较低的轨迹信号。凝胶基火箭推进剂可以提供最佳组合——允许像液体推进剂发动机一样调整推力，最大限度地提高武器续航能力和性能，同时像固体火箭发动机一样提供更长的保存期限和更高的战备状态。

**其他用途：**不适用。

**外观（视制造情况而定）：**凝胶推进剂是一种透明的稠化液体，颜色从透明到黄色，且非常稳定。

**外观（如包装所示）：**不适用。



## 4.D.软件

4.D.1. 专门设计或修改的“软件”，以用于项目4.C中所述材料的“生产”和搬运的设备（如项目4.B中所述）之操作或维护。

- |           |         |
|-----------|---------|
| • 阿根廷     | • 澳大利亚  |
| • 奥地利     | • 比利时   |
| • 巴西      | • 保加利亚  |
| • 加拿大     | • 中国    |
| • 捷克共和国   | • 埃及    |
| • 芬兰      | • 法国    |
| • 德国      | • 希腊    |
| • 印度      | • 伊朗    |
| • 以色列     | • 意大利   |
| • 日本      | • 卢森堡   |
| • 荷兰      | • 新西兰   |
| • 朝鲜      | • 巴基斯坦  |
| • 波兰      | • 俄罗斯联邦 |
| • 斯洛伐克共和国 | • 南非    |
| • 韩国      | • 西班牙   |
| • 瑞典      | • 瑞士    |
| • 叙利亚     | • 乌克兰   |
| • 英国      | • 美国    |

全球化生产



于搅拌混合推进剂成分，从而产生粘性浆液。软件用于控制工艺过程的真空水平、冷却和混合时间。注入发动机壳体后，推进剂必须在高温下固化一定的时间。这些固化参数对于稳定机械性能至关重要，并且通常采用软件操作的烘箱或固化室进行控制。用于评估固体推进剂的分析设备也依赖于自动设备来确定

**属性和用途：**如项目4.B所述，制造液体推进剂所需的生产设备在化工和石油工业中属于很常见的设备。这些工业生产的过程控制软件可用于液体推进剂生产设施，并可经过修改以适应推进剂的独特性能。液体推进剂可能具有毒性，存在搬运危险，且高度易燃或可支持燃烧。专门为生产这些推进剂而设计的过程控制软件可以降低风险，并实现一致的输出。

用于液体推进剂验收实验室的分析设备基本上是自动化设备。这种现成的测试设备无需修改操作软件就能进行可靠和准确的分析。

固体推进剂生产设备主要是用于批量作业的流能磨，用于生产特定粒度的氧化剂。金属粉末生产设备用于生产

项目4.C.2.c、4.C.2.d和4.C.2.e中所述的燃料添加剂。这些系统可以使用专门设计的过程控制软件来维护适当的过程参数。天平（模拟或数字）可用于测量推进剂成分（燃料、氧化剂、粘合剂、抑制剂、稳定剂、燃速调节剂和固化剂）的精确数量。计算机控制的真空混合系统可用

其化学成分。点燃推进剂样品，然后使用弹式量热计和红外光谱仪对推进剂进行性能分析。此外，还会使用计算机辅助应力/应变测试和测量设备，对固体推进剂样品的机械强度和承受应力和应变的能力进行评估。X射线成像可用于评价推进剂的空隙度和推进剂/内衬粘合的完整性。这些系统可将相关数据输入推进剂生产有关的质量控制软件。

**工作原理：**该软件安装并加载到和PC或PLC一样大小的计算机中，以控制指定的过程。用于控制机电阀门和其他化工厂设备的软件都可用于管理液体推进剂的液体输送、热管理和其他过程。该软件可用于管理固体推进剂搅拌机、金属粉末生产设备和固化工位的工艺参数。数控机床用于研磨和加工固体推进剂发动机芯材的表面，以去除发动机芯轴取出时留下的废物。在先进的设施中，所有单独的过程控制器和计算机都联网到一个控制中心，然后在控制中心对整个操作进行监控。

**其他用途：**许多用于液体和固体推进剂的生产软件都可用于商业用途，并可经过修改以支持推进剂的生产。某些软件用于特定的过程/机器，并没有其他已知的用途。

**外观（视制造情况而定）：**通常，这种软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种技术（包括文件）可通过计算机网络传送。

## 4.E.技术

4.E.1. 据通用技术说明，用于项目4.B和4.C中所述设备或材料的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**推进剂技术是开发或使用项目4.B中所述设备所必需的知识，以生产或使用项目4.C中所述的液体或固体推进剂生产材料。这些知识包括液体或固体推进剂组分的配方和制造、推进剂组分的混合比例、机器和工艺操作参数、图纸、手册和培训等。这些知识通常会被视为属于所涉及的特定设备或过程的专有知识。

**工作原理：**液体推进剂生产装置的设计技术可从化学工程教科书中获得。任何拥有化学或石油工业的工业国家都具有基本和专门的知识。管制的内容是专门设计、制造和使用液体推进剂生产所需组件的知识的获取或传播。

与固体推进剂生产相关的技术更加专业化。特定固体推进剂的配方和工艺参数可能为国家/制造商专有并受到管制。为满足组分及/或最终推进剂的生产要求而对流能磨、粉末金属生产设备或搅拌机所进行的任何修改均受到管制。

寻求发展本国推进剂生产能力的国家可能有几种选择。该国可将其作为一项交钥匙工程从第三方购买这项技术。该国可以利用化学或石油工业经验方面的现有知识，并聘请具有修改推进剂生产设备方面专门知识的顾问进行指导。第三个选择是派遣技术人员到其他国家接受培训，从零开始，直接获得该工艺流程的专业知识。

**典型的导弹相关用途：**这项技术用于生产驱动导弹的推进剂。

**其他用途：**不适用。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。

类别II - 项目5  
预留供将来使用

## 类别II - 项目6

结构复合材料、热解沉积  
和致密化以及结构材料的  
生产



## 类别II - 项目6：结构复合材料、热解沉积和致密化以及结构材料的生产

### 6.A. 设备、总成和组件

6.A.1. 专门设计用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述系统及项目2.A或20.A中所述子系统的复合结构、层压板及其制造。

- |       |         |
|-------|---------|
| • 中国  | • 丹麦    |
| • 法国  | • 德国    |
| • 以色列 | • 印度    |
| • 日本  | • 俄罗斯联邦 |
| • 南非  | • 瑞典    |
| • 英国  | • 美国    |

#### 全球化生产



**属性和用途：**复合材料和层压板可用于制造火箭和无人机部件；并且，这些部件通常比金属或其他材料制成的部件更轻、更强、更耐用。

**典型的导弹相关用途：**复合材料和层压板通常用于弹道导弹或无人机的关键结构部件，包括巡航导弹。用途包括固体火箭发动机壳体、级间机构、机翼、进气口、喷嘴、隔热罩、鼻尖、结构件和框架。

**其他用途：**复合结构几乎可制成任何形状，以满足各种需要。它们可以提高产品的制造速度，并使最终产品配置具有更大的灵活性。

相比对应的金属材料，复合材料根据需求制造，以满足方向强度需求，减少重量。其可用于民用飞机和军用飞机，作为军用车辆的装甲，还可用于娱乐产品（滑雪板、网球拍、船艇和高尔夫球杆）、汽车零部件、笔记本电脑、智能手机，以及基础设施（桥梁维修和混凝土强化）。

**外观（视制造情况而定）：**复合材料可塑造成其所浇铸的物体、芯轴或模具的形状。用于制造复合材料的强化剂通常会在物体表面形成类似纹理的图案，尤其是在使用预浸渍布时。即使不使用布料，可能仍然存在胶带的线形图案。有时可使用油漆和凝胶涂料掩盖这种图案。

**外观（如包装所示）：**复合材料结构的包装与结构件的包装类似，使用泡沫或其他材料进行保护，以确保其免遭表面磨损或变形应力。

6.A.2. 含有下列所有特性的多次浸渍热分解（碳-碳）组分：

- a. 设计用于火箭系统；并且
- b. 可用于项目1.A或19.A.1中所述的系统。

- 法国
- 印度
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

全球化  
生产



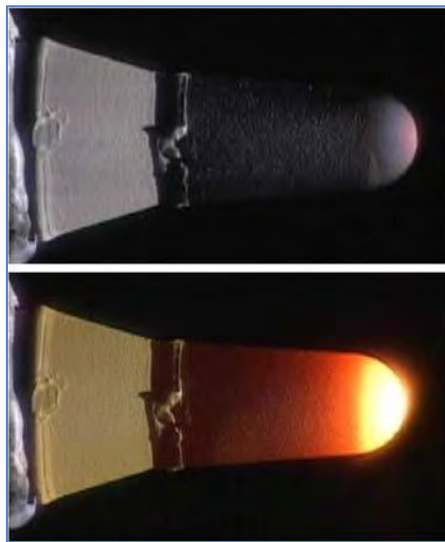
**属性和用途：**碳-碳复合材料是一种碳纤维复合材料，通常采用沥青、人造丝或聚丙烯腈（PAN）制成，并以碳（或石墨）为主。其通常采用高含量的碳树脂作为初始基体，然后通过高温将非碳元素驱出。它具有轻量化、高度耐热、耐热冲击和可塑性强等特点。

**典型的导弹相关用途：**碳-碳材料可用于火箭发动机出口锥尾和喷嘴，以及再入飞行器（RV）的喷嘴、隔热罩和控制表面前缘——这些部件都必须抵抗高温和烧蚀的影响。附图60展示了涂覆层状碳化硅的碳-碳鼻锥 300秒电弧喷射试验的结果。在极端高温条件下，锥体结构没有发生明显的质量或尺寸变化。

**其他用途：**碳-碳结构可用于军用和民用飞机的应用，如高温制动蹄片，以及其他需要高强度和低重量的应用，如机翼根部。其也可用于在恶劣条件下（通常为高温制造环境）需要保持长寿命的工具，例如用于钢材浇注的钢水包、用于高温炉的加热器、热玻璃处理工具和热压工具。

**外观（视制造情况而定）：**专为火箭系统设计的典型碳-碳材料为黑色；由于采用织物强化，其表面会有图案。鼻尖和火箭喷嘴通常采用块料和坯料加工，或可根据特定形状编织成形。

**外观（如包装所示）：**在机加工前，块状碳-碳材料足够坚固，可用填装器包装，然后装在硬纸板箱中运输。加工好的零件则需要小心包装，因为尽管这些零件耐破坏（抗冲击），但很容易被刨或刮伤。



附图60：高温对碳-碳鼻锥的影响可以在15秒（上图）和295秒后观察到。  
(Ultramet Advanced Materials Solutions)

## 6.B.测试和生产设备

6.B.1. 下述用于“生产”结构复合材料、纤维、预浸材料或预制件的设备，可用于项目 1.A、19.A.1或19.A.2中所述的系统，以及为此而专门设计的部件和附件：

a. 纤维缠绕机或“纤维/丝束缠绕机”，其纤维定位、包裹和缠绕运动可在三个或多个轴上协调和编程，且设计用于使用纤维或丝状材料制造复合结构或层压板，并可进行协调和编程控制；

- 法国
- 意大利
- 荷兰
- 英国
- 德国
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



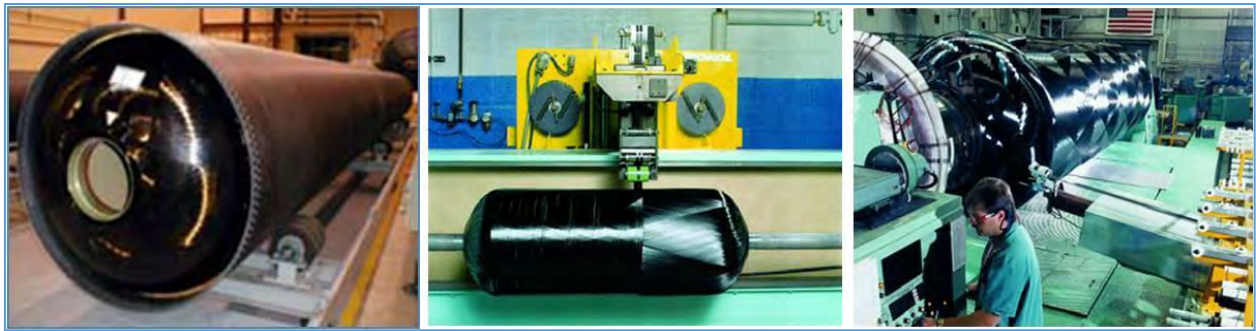
**属性和用途：**纤维缠绕机和纤维/丝束铺设机可将涂有环氧树脂或聚酯树脂的纤维/丝束按规定的模式铺设在旋转芯轴上，以制造高强度/重量比的复合部件。纤维缠绕机的外观和操作有点像车床。纤维/丝束铺设机拥有许多不同的配置，包括龙门架、立柱或机器人，具体取决于零件的尺寸和几何复杂性。缠绕作业完成后，零部件需要某种形式的固化过程，以固定环氧树脂或树脂系统。固化在烤箱、高压釜或水力釜中进行。

**工作原理：**纤维缠绕机和纤维/丝束铺设机都需要芯轴来提供适合的几何形状，以制造相应的部件。在进行纤维缠绕时，芯轴安装在机器上并旋转。当旋转时，机器以精确的模式将连续的纤维从供应线轴拉到芯轴的外表面。连续纤维丝束可进行预浸渍，或通过环氧树脂或聚酯树脂浴。在纤维/丝束铺设过程中，芯轴可旋转或处于固定位置。在加热和施加压力的同时，纤维/丝束铺设机的头部将预浸渍或干燥的树脂“长丝带”从线轴上铺设到芯轴上。与纤维缠绕机不同，通常会根据零件几何形状在预定的位置对“长丝带”切割。在缠绕后，将芯轴及其上铺设好的部件从机器上取下，然后进行固化处理，再将部件从芯轴上取下。常见芯轴类型包括水溶性蛛丝/石膏芯轴、分段式可折叠芯轴。大型固体火箭发动机外壳通常采用水溶砂芯轴制造。有时也会使用不可拆卸的衬套。例如，金属内衬压力容器采用金属衬套作为芯轴制成；在完工后，芯轴直接留在缠绕好的壳体内。

**典型的导弹相关用途：**纤维缠绕机和纤维/丝束铺设机可用于制造火箭发动机壳体、推进剂储罐、压力容器和有效载荷护罩。所制成的结构件具有高强度和低重量等特点，从而能够增加导弹射程和有效载荷重量。

**其他用途：**纤维缠绕机和纤维/丝束铺设机可用于生产飞机部件，如尾翼稳定器、机翼部件和机身。其可用于制造液态天然气罐、热水罐、压缩天然气罐、高尔夫球杆杆、网球拍和钓竿。

**外观（视制造情况而定）：**纤维缠绕机和纤维/丝束铺设机随所制造零件的尺寸而变化。纤维缠绕机可用于制造直径10厘米的零件；缠绕机尺寸约1米x2米x7米，可固定在桌面上。大型部件（如大型火箭发动机级）的缠绕机直径约3米，长度约8米，重可达数吨（图61）。先进的缠绕机采用计算机数控，可对复杂的形状进行缠绕加工，以满足特殊的要求。



附图61：左侧：采用先进的纤维缠绕机生产的石墨环氧外壳。（ATK）中间：桌面纤维缠绕机。（Thiokol Corp.）右侧：多股纤维的纤维缠绕机。（Ibid）

**外观（如包装所示）：**纤维缠绕机的尺寸决定它们的包装。较小的机器会采用减震容器包装，或放置在与其它包装隔离的缓冲托盘上。更大的机器会拆开进行运输，然后在现场重新组装，且组件会单独包装在板条箱或托盘中。



6.B.1.b. “铺带机”，其定位和铺带运动可在两个或多个轴上协调和编程，且设计用于制造复合机身和导弹结构；

说明：

出于项目6.B.1.a与6.B.1.b的目的，将采用以下定义：

1. “纤维带”是指由完全或部分浸渍树脂制成且具有单一连续宽度的纤维带、丝束或纤维。完全或部分树脂浸渍的“纤维带”包括那些涂有干粉且在加热后会产生粘性的纤维带。
2. “纤维/丝束缠绕机”和“铺带机”是执行类似过程的机器；它们使用计算机辅助引导的机头将一个或几个“纤维带”铺在模具上，以制造各种部件或结构。这些机器能够在铺设过程中切断和重新启动个别的“纤维带”铺设过程。
3. “纤维/丝束缠绕机”能够铺设一个或多个宽度小于或等于25.4毫米的“纤维带”。这是指机器所能铺设的材料的最小宽度，不管机器的最高性能如何。
4. “铺带机”能够铺设一个或多个宽度小于或等于304.8毫米的“纤维带”，但不能铺设宽度小于或等于25.4毫米的“纤维带”。这是指机器所能铺设的材料的最小宽度，不管机器的最高性能如何。

- 法国
- 意大利
- 荷兰
- 英国
- 德国
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



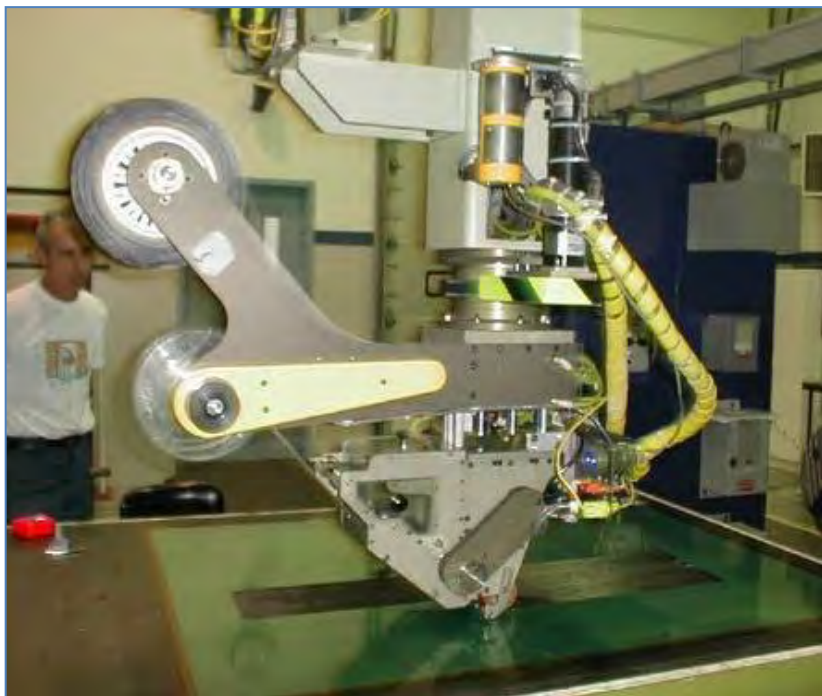
**属性和用途：**铺带机拥有多种尺寸和配置。用于制造机身和导弹结构的铺带机类似于龙门式铣床。其不会移除材料，而是将“纤维带”铺设在芯轴上。适合使用这些机器的部件须有足够的渐变轮廓或角度，以允许使用够厚或够宽的“纤维带”。这些机器不同于纤维/丝束铺设机所生产的零部件的几何复杂性；如果零部件有较大的凹面或凸面、以及需要铺设较窄“纤维带”的混合区域，则需要使用纤维/丝束缠绕机。

**工作原理：**铺带机的工作原理是将预浸料单向的“纤维带”铺设在芯轴上，并且，芯轴决定所生产的零部件形状。与纤维缠绕机不同，在铺设过程中，这些“纤维带”在预定位置进行切割，具体取决于零件的几何形状或设计要求。曲率小的结构件使用更大宽度（约30厘米）的纤维带。中等到大曲率的结构件则使用较小宽度的纤维带，或将纤维带应用于相对于曲率主方向的偏置位置上。



**典型的导弹相关用途：**铺带机可用于制造再入飞行器的隔热罩、控制表面、级间隔板和其他非旋转体的中等曲率外壳。

**其他用途：**铺带机广泛应用于军事和商业航空航天工业，以用于制造机翼蒙皮和机身部分；在这些部分，为了确保强度和安全性，需要精确定位和铺设“纤维带”。这些零部件尺寸通常很大，且具有平的、或曲率适中的表面轮廓。



附图62：自动铺带机机头。（Automated Dynamics）

**外观（视制造情况而定）：**铺带机的尺寸随所制造的零件尺寸而变化。机床可能采用操作员辅助作业，也可能采用计算机数控（CNC）。数控机床设有一个键盘，以输入所需的复合材料数据。机床的主要特点是长平台，长度为1米到2米的（用于制造小零部件）和10米（用于非常大的零部件）。带钢工作台和龙门架的大型机床重量可达1000到2000吨。图62展示了一个铺带机的示例。

**外观（如包装所示）：**铺带机的尺寸决定它们的包装。较小的机器会采用减震容器包装，或放置在与其它包装隔离的缓冲托盘上。更大的机器会拆开进行运输，然后在现场重新组装，且组件会单独包装在板条箱或托盘中。

6.B.1.c.多向、多维编织机或交织机，包括用于编织、交织纤维以制造复合结构的适配器和修改套件；

**说明：**

项目6. b.1.c并不管制并非改造用于所述用途的纺织机械。

- 法国
- 德国
- 日本
- 荷兰
- 美国

- 在许多国家，都可以轻易购买到不受控制且已改装好的编织机，以用于低端用途。

全球化生产



**属性和用途：**多向、多维度的编织机可用于将纤维相互连接，以形成复杂的复合结构件。编织机可提供一种通用的方法，以生产多向材料预制件。其目的是在复杂的预成型结构中，系统地沿着预期的应力线铺设纤维，从而使零部件比其他方法所生产的零部件更坚固和更轻量化。

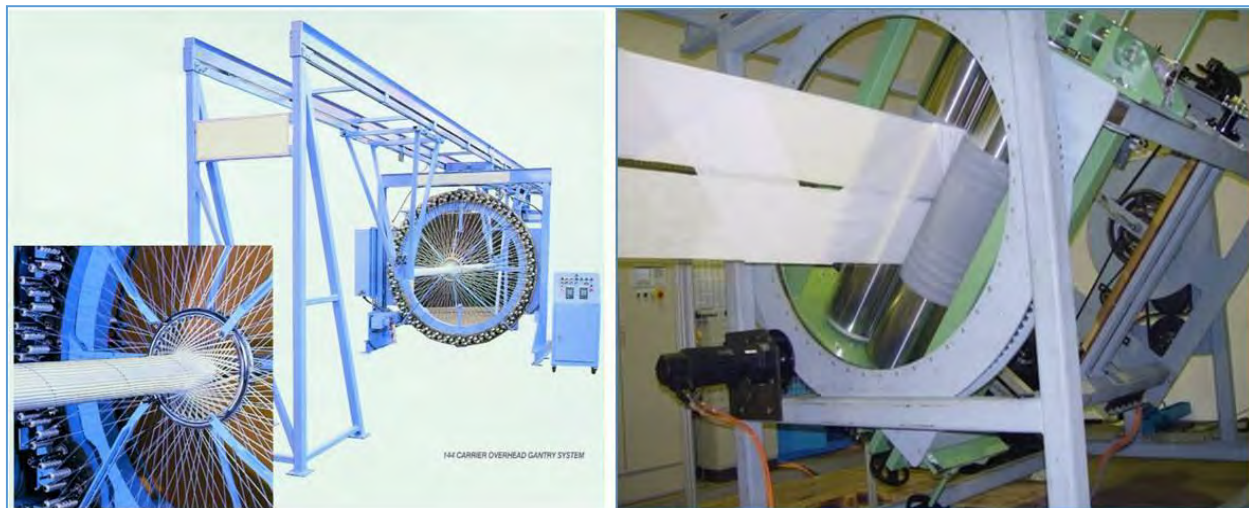
编织机需要复杂的操作机制来连接纤维，并且，每台机器内都集成了线轴和旋转/运动机构。有些机器（特别是用于再入飞行器隔热罩的机器）安装在平台上，并且至少在一个方向依靠刚性杆来稳定编织几何形状。对于用于生产三维（3D）极面预成型零部件的编织机，进行编织作业所需的基础网络组件包括：带专门设计孔型的穿孔板、普通板、金属棒、编织针、收缩叶片；并且，如果工艺完全自动化，则还包括操作编织针和收缩叶片所需的机器。用于其它编织类型的子组件取决于机器的具体设计。

**工作原理：**在一个系统中，首先在机器上安装一个编织心轴。芯轴总成旋转时，管状纤维输送系统将周向纤维连续铺设在编织部位；该系统包括纤维张紧装置和缺失纤维探测器。在编织网形成的每个饼状廊道上，径向编织针穿过廊道，在端口内侧捕获径向纤维，并返回到端口外侧，在端口外侧形成锁定针，防止径向纤维在后续操作中移动。这个过程将持续进行，并通过最终花边完成作业。

交错编织机将两种或两种以上的纤维系统按偏置方向缠绕在一起，形成一个整体结构，而不是像缠绕作业那样仅沿纵向进行缠绕。因此，交错编织材料不同于机织纤维和针织纤维的地方在于：纤维引入织物的方法和纤维交织的方式。

**典型的导弹相关用途：**多方向、多维度的编织机可用于制造关键的导弹部件，如再入飞行器鼻尖、火箭发动机壳体 and 暴露在高温和应力条件下的火箭喷嘴。

**其他用途：**编织机可用于制造各种复杂的复合部件，如飞机螺旋桨、风车桅杆、滑雪板、电线杆和各种体育用品。



附图63：左侧：一种144载体的龙门架式交错编织机。（Wardwell Braiding Machine Co.）右侧：一种正在研制中的多方向编织机样机。（MD Fibertech Corp）

**外观（视制造情况而定）：**编织机在其旋转工作台上设有一个工作区，还有一个杆网；杆网穿过穿孔板，以进行纤维编织。工作区被轴串的纤维分配器以及编织针和交织针所包围。执行编织作业的驱动马达、凸轮和推杆也安装在机器的主框架上。

用于制造小零件的编织机可能长2米，宽1米。用于制造大零件的编织机，如果水平布置，可能长达10米；如果垂直布置，可能高达10米。交错编织机可安装在地板上，或者设有支撑主轴的龙门架——预制件作业就在主轴进行。无论采用何种布置，纤维都通过以主轴为圆心的大轮径向输送至主轴。控制面板位于龙门架中央，以监测预制件作业进程。

**外观（如包装所示）：**编织机的包装取决于其尺寸。较小的机器可以完全装在板条箱里。较大的机器组件会拆开进行运输，然后在现场重新组装；且其组件会单独包装在板条箱或托盘上运输。可能会用一个大板条箱来包装机架。在运输和搬运过程中，所有部件都有适当的防冲击和防震保护。

6.B.1.d.设计或修改用于生产以下纤维或丝状材料的设备，如下：

1.转换聚合纤维（如聚丙烯腈、人造丝或聚碳硅烷）的设备包括在加热过程中对纤维时间应变的专用设备；

- 德国
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**聚合物纤维是制造碳纤维和陶瓷纤维的前驱体。这些前驱体的质量直接影响材料性能和最终产品的成品率差异。从聚合物到碳纤维或陶瓷纤维的转化通过在受控环境中加热和拉伸前驱体来实现。本部分所管制的设备可用于加热、拉伸和控制纤维加工的环境。

**工作原理：**采用聚丙烯腈（PAN）为原料制备碳纤维的一般工艺流程如下。

线轴上的PAN纤维加载到一个经轴架，以供给生产线使用。在进入氧化炉之前，聚合纤维被展平，形成束带或片材。聚合物链的交联从这个步骤开始。纤维的密度会增加，且碳含量在50%到65%之间。然后，碳化反应发生在高温熔炉中；熔炉会提供惰性气体（氮气或氩气），以防止氧气降解纤维。在纤维通过这些熔炉时，其重量和体积都会减小。根据碳化炉的数量和最终暴露温度的不同，纤维的碳含量变化可能在93%到99%之间。在整个过程中，纤维的张力或拉伸对最终产品的机械性能至关重要。

**典型的导弹相关用途：**该设备用于转化和张紧聚合物纤维，以生产用于导弹用途的纤维——对于这些应用来说，高强度和低重量至关重要。这些纤维可用于导弹制造，以提高发动机外壳、整流罩和推进剂储罐的强度，同时减轻重量，以增加导弹的射程和有效载荷能力。

**其他用途：**该设备可用于转化聚合物纤维，以用于多种用途，包括飞机结构部件、轮胎、高尔夫球杆和船艇壳体。

**外观（视制造情况而定）：**很难统一描述用于转化聚合纤维的设备外观，因为设备布局的方式多种多样。具体布局通常根据生产大楼量身定做，且占地面积相当大。最引人注目的项目是其中许多精密辊轴及其控制机构。辊轴的直径通常为8厘米至20厘米，



长30厘米至120厘米，大小与使用辊轴的烤箱有关。驱动辊轴用于在受控的张力条件下缓慢地将前驱体纤维拉过烤箱。驱动辊轴通常由抛光不锈钢或镀铬钢制成，其驱动方式可以使纤维丝保持恒定的张力，也可通过预先编程的速度拉动纤维丝，使纤维丝在加工过程中伸长。因此，辊轴可由轴上的单个电机驱动，也可由一个电机驱动的主轴上的齿轮按比例驱动。

机器的设计可允许纤维多次通过加热区，精确控制纤维的速度、各炉区的温度和施加在纤维上的张力。纤维必须经过多个此类熔炉，因为这个过程需要多种不同的反应。典型的纤维拉丝烤炉系统设有许多辊轴和炉内独立加热区。设备的大小差别很大。

通常，会采用垂直处理烘箱系统进行更高温度的热处理。然而，从聚合纤维生产碳纤维或其他耐火纤维需要进行多种不同的处理，因此要求使用多台设备。典型的要求包括：具有关键编织品处理系统的低温炉和具有纤维处理能力的高温炉，以便将纤维转化为最终状态。

**外观（如包装所示）：**生产碳纤维所需的烤箱、熔炉和加工设备的包装因其尺寸、重量和对环境因素的敏感性而异。通常，实验室中所用的设备可以整体装箱，并通过铁路或卡车运输。为商业用途而设计的大型熔炉通常必须以零部件的形式运输，然后在现场组装。但是，有些熔炉的直径太大，必须作为特大货物进行特殊搬运。这些大型熔炉的重量接近1000吨或以上。

#### 6.B.1.d.

2.在加热后的纤维基板上进行各种元素或化合物气相沉积的设备；

- 德国
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

全球化  
生产



**属性和用途：**气相沉积设备可在纤维丝上涂一层非常薄的界面涂层。这些界面涂层会改变纤维丝的性能。金属镀层可导电，并增加耐磨性；陶瓷涂层可保护纤维不与大气或邻近材料发生反应。涂层还可以提高纤维与基体材料的最终兼容性，就像某些金属基复合材料一样。

**工作原理：**该设备可提供合适的局部真空环境，以用于在纤维上



冷凝或沉积涂层。气相沉积过程有多种形式，其中最重要的两个基本工艺是化学气相沉积法（CVD）和物理气相沉积法（PVD）。

化学气相沉积法是在高温条件下从反应或分解的气体中沉积固体无机涂层。有时，这个过程会在射频等离子体中发生，以确保热均匀性并提高CVD涂层的质量；这个过程称为等离子体辅助CVD（PACVD）。PVD工艺使用溅射、蒸发和离子镀方法将涂层沉积在纤维丝上。用于PVD的设备与用于CVD的设备类似，不同之处在于，反应室不需要在高温下运行，也不需要反应气体供应。

**典型的导弹相关用途：**该设备用于在加热的长丝上沉积各种元素，以生产用于火箭发动机喷嘴和再入飞行器鼻尖的纤维。

**其他用途：**这种设备可用于喷涂用于喷气式飞机的纤维。PACVD是目前用于在微电子工业中制备薄膜的一项重要技术，并且已应用于碳纤维的连续涂层。

**外观（视制造情况而定）：**CVD和PVD反应室的结构差异很大。有些结构是两端密封的长管，其中允许长丝通过，但不允许气体通过。其他的结构则是大型的腔室，每侧尺寸为2米到3米，以拥有足够的空间来容纳纤维丝线轴、纤维丝引导设备（包括摊铺和张紧辊轴），如果需要的话，还包括一个热区、以及反应物气体。由于这种形式上的差异，设备中唯一标准化且易于识别的部件是供气系统、大型电源、真空泵，可能还有温度控制仪表。无论如何，其电源尺寸和重量都非常大，通常大于0.6 m x 0.9 m x 1.5 m，且带有用于冷却、泵送和安全切断的进水管口。PACVD设备看起来就像传统的CVD或PVD系统，但是，其设有一个射频（RF）电源，以产生等离子体。

**外观（如包装所示）：**具体包装因尺寸、重量和对环境因素的敏感性而异。通常，实验室中所用的设备可以整体装箱，并通过铁路或卡车运输。然而，即使实验室的版本，通常会有单独包装的组件，以确保织物线轴、电机和特殊的玻璃器皿能够获得足够的保护。为商业用途而设计的大型系统通常以组件或总成的形式装运，然后在现场组装。

#### 6.B.1.d.

#### 3.耐火陶瓷材料（如氧化铝）湿法纺丝设备；

**属性和用途：**湿法纺丝设备用于从液体和固体的混合物中生产长纤维丝。这些纤维丝经过进一步加工，可生产用于陶瓷或金属基复合材料的高强度高陶瓷纤维丝。

**工作原理：**在耐火陶瓷的湿法纺丝中，纤维状颗粒的浆液经过物理和化学处理，并通过称为喷丝器的孔拉成长纤维丝。生产纤维丝的腔室可能旋转，或者包含一个内部混合装置；并且，其中任何一种布局形式

- 德国
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

### 全球化生产



都会形成纤维丝拉长所需要的涡流。材料从喷丝器中出来，然后通过温度或化学变化进行固化，具体取决于喷丝器湿浴中所使用的粘合剂系统。在纤维丝冷却时，湿浴可支撑并稳定纤维丝。

**典型的导弹相关用途：**湿法纺丝设备可用于生产高级陶瓷纤维，以用于导弹鼻尖和火箭发动机喷嘴。这种纤维也可用于生产适用于巡航导弹的冲压发动机和涡轮发动机部件。

**其他用途：**湿纺设备用于制造陶瓷纤维，以用于生产小型燃气轮机发动机零部件、化工加工容器和各种高温结构应用。陶瓷纤维可与其他复合材料结合使用，以用于增强许多商业产品的强度和并提高其耐热性能。

**外观（视制造情况而定）：**湿法纺丝设备的主要部件是圆柱形化学反应室。虽然实验室和原型湿纺设备可使用玻璃器皿，但生产级湿纺设备则须使用不锈钢或玻璃内衬的反应室。通常，反应室为垂直方向设置，底部为锥形；且底部为挤出细丝的模具所在位置。

与该化学反应室相关的其他设备包括：一个圆柱形容器（长度大于直径）——该圆柱形容器包含用于产生纤维丝的化学浆液；附在容器上的压力表和排气管路；一套包含固定和旋转玻璃管件的管件总成；一个与固定玻璃管连接的球阀；驱动旋转管件的电机和控制器；以及用于成品纤维丝的缓冲辊轴和纤维丝盘。

**外观（如包装所示）：**包装采用任何类似规模的工业设备的典型包装。通常，完全组装好的实验室版本设备可以整体装箱，并通过铁路或卡车运输。为商业用途而设计的大型设备组件通常采用独立盒子或板条箱装运，然后在现场组装。

6.B.1.e. 设计或修改用于特殊纤维表面处理、或生产预浸料和预制件的设备，包括辊轴、张力拉伸器、涂层设备、切割设备和冲模。

- 法国
- 德国
- 瑞典
- 瑞士
- 英国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**纤维表面处理和预浸设备用于制备生产高质量复合材料的纤维。表面处理可通过增加纤维表面积来改善附着力；而预浸可在纤维（或纤维丝、粗纱或纤维带）中加入足够的树脂，使其固化成复合材料。

**工作原理：**在表面处理设备中加工的纤维丝、粗纱或纤维带通过一系列由液体反应物组成的电化学槽或电解槽，对纤维进行蚀刻或粗化，并添加反应性化学基团。在表面处理，一种称为施胶的特殊涂层会涂在纤维丝上，以在处理 和施胶后的各种操作（如编织）中保护纤维丝。物料通过一个简单的浸渍操作，

会通过一个反应物浴槽，然后送至辊轴上。槽中辊轴的数量和速度决定了零部件的蚀刻时间或保留施胶浆料的数量。加热器可用于改变腐蚀系统的反应性，控制施胶槽的粘度，促进化学反应，稳定施胶，并干燥产品。

**典型的导弹相关用途：**该设备用于对导弹部件制造中所使用的各种纤维表面进行处理，以改善其与导弹部件的粘接，如鼻尖、机壳和排气喷嘴。

**其他用途：**该设备与用于制造船艇壳体和高尔夫球杆复合材料等所有商业应用纤维的设备相同。

**外观（视制造情况而定）：**如需处理或预浸原型纤维，所需的唯一设备是一个带有小滚轮和加热枪的实验室工作台。对于生产级的活动，织物处理设备尺寸更大，以确保可同时处理多路线材。这个工艺过程也可能涉及高达几层楼的加热器堆栈。所有的系统都设有辊轴，以保持织物材料的运动，维持纤维的张力，挤出多余的液体，以及一个在辊轴上设有复杂路径的烘箱，使纤维丝多次穿过烘箱。

**外观（如包装所示）：**除小型实验室设备外，设备的包装通常需要将组件单独装运，然后在现场组装。其原因是，底座、存放化学品的大桶和织物品搬运设备需要不同类型的包装保护。化学药品的大桶可以采用简单的瓦楞纸箱包装，但辊轴需要缓冲，并刚性固定在坚固的板条箱中，因为滚轮具有精密或特殊的表面光洁度，需要加以保护，以避免损坏纤维丝。电气控制设备（如果包括在内）则需像其他脆弱电子产品一样包装。



附图64：左侧：Composite Materials Group制造的预浸机,用于纤维和树脂预浸料的生产。（Katholieke Universiteit Leuven）右侧：向7条粗纱线添加树脂的机器。（Hunting Engineering, Ltd.）

**说明：**

项目6.B.1中所述机器部件和附件的示例包括用于复合结构、层压板及其产品进行预成型冲压、固化、铸造、烧结或粘结的模具、芯轴、模具、夹具和工具。

## 6.B.2. 专为项目6.E.3中所述工艺而设计的喷嘴。

- 法国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**用于热解沉积的喷嘴可将未反应的气体直接引到需要沉积的表面。喷嘴必须可移动，或一定方式固定安装，以确保可以在高温高压条件下覆盖CVD炉内的整个表面。

**工作原理：**CVD炉使用的喷嘴将冷的、未反应的气体输送到正在处理的表面。气体必须是未反应的气体，以确保涂层应用于预定的表面，而不是在喷嘴的内部，并且要接近待处理的表面，确保喷涂到表面（而不是炉壁）。喷嘴就像油漆喷枪，其必须靠近待喷涂的部件。

**典型的导弹相关用途：**这些喷嘴是热解沉积设备的必需部件，用于制造关键的高耐热性高部件，如火箭喷嘴、喉道插入件和再入飞行器鼻椎。

**其他用途：**这些喷嘴用于制造喷气发动机的高耐热部件。

**外观（视制造情况而定）：**CVD炉的喷嘴采用石墨等耐高温材料或水冷却材料制成，能够承受高炉温。喷嘴尺寸大约是炉宽的一半。小型喷嘴通常采用石墨制成，因为便宜、容易更换、重量轻（约0.5到2.5公斤）。用于生产炉的较大型喷嘴通常采用金属制成，需要水进行冷却，可能拥有完整的连接法兰，且重量超过25公斤。

喷嘴的长度各异，具体取决于炉子的大小和表面。更大、更复杂的水冷式喷嘴可达1.5米长，其管状部分直径20厘米。然而，由于大多数喷嘴的某些部分均采用定制设计，因此并没有标准的形状或尺寸。

**外观（如包装所示）：**喷嘴和热解沉积设备的包装应该能够防止损坏具有易碎阀门和配件的高耐用度管道。通常情况下，多个喷嘴会独立于大型炉壳并采用良好的保护包装来运输。



6.B.3. 具有下列所有特性的等静压机：

- a. 最大工作压力等于或大于69 MPa；
- b. 设计用于实现和维持600°C或更高温度的受控热环境；并且
- c. 具有内径254毫米或更大的腔体。

- 法国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**等静压机用于在高温高压条件下将碳注入火箭喷管或再入飞行器鼻尖的多孔碳预制件中。这个过程称为致密化，实际上是消除预制体中的空洞，并改善处理对象的机械和物理性能。

**工作原理：**待加工物体放置在适当的箱体，然后放入炉内的热区。在完成所有水和电气连接以及所有的工艺仪表连接之后，放下炉盖并密封熔炉。随着物体加热，其将承受高压，直至形成适当的致密化。反应产物通过内部管道排出，以确保其不会与加热元件接触。

**典型的导弹相关用途：**等静压机可用于制造再入飞行器鼻尖和火箭发动机的喷嘴。

**其他用途：**这些压力机可用于类似金属的扩散粘接、不同金属的扩散粘接，以形成层压板（银-镍-银或铜-不锈钢），并可用于无缝连接。它们还可用于各种粉末冶金应用。它们也可用于提高金属铸件和锻造件的质量，通过流体静力强迫缺陷关闭，并使粘结闭合。

**外观（视制造情况而定）：**用于致密化的等静压机经过特殊修改，可在发生热解反应的过程中使用。典型的实验室版本系统包括五个主要组成部分：压力容器、内部熔炉、气体处理系统、电气和辅助系统。压力容器通常是一个垂直的厚壁圆筒，在上端或下端都有一个可拆卸的高压关闭或塞子（图65）。有些压力机采用卧式压力容器。

熔炉位于压力容器内，可为致密化过程提供所需的热量和空间。加热元件采用石墨、钼或镍/铬制成，用于通过直接辐射加热零件，或加热惰性气体，然后通过惰性气体对流来加热零件。



附图65：左侧：实验室用的等静压机。（ESPI）右侧：实验室用的热等静压机。（Abra Fluid AG）

气体处理设备可提供惰性气体，通常是氩气，以对正在进行致密化的部件施加均匀的力。气体压力可使用压缩机来获得。工作压力从10 MPa到300 MPa不等。

电气和辅助系统包括一个带有典型工业温度和压力控制及记录仪表的仪表板。还包括一台计算机，以用于输入控制压力机操作所需的工艺参数。

压力机可能采用一个能量吸收罩进行围挡。这种防护罩可以在系统运行的工厂进行设计，并且通常需要将燃烧室安装在地下。压力容器也有一个隔离室和管道，以确保来自工艺区域的气体从废气中排出，不会流到加热区域。



附图66：左侧：大型等静压机的侧面图。（Engineered Pressure Systems, Inc.）中间和右侧：一种用于等静压机的替代运输板条箱的两种视图。（Engineered Pressure Systems, Inc.）

**外观（如包装所示）：**等静压系统的组件可能会单独运输，然后在最终工作地点组装。包装可能根据买方的要求而异，但是常见的是带有钢带和钢筋加固的木制托盘和板条箱（图66）。大型反应室非常沉重，因为其拥有较厚的室壁，并且可能采用圆柱形木板箱与宽钢带进行包装。

#### 6.B.4. 为碳-碳复合材料的稠化而设计或改进的化学气相沉积炉。

- 法国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**CVD炉用于将碳注入火箭喷管或再入飞行器鼻尖的多孔碳预制件中。这个过程称为致密化，实际上是消除预制体中的空洞，并改善处理对象的机械和物理性能。碳-碳复合材料的最终性能高度依赖于预成型碳纤维的类型和方向，以及用于致密化的工艺参数。

**工作原理：**CVD炉采用等温或热梯度工艺进行致密化。待加工物体放置在适当的箱体，然后放入炉内的热区。在完成所有气体、水和电气连接以及所有的工艺仪表连接之后，放下炉盖并密封熔炉。然后，抽走熔

炉中的空气，并加热到大约1000摄氏度。随后，输入天然气、甲烷等烃类气体。气体扩散到预制件中，进入组分分子，并将热解碳沉积到预制件中，以填其中的充空隙。加热和供应沉积气体的工艺步骤采用自动化控制。在等温工艺中，预制件在这个均匀的温度下保存30至40天，直到获得所需的复合材料密度和孔隙率。

**典型的导弹相关用途：**CVD炉可用于制造碳-碳火箭喷嘴和鼻尖。碳碳部件重量轻、强度高，并可提高系统性能。

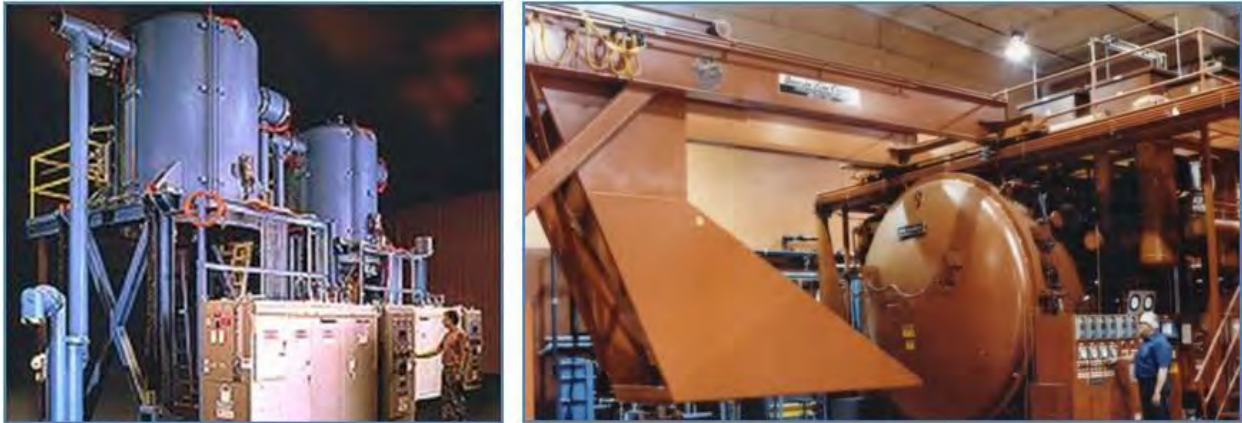
**其他用途：**CVD炉可用于光学涂层、航空航天制动系统材料增密摩擦、以及各种切削工具；还可用于精密表面的涂层和抛光，以及半导体制造。

**外观（视制造情况而定）：**CVD炉是一种大型的双壁圆柱形容器，具有气密封口。典型的CVD炉体积比较大，因为其拥有一个内热区、电驱动加热器和绝缘层。高度小于1.5米、直径小于1米的熔炉都会被视为实验室版本，并且几乎无法处理单个鼻尖或火箭喷嘴插入物。工艺生产级别的CVD炉尺寸大于2米高，直径约2米。这些熔炉都设有几个端口：至少有一个用于供电的大端口、其他用于仪表的端口；并且，当使用光学或红外高温计测量温度时，



还有一个或多个视图端口。

CVD炉采用双壁结构，可在运行过程中进行水冷却。电力电缆尺寸很大，也可用水冷却。实际的蒸馏器安装在炉内，并通过石墨感应加热器或电阻加热器加热到2200到2900摄氏度的温度。



附图67：左侧：一个大规模的定制CVD炉；其通过感应加热方式将石墨加热到2800℃范围的温度。（CVI）右侧：一个大型CVD炉。（Seco Warick）

自定义设计的CVD炉如图67所示，由多个组件组成，包括用于向预制件中添加液体树脂的浸渍容器、仪表和控制面板（前视图），还有一个压力炭化炉。

**外观（如包装所示）：**由于设备的体积和重量较大，每个部件的包装都包括托盘和板条箱。炉盖、电源和炉体通常设有一体式的提升点或提升环，以帮助移动和组装。

6.B.5.项目6.B.3或6.B.4中所述范围之外的设备和过程控制，设计或修改用于为结构复合火箭喷嘴和再入飞行器鼻尖进行致密化和热解处理。

**属性和用途：**对于致密化和热解来说，专门的设备和过程控制必不可少，以生产用于火箭喷嘴和再入飞行器鼻尖的结构复合材料。通常需要专门设计的软件来操作设备，及/或控制生产这些结构复合材料的过程。使用此类材料制造复合零件通常需要在各种工艺条件下循环，如高温及/或高压。精确控制每个循环周期内的条件及其时间是确保可接受结果的关键。本项目还要求提供生产这些材料所需的各种工艺参数件（技术数据）。

**工作原理：**在贯穿于结构复合材料的整个制造过程中，各种致密化和热解的设备、过程控制和软件均用于搬运、处理和整饰材料及各种制成品（火箭喷嘴和再入飞行器鼻尖）。

**典型的导弹相关用途：**此设备和过程控制（连同相关软件）可用于生产用于火箭喷嘴和再入飞行器鼻尖的结构复合材料（包括碳-碳物品）。

**其他用途：**这些项目也可用于金属扩散粘合、粉末冶金和金属部件处理。

**外观（视制造情况而定）：**该设备类似于其他制造设备，但可能包括较小型的版本（研究版本）。过程控制可以采用技术数据的形式，如纸张、磁性或其他介质。

**外观（如包装所示）：**较大的设备可能会拆分为组件进行运输，而较小的设备可以组装好之后整体运输。这些物品通常采用类似于其他工业设备的方式用板条箱或托盘装运。过程控制（包括技术数据）将采用纸张、磁性材料或其他介质中的信息同样的方式进行运输。软件和技术数据可能会包含在相应设备的容器中进行运输。



## 6.C.材料

用于项目6.A.1中所述货物的树脂浸渍纤维预制件和金属涂层纤维预制件；其采用有机基体或金属基体、利用采用纤维或丝状增强材料制成；其特定的拉伸强度大于 $7.62 \times 10^4$ 米，比模量大于 $3.18 \times 10^6$ 米。

### 说明：

项目6.C.1中所述唯一树脂浸渍纤维预浸料是使用玻璃化温度（ $T_g$ ）树脂（固化后温度超过 $145^\circ\text{C}$ ），具体根据ASTM D4065或国家同等标准而定。

### 技术说明：

1. 在项目6.C.1中，“特定拉伸强度”是指在 $(296 \pm 2) \text{ K}$ （ $(23 \pm 2)^\circ\text{C}$ ）温度和 $(50 \pm 5) \%$ 相对湿度下，用 $\text{N/m}^2$ 的极限抗拉强度除以 $\text{N/m}^3$ 的比重。
2. 在项目6.C.1中，“比模量”是在 $(296 \pm 2) \text{ K}$ （ $(23 \pm 2)^\circ\text{C}$ ）温度和 $(50 \pm 5) \%$ 相对湿度下，用杨氏模量（ $\text{N/m}^2$ ）除以比重（ $\text{N/m}^3$ ）计算得来。

- 法国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**预浸料和预制件是制造轻质、高强度复合结构件的基本材料。预浸料是指采用纤维制成并浸渍有树脂的布状材料。预浸料通过一个模板（如芯轴或模具）来形成所需的形状。有时会使用多层材料来制造层压板。预制件是一种固体三维纤维结构件，其形状和尺寸与所需要的部件大致相同，并浸渍有树脂。固化后，预制件会加工成最终的形状。通常，所需要的材料会固化到 $175^\circ\text{C}$ 以上，以完成热固性树脂的聚合，并达到较高的玻璃化转变温度。

**工作原理：**预浸料和预制件是复合材料和层压板的前驱体，而复合材料和层压板几乎可用于火箭和无人机的任何位置，包括巡航导弹。其用途包括固体火箭发动机壳体、级间机构、机翼、进气口、喷嘴、隔热罩、鼻尖、结构件和框架。



附图68：左侧：一种用于航天运载火箭的鼻锥，采用先进的预浸料技术制造。（ATK） 右侧：预浸料可用于制造轻量化、高强度的航空航天和国防复合结构件。（Ibid）

**典型的导弹相关用途：**这些材料可用于生产结构复合材料（包括碳-碳产品），以用于航天和国防领域，包括火箭喷嘴、导弹、卫星结构和再入飞行器鼻尖。

**其他用途：**预浸料和预制件允许将复合结构件形成几乎任何形状，以满足各种要求。其可用于民用和军用飞机、娱乐产品（如水上运动、滑雪板和高尔夫球杆的生产设备），以及基础设施和工业。其在假肢和外科器械的设计中也有广泛的医学应用。

**外观（视制造情况而定）：**预浸料是采用柔韧树脂浸渍的织物。其采用细长纤维丝制成，纤维带的宽度从亚毫米到厘米不等，而面料的宽度则可达几米。其通常成卷存储在线轴上，就像纱线或织物一样（参考图68-右侧），并且看起来很像未浸渍的纱线。

尽管预浸料仍然可以变形，但它的悬垂能力远远低于没有树脂的织物、纤维带或纱线；然而，它们依然可变形，且足以形成一个复合结构部件。预浸料可用于形成所需零件的近似形状，称为预制件。图9-左侧展示了使用现金预浸料手工积层工艺制作的鼻锥。加热和固化后，这些预制件会加工成最终的形状和成品。

**外观（如包装所示）：**预浸料装在多个塑料袋中进行运输，且会在材料的两侧设加劲板，以防止弯曲、扭结或折皱。外袋作为蒸汽/水分屏障，并包含干燥剂，以将相对湿度保持在50%或以下。在浸渍树脂后，纤维材料必须冷藏。在预浸料用于制造复合材料之前，冷冻可防止树脂聚合和硬化。如果温度保持在-20℃左右，预浸料的保质期约为6个月。为了在运输过程中保持足够低的温度，预浸料会包装在用于干冰冷藏的特殊容器中（图69）、或者用机械冷藏货物容器运输。

## 6.C.2. 含有下列所有特点的多次浸渍热分解（碳-碳）材料：

- a. 设计用于火箭系统；并且
- b. 可用于项目1.A及19.A.1中所述的系统。

- 巴西
- 法国
- 印度
- 日本
- 乌克兰
- 美国
- 中国
- 德国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 英国

## 全球化生产



**属性和用途：**碳-碳复合材料是一种碳纤维复合材料，其通常采用沥青、人造丝或聚丙烯腈（PAN）制成，并以碳为主。其通常采用高含量的碳树脂作为初始基体生产，然后通过高温将非碳元素驱出。其具有轻量化、高度耐热、耐热冲击和可塑性强等特点。

**典型的导弹相关用途：**碳-碳材料可用于火箭发动机出口锥尾和喷嘴以及再入飞行器（RV）的喷嘴、隔热罩和控制表面前缘——这些部件都必须抵抗高温和烧蚀的影响。

**其他用途：**碳-碳结构可用于军用和民用飞机的应用，如高温制动蹄片，以及其他需要高强度和较低的重量，例如机翼根部。其也可用于在恶劣条件下（通常为高温、制造环境）需要保持长寿命的工具，例如，用于钢材浇注的钢水包、用于超高温炉的加热器和热压工具。



附图69 左侧：特殊的硬纸板容器，用于在运输过程中将干冰包裹在碳纤维预浸带轴周围。干冰通常装在一个塑料袋里，并且，塑料袋则包裹在线轴周围。（《核供应国集团双重用途手册附件》，报告编号LA-13131-M（1996年4月））中间：一块准备加工成火箭喷嘴的碳-碳材料。较大的圆柱体直径约为70厘米。（Ibid）右侧：一个碳-碳火箭喷嘴喉部，可看到底层纤维的织物图案。（Ibid）



**外观（视制造情况而定）：**专为火箭系统设计的典型碳-碳材料为黑色；由于采用织物强化，其表面会有图案。鼻尖和火箭喷嘴通常采用块料或坯料加工而成。

**外观（如包装所示）：**在机加工前，块状碳-碳材料足够坚固，可用填装器包装，然后装在硬纸板箱中运输。加工好的零件则需要小心包装，因为尽管其材料耐破坏（抗冲击），但很容易被刨或刮伤。

- 6.C.3. 体积密度至少1.72 g/cc的细颗粒石墨（测量温度15°C），并且晶粒度为 $100 \times 10^{-6}$  m（100 $\mu$ m）或更小，可用于火箭喷嘴和再入飞行器的鼻尖，且可用于加工下列产品：
- 直径120毫米或以上、长度50毫米或以上的气缸；
  - 内径65毫米或以上、壁厚25毫米或以上、长度50毫米或以上的管子；或
  - 大小为120毫米x120毫米x50毫米或以上的块体。

**属性和用途：**细粒再结晶块状石墨可用于制造非常坚固、耐热的部件。石墨是唯一一种当温度从室温上升到2700°C时强度会增加一倍的已知物质。在合适的模具中，碳颗粒与沥青（一种粘性煤焦油残渣）结合，并受到热和压力的作用。所得到的块料可以很容易地加工成所需的零件。其还具有良好的抗热冲击性能和良好的导热性和导电性。热解石墨通过高温气相沉积而形成，但由于导热系数不均匀，在加热过程中会产生裂纹，因此应用不广泛。

**典型的导弹相关用途：**细粒再结晶块状石墨用于再入飞行器鼻尖、推力片和喷嘴喉道。一个典型的鼻尖坯料在每个维度上的尺寸可以小到几厘米。



附图70：由细粒块状石墨加工而成的各种零件。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版，（2005年5月））

**其他用途：**石墨可用于生物医学应用；在核反应堆中，可用于铸模和制造金属部件，以及关键尺寸的炉具。石墨也是非线状电火花加工电极的首选材料。如果石墨与金属渗透，则可用于电机的电刷和许多机械应用中的轴承。

**外观（视制造情况而定）：**块状石墨是一种非常细的、深灰色到黑色的粉末。加工后的石墨密度为1.64 g/cc ~ 2.7 g/cc；热解石墨密度为2.7 g/cc。采用石墨制成的机加工零件为黑色；其光泽取决于加工操作。细颗粒石墨

- 巴西
- 中国
- 印度
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



特点是表面没有麻点，并且，在制成品中往往存在一些细小的细节。石墨比金属软得多；哪怕圆珠笔使其表面出现凹痕。

**外观（如包装所示）：**这些材料的包装是为了保护其脆弱的表面，并经常用于防止任何表面污染。通常情况下，零件会采用塑料袋或容器包装，并且，通常采用易碎零件保护材料（汽泡纸、泡沫等）包装。

6.C.4. 用于火箭喷嘴和再入飞行器鼻尖的热解或纤维增强石墨，可用于项目1.A或19.A.1中所述系统。

- 中国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**热解石墨是石墨的一种独特形式。其通过在真空炉中高温分解碳氢化合物气体（通常是甲烷）而制成。这样可获得非常纯的产品，接近理论密度；并且，由于其分层结构，具有高度非均质性。热解石墨C面导热性非常低，并可作为隔热材料。热解石墨的A-B面却具有非常高的导热性，并可作为优秀的导体。其热、电和机械性能通常比传统石墨优越得多。热解石墨在化学上属于惰性的物质，稳定至3000℃，不透水，自润滑，无粉尘，重量轻。但其导热系数不均匀、易产生裂纹等缺点限制了其应用范围。

**工作原理：**如需制造热解石墨，可将沉积热解石墨的下垫面材料加热到一个相对较高的温度，约在1500℃到2500℃之间。然后，在高温减压条件下引入碳氢化合物气体。其结果是，热解石墨可形成一种烧蚀剂（能够以可控的方式燃烧掉）和隔热层，并且能够承受火箭发动机的热量。

**典型的导弹相关用途：**由于其能够耐极高温、抗热冲击能力极强等特点，热解石墨在航天和国防领域有着广泛的应用。其特别用于火箭喷嘴、再入飞行器鼻锥、隔热罩的设计和制造。

**其他用途：**热解石墨具有优异的传导性能，可为射频和无线、发光二极管、激光二极管、宽间隙半导体和集成电路盖等高热流密度半导体电力电子器件的散热提供有效的解决方案。热解石墨



还可用于制造模具和成型工具，用以塑造半熔融玻璃以及加热器元件、溅射标靶和热绝缘产品。热解石墨也用于专业玻璃制造，包括容器玻璃和高脚器皿。

**外观（视制造情况而定）：**加工好的石墨密度从1.64 g/cc到2.7 g/cc不等。粉末形式的石墨为深灰色到黑色。在制造好的零件中，颜色为黑色，光泽度取决于具体加工过程。表面有凹痕。



附图71：一系列高密度、高强度和高纯度的热解石墨板和石墨棒。注意这个图左边大板上的凹痕表面。（Advanced Carbon Technologies, Inc）

**外观（如包装所示）：**热解石墨易开裂的特点要求包装良好；因此，其组件通常放在塑料袋或容器中，周围再用气泡膜或泡沫塑料包裹。

6.C.5. 用于导弹雷达罩的陶瓷复合材料（在100 MHz到100 GHz之间的任何频率时，介电常数小于6），可用于项目1.A或19.A.1中所述的系统。

- 中国
- 德国
- 日本
- 美国
- 法国
- 印度
- 俄罗斯联邦



**属性和用途：**陶瓷复合材料具有足够的强度和热性能，在某些情况下可以作为隔热材料使用。然而，与碳基材料不同，陶瓷属于绝缘体，不导电，但可允许电磁波（如雷达或无线电波）通过。在保护结构和设备免受空气动力学热影响、同时允许信号传输或接收方面，其非常有用。

碳化硅强化陶瓷复合材料可用于1200°C氧化环境和略高的温度（如有涂层）。纤维强化的碳化硅复合材料具有较高的抗断裂韧性，同时比超合金轻得多。这些特性

使它们可用于导弹雷达罩。

**典型的导弹相关用途：**陶瓷复合材料已应用于弹道导弹再入飞行器的天线窗。碳化硅的非烧制陶瓷鼻尖坚硬，耐热性好；但是，由于它们往往容易变成碎屑，而不是破裂，因此没有得到广泛的应用。

**其他用途：**高耐热陶瓷可用于某些燃气轮机发动机、汽车发动机、熔炉和太阳能接收器。其用途包括研磨棒和球、炉砖、焊接杯和喷嘴、喷砂喷嘴，以及电子应用的各种复杂部件。它们是一种常用的加工材料，可用于高温下的各个制造步骤。碳化硅强化陶瓷复合材料可用于军用喷气发动机推力矢量控制襟翼。

**外观（视制造情况而定）：**用于再入飞行器天线窗的陶瓷复合材料一般会采用陶瓷纤维丝强化，以防止热应力引起的破坏。一种三维（3D）硅-硅块料；采用这种材料制成的天线窗所有表面上都可明显地看到织物图案。这种材料经常覆盖着一层透明的保护层，以作为防潮层。碳化硅强化陶瓷具有相同的图案，但呈深灰色或黑色。所有这些陶瓷材料都非常坚硬，比其他复合材料要坚硬得多，并且具有类似织物强化的表面图案。其几乎可能为任何大小，从1毫米的光盘和50厘米立方体不等，且可以实用金刚石切割和研磨到所需的形状。

**外观（如包装所示）：**由于其高成本和脆性，这些复合材料须采用减震材料包装。由于硅-硅材料也具有吸湿性（即吸水性），它可以吸水），也可采用聚酯薄膜或其他塑料密封袋包装；在较大的包装容器中，通常还会加入某种类型的干燥剂。某些托运方还会用干氮填充密封袋，以防止材料吸水。

6.C.6. 高温陶瓷材料，如下：

- a. 整体可加工的碳化硅增强非烧制陶瓷，可用于导弹鼻尖，可用于项目1.A或19.A.1中所述的系统。
- b. 增强碳化硅陶瓷复合材料，可用于导弹鼻尖/机头、再入飞行器、喷嘴翻板，可用于项目1.A或19.A.1中所述的系统。
- c. 整体可加工的陶瓷复合材料包括一整个“超高温陶瓷（UHTC）”矩阵，其熔点等于或大于3000°C，且使用纤维或细丝强化，可用于项目1.A、19.A.1或19.A.2所述系统中的各种导弹部件（如鼻尖、再入飞行器、前缘、喷射导片、控制表面或火箭发动机喉道插入物）。

说明：

项目6.C.6.c不管制非复合形式“超高温陶瓷（UHTC）”材料。

技术说明：

“超高温陶瓷（UHTC）”材料包括：

1. 二硼化钛（TiB<sub>2</sub>）；
2. 二硼化锆（ZrB<sub>2</sub>）；
3. 二硼化铌（NbB<sub>2</sub>）；
4. 二硼化铪（HfB<sub>2</sub>）；
5. 二硼化钽（TaB<sub>2</sub>）；
6. 碳化钛（TiC）；
7. 碳化锆（ZrC）； 8. 碳化铌（NbC）；
9. 碳化铪（HfC）；
10. 碳化钽（TaC）。

- |         |      |
|---------|------|
| • 奥地利   | • 巴西 |
| • 中国    | • 法国 |
| • 德国    | • 印度 |
| • 意大利   | • 日本 |
| • 俄罗斯联邦 | • 韩国 |
| • 瑞士    | • 英国 |
| • 美国    |      |



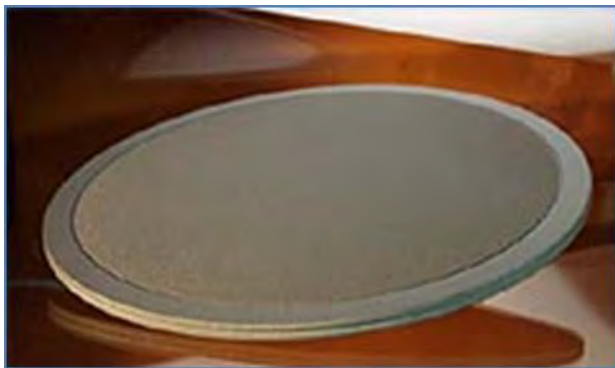
**属性和用途：**碳化硅是硅和碳的化合物，用于制造高强度陶瓷材料。其还可在稀有矿物莫氏体中找到。当碳化硅粉末加热到熔点以下，在称为“烧结”的过程中，颗粒相互粘附，形成具有高耐久性的极硬陶瓷。在氧化条件下，碳化硅强化陶瓷复合材料可以承受高达1200°C的高温。

超高温陶瓷（UHTC）是一种可用于极端温度、化学反应（氧化）和侵蚀等环境的材料。超高温陶瓷（UHTC）

熔点可能超过3000摄氏度。UHTC复合材料使用诸如碳化硼或碳化硅等材料的纤维或纤维丝来对陶瓷材料进行强化。

**工作原理：**碳化硅的关键性能包括：低密度、高强度、低热膨胀性、高导热性、高硬度、优异的抗热冲击性能和优异的化学惰性。

超高温陶瓷 (UHTC) 较高的熔点和纤维强化复合材料的使用可以减轻与其他陶瓷相关的一些传统缺点，包括在热应力下容易断裂和抗氧化能力较低等缺点。目前最有前途的是二硼化物和前过渡金属的碳化物，包括二硼化钛 ( $TiB_2$ )、碳化钪 ( $HfC$ ) 和碳化钽 ( $TaC$ )。



附图72：碳化硅涂层在太空和航天领域具有广泛的应用，包括保护石墨材料免受氧化。（Schunk Group）

**典型的导弹相关用途：**碳化硅可用于火箭发动机喷嘴、鼻锥和喷嘴翻板。其也可以用于弹道导弹再入飞行器天线窗口。其能够承受强烈的热冲击，因此可用作隔热板；此外，其非导电性和抗电磁辐射性能可保护航天器不受热，同时还允许与地面控制站继续通信。碳化硅涂层可以保护再入飞行前沿和器鼻锥的强化碳-碳板不被氧化。相比超合金，含碳化硅并使用纤维丝强化的复合材料更耐用、耐热、重量更轻；并且，更在设计用于重返地球大气层的鼻锥时，这些特征极为重要。

UHTC复合材料可用于再入飞行器的鼻尖、固体推进剂火箭发动机喉道插入件、喷气叶片和控制表面。UHTC复合材料一个极具吸引力的特点是，相比其可替代的难熔金属（如钨和铼），其密度更低（因此重量更轻），从而允许导弹系统具有更大的射程/有效载荷能力。



附图73：由三个不同部分组成的UHTC船体列板，且具有不同的UHTC组分（《陶瓷复合材料手册》）

**其他用途：**碳化硅的磨料质量、低成本和耐用性在宝石加工中非常有用，此外还可用于喷砂、珩磨、水射流切割和磨削等磨料加工作业。碳化硅可用于复合装甲以及防弹背心的陶瓷镀层。最近开发的防弹衣采用小块重叠碳化硅陶瓷板制成，可增加穿戴者的灵活性，并能抵御AK-47子弹的射击。

使用碳化硅强化的陶瓷复合材料可作为推力矢量控制襟翼用于军用喷气发动机。碳化硅是发光二极管（LED）的重要组成部分。其具有热膨胀系数低、硬度高、导热性能好等属性，可用于天文望远镜的镜片制造。这种化合物也可用于某些汽车以及燃气涡轮发动机、熔炉和被动式太阳能电池板。其也可用于炉砖、焊杯、和高温条件下的工业应用。

利用铪和锆的二硼化物制成的超高温陶瓷在航空航天工业中具有特殊的应用价值，可用于要求在极高的工作温度下保持化学和结构稳定性的尖锐前缘部件。持续高超声速飞行而受到材料限制，具体原因包括小面积内的高热流密度；高温、氧化、腐蚀，以及材料内部的高温梯度。利用超高压超导材料传导能量，并将其辐射到较冷的表面，是高超声速飞行控制表面热量管理的另一种方法。

**外观（视制造情况而定）：**用于制造各种火箭部件（如再入飞行器天线窗）的陶瓷复合材料可用陶瓷纤维丝强化，以防止由于热应力引起的破坏。用于制作天线窗的三维硅-硅材料可能会在所有表面上留下编织图案。为了防止受潮，这种材料经常涂上一层透明的涂层。碳化硅强化的陶瓷表面通常会呈现出相同的图案，但颜色可能为黑色或深灰色。这些陶瓷材料比其他复合材料坚硬得多，并且拥有可反映其织物强化材料的表面图案。其尺寸范围从1毫米的圆盘到50厘米的立方体不等，并且随后可以切割或加工成所需的形状。

**外观（如包装所示）：**碳化硅是一种脆性化合物，因此，需使用吸震材料来包装碳化硅复合材料。在运输过程中，会使用密封袋或其他塑料来防止受潮。大型货物通常含有干燥剂。有时会用干氮填充密封袋，以提供额外的防吸水保护。



6.C.7.用于制造项目1.A或19.A.2所述系统中各种导弹部件的材料，  
19.A.1. 如下：

- a. 颗粒形式的钨及钨含量为97%（按重量）以上且粒度为 $50 \times 10^{-6}$  m（50 $\mu$ m）或更小的钨合金；
- b. 颗粒形式的钼及钼含量为97%（按重量）以上且粒度为 $50 \times 10^{-6}$  m（50 $\mu$ m）或更小的钼合金；
- c. 固体钨材料，具有以下全部特性：
  1. 以下任何材料成分：
    - i. 钨及钨含量为97%（按重量）或以上的钨合金
    - ii. 渗铜钨，钨含量为80%（按重量）或以上；或者
    - iii. 渗银钨，钨含量为80%（按重量）或以上；并且
  2. 可加工成以下任意产品：
    - i. 直径120毫米或以上、长度50毫米或以上的气缸；
    - ii. 内径65毫米或以上、壁厚25毫米或以上、长度50毫米或以上的管子；或
    - iii. 大小为120毫米x120毫米x50毫米或以上的块体。

- 德国
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**钨和钼属于难熔金属类元素。这些难熔金属的共同特点是熔点在2000℃以上，密度较高，具有化学惰性，且耐高温蠕变变形。由于这些材料熔点高，粉末冶金工艺是首选的制造方法。

钨和含钨合金粉末可为导弹部件的生产提供独特的性能。钨的熔点很高（3,422° C），且能够控制零件的孔隙度，并具有自扩散的抵抗能力，使成为火箭喷嘴各区域（如喉道插入物）的理想选择，因为这些部件

必须在极端条件下工作。如果环境条件允许，通常可使用钼和含钼合金的粉末（熔点为2623℃），因为钼比钨更便宜、更轻。

钨在固态时可以使用铜或银浸润。所得到的复合材料比纯钨更轻，更容易加工，并且，由于渗透材料获得更高的导热性，还可抵御热冲击击穿。

**典型的导弹相关用途：**钨和钼合金可用于导弹系统的矢量控制叶片、喷嘴和喉道插入件、羽流偏导护罩和再入飞行器鼻尖。

**其他用途：**钨粉可用于金属蒸发作业、玻璃对金属的密封、电气触点以及钢的合金元素。碳化钨涂层刀具是金属加工、采矿和石油工业的关键。铜渗透钨也可用于焊条、高压电接触点和某些要求更清晰细节和更高表面光洁度的电火花加工（EDM）电极。钼主要用作钢铁生产的合金元素。其他应用包括用于熔炉的加热元件和作为高温润滑剂的添加剂。

**外观（视制造情况而定）：**钨、钼及其合金作为球形或原子化颗粒，与许多其他粉末冶金产品相似。颗粒具有金属光泽，并且，因为颗粒呈球形，所以能自由流动。固态钨是一种银白色有光泽的金属，在空气中会失去光泽，并形成一层氧化物保护层。

**外观（如包装所示）：**这些微粒状的材料会包装在密封的容器或桶中，以减少与空气的接触和颗粒表面的氧化。这些容器的大小会让人感觉很重，并且，为了防止其移动，通常会固定在托盘或集装箱上。

6.C.8 马氏体时效钢，可用于项目1.A或19.A.1中所述的系统，具备以下特性：

- a. 极限抗拉强度（测量温度：20℃）等于或大于：
  1. 溶液退火阶段：0.9 GPa；或
  2. 沉淀硬化阶段：1.5 GPa；并且
- b. 具有任何以下特性：
  1. 壁厚或板厚等于或小于5.0毫米的薄板、钢板或钢管；或
  2. 管状结构，管壁厚度等于或小于50毫米，内径等于或大于270毫米。

#### 技术说明：

马氏体时效钢属于铁合金：

- a. 一般具有镍含量高、含碳量极低的特征，并使用替代性元素或沉淀物来产生合金的强化和时效硬化效果；并且
- b. 经过热处理循环，以促进马氏体转变过程（溶液退火阶段）和随后的时效硬化（沉淀硬化阶段）。

- 奥地利
- 法国
- 德国
- 伊朗
- 日本
- 南非
- 瑞典
- 英国

- 中国
- 格鲁吉亚
- 印度
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞士
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**马氏体时效钢以其较高的极限抗拉强度和良好的抗断裂韧性而著称，同时保持了良好的可加工性、延展性和焊接性。马氏体时效钢与传统钢的不同之处在于，它们利用金属间化合物的沉淀（而不是碳元素）来达到预期的强度。马氏体时效钢的典型配方含镍量较高（18%或更高）。金属间化合物来源于所添加的钴、钼和钛。所有等级的马氏体时效钢含碳量均保持在0.03%以下。

**典型的导弹相关用途：**MTCR管制的形式（片材、板材和管材）通常用于制造固体火箭发动机壳体、推进剂储罐和级间部件。

**其他用途：**这些钢材可用于特殊的飞行器部件、潜艇外壳、击剑刀片、管道以及化学工业反应器和核工业中的反应堆。

**外观（视制造情况而定）：**马氏体时效钢在清洁和新制备时呈现灰色光泽。

如果金属经过老化处理以提高强度，其表面可能有一层深色氧化层。这个深色层也可能表明马氏体时效钢接受了一定程度的氧化处理，以提高其在使用过程中的耐腐蚀性。

**外观（如包装所示）：**马氏体时效钢通常以低强度、非热处理条件运输，以便于最终用户能够将其加工成所需形状。其包装和运输很像不锈钢；这两者非常相似。片材和板材堆叠在货盘上，并进行固定。管材也捆扎包装并固定在货盘上。两者都可能采用塑料片覆盖及/或板条箱包装，以保护材料不受运输环境的影响。

6.C.9. 钛稳定双相不锈钢（Ti-DSS），可用于项目1.A或19.A.1中所述系统，且具有以下全部特性：

a. 具有以下全部特性：

1. 含17.0-23.0%铬和4.5-7.0%镍（重量）；
2. 钛含量大于0.10%（按重量）；并且
3. 一种铁素体-奥氏体微观结构（也称为两相微观结构），其中至少含10%的奥氏体钢（按体积）（根据ASTM E-1181-87或同等国家标准）；并且

b. 具有任何以下特性：

1. 每个尺寸都为100毫米或以上的钢锭或钢棒；
2. 宽度为600毫米或以上、厚度为3毫米或以下的薄板；或者
3. 外径600毫米或以上、壁厚为3毫米或以下的钢管。

- 日本
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 英国
- 美国



**属性和用途：**钛稳定双相不锈钢（Ti-DSS）是一种特殊的不锈钢合金，并且以其易于焊接和耐腐蚀性液体推进剂氧化剂而闻名。钛稳定双相不锈钢（Ti-DSS）的典型配方的铬含量在17%到23%之间，镍含量在4.5%到7.0%之间；并且，与其他不锈钢相比，这类钢材中含有微量钛；这使得Ti-DSS对诸如抑制红烟硝酸（IRFNA）等氧化剂具有特别的抵御能力。此外，Ti-DSS是液体推进剂导弹应用的首选材料，因为其很容易使用普通焊接技术焊接，并且，其与其他形式不锈钢不同，在焊接后不需要进行热处理。

**典型的导弹相关用途：**符合MTCR标准的钢锭或钢棒、钢片和钢管的尺寸足以用于制造液体推进剂储罐和火箭发动机管道。

**其他用途：**钛稳定双相不锈钢（Ti-DSS）很少有已知的商业用途。虽然适用于许多不锈钢用途，但Ti-DSS是非常坚硬，使其难以制成各式板材或管材。对一般的商业应用来说，加工或成型这种材料通常成本太高。此外，尽管它对IRFNA（一种常见的导弹氧化剂）具有特别的抵御能力，但其接触其他类似的腐蚀性物质（如化肥）时，其性能表现并不太好。

**外观（视制造情况而定）：**Ti-DSS在外观上几乎与其他不锈钢完全相同其颗粒非常细，通常需要放大镜或显微镜才能看到。

**外观（如包装所示）：**Ti-DSS通常采用捆扎包装，并和其他不锈钢一样运输。钢板和钢锭或钢棒通常堆叠在货盘上，并进行固定。管材通常捆扎包装并固定在货盘上。两者都可能采用塑料片覆盖及/或板条箱包装，以保护材料不受运输环境的影响。

## 6.D.软件

6.D.1. 专门设计或修改以用于项目6.B.1中所述设备运行与维护的“软件”。

- 法国
- 印度
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 瑞士
- 美国
- 德国
- 意大利
- 荷兰
- 瑞典
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**复合材料和纤维生产设备的软件用于CNC数控设备中；这些设备控制着纤维缠绕机、纤维/丝束铺设机和铺带机的运行活动。这些机器中的大多数都提供仿真软件，允许对机器运行活动进行离线优化。此类别的其他软件可用于控制用于制造复杂复合结构件的多向、多维编织和交织机。

**工作原理：**该软件经过特别配置，用于在连接到纤维丝缠绕机、纤维/丝束铺设机以及铺带机中运行。多向、多维编织和交织机器已在数据库中储存了编程的图案模式，并且，这些图案模式可以针对单个组件进行修改。

**典型的导弹相关用途：**该软件可用于生产发动机外壳、翼片、喷嘴、再入飞行器鼻尖、机身以及火箭和无人机的其他零部件。



**其他用途：**该软件可修改以制造液态天然气储罐、热水储罐、压缩天然气储罐、高尔夫球杆、网球拍、钓竿、商用和军用飞机零部件。

**外观（视制造情况而定）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含此软件的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络传送。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含此软件的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络传送。

#### 6.D.2. 专门设计或修改用于项目6.B.3、6.B.4或6.B.5中所述设备的“软件”。

- 中国
- 法国
- 印度
- 日本
- 南非
- 英国
- 丹麦
- 德国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**等静压机控制计算机中所使用的软件可控制等静压机运行，并对压力和冷却水温度进行监测。CVD设备利用软件控制加热过程，并向多孔碳预制件供应沉积气体。过程控制软件用于控制高温热解炉的运行，对生产火箭喷嘴、再入飞行器鼻尖等产品的过程进行监测和控制。

**工作原理：**等静压机控制计算机中使用的软件可接受操作员所进行的压力和时间设定输入。

该软件可激活压力机，然后随着在整个过程中控制操作压力。其可监控冷却水温度和烘箱温度，确保系统在适当的安全区域运行。CVD工艺过程的操作人员可使用一台装有适当过程控制软件的计算机来设置炉温，设置注气压力和时间，并监控冷却水温度和其他仪表及传感器的输出。在较长一段时间内保持精确的温度控制是生产碳-碳火箭喷嘴和鼻尖的关键。用于生产结构复合材料的過程控制软件

在用户确定的循环周期次数内控制热解炉的温度和压力。

**典型的导弹相关用途：**用于控制致密化和热解过程的软件可用于制造耐高温、轻量化的导弹部件，如火箭发动机喷嘴和再入飞行器的鼻尖。

**其他用途：**等静压机控制软件可用于对相似和不同材料进行扩散粘合。CVD过程控制软件可用于生产镀膜光学系统、刀具、医疗器械，并可用于制造半导体。控制致密化和热解过程的软件也可用于金属的扩散粘合和金属部件的处理。

**外观（视制造情况而定）：**通常，过程控制软件是一种存储在印刷、光学、磁性或其他介质上的计算机程序。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件，都可能包含此类软件。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含此软件的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件的电子版本）可通过计算机网络以电子方式传送。

## 6.E.技术

6.E.1. 根据《通用技术说明》，用于项目6.A、6.B、6.C或6.D中所述设备、材料或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

6.E.2. “技术数据”（包括加工条件）和程序，用于在生产复合材料或部分加工复合材料时调节高压釜或水力釜的温度、压力或大气，可用于项目6.A或6.C中所述的设备或材料。

- 大多数工业国家都可生产高压釜或水力釜设备，因为它们也用于普通的制造工艺过程。尽管这些工艺过程的一般知识广为人知，但是，特定应用的工艺过程数据属于专有资料。

**属性和用途：**生产项目6.A、6.B和6.C中所述结构部件、热解沉积和致密化以及结构材料的技术受本《附件》管制。其中将包括正确选择原材料（纤维、环氧树脂或树脂体系、固化剂）的知识、以及生产复合材料和再饱和热解部件的方法（过程和装配说明）、及正确的操作和

全球化生产



维护所使用设备的知识。本《附件》项目6.D中所属的软件使用培训和有关文件也将受到管制。

过程控制数据用于管理复合材料的加工处理，或将复合材料部分加工成有用的组件。所述有关高压釜和高压水力釜的技术资料一般涉及参数和程序的处理、固化以及固化控制的加工和准备。由于温度、压力和持续时间的精确工艺设置对所生产零件的强度、抗冲击能力和挠曲模量存在至关重要的影响，因此，制造商开发了专有工艺流程。他们很少会发布特定零件的生产信息。加工条件，脱胀周期和相关程序通常是针对特定零件几何形状和材料/树脂系统而进行个别定制。

**工作原理：**这些数据可用于指导在高压釜和高压水力釜中制造或部分加工特定的复合部件。固化控制可以由操作员人工进行，但由于该过程所需的时间较长，通常由计算机进行。后者可基于设备制造商规定的过程周期、或基于分析过程模型、所加工部件内部或附近的传感器以及系统内置的过程知识的组合进行作业。

**典型的导弹相关用途：**这些数据是制备预制件或复合材料的说明的一部分，这些预制件或复合材料可作为高度耐热部件和烧蚀部件使用，如再入飞行器鼻尖和火箭发动机喷嘴。

**其他用途：**类似的工艺和程序可用于从船艇壳体到高尔夫球杆等材料，以用于复合材料技术的商业应用。

**外观（视制造情况而定）：**一般来说，技术数据可能的存在形式包括蓝图、平面图、图表、模型、配方、工程设计和规范，以及书写或记录在其他媒体或设备（如磁盘、磁带、USB驱动器和只读存储器）上的手册和说明等。这些数据通常在手册和图表中提供，作为高压釜或水力釜制造商文档的一部分，或作为树脂制造商建议的一部分。制造商的文件是指每种产品（子组件）的规范和说明书，以及其中的组成部分。这些组件包括固态控制器或用于控制和监视固化过程中温度和压力的计算机。

**外观（如包装所示）：**设备附带的数据和包含固化信息的数据通常放在活页本或经过整理的说明材料中。各种文件采用报告形式，并随新设备提供。树脂或预浸料制造商提供的数据在数据表上，并随树脂或预浸料原材料一起提供。

6.E.3.用于在模具、芯轴或其他基材上使用前驱气体生产热解衍生材料的“技术”，该材料会在1300摄氏度到2900摄氏度的温度范围内（压力130 Pa（1 mmHg）至20 kPa（150 mmHg））分解，包括用于前体气体合成、流速和过程控制计划和参数的“技术”。

**属性和用途：**热解沉积是一个高温过程，以用于将一层薄且致密的金属、陶瓷或碳涂层沉积到基板（模具或芯轴）上，以形成部零件。其也可用于涂覆另一种材料，以在涂层材料和底面之间形成较强的附着力和粘合。这些过程的目的在于提高涂层或致密化物品性能，使其能够抵御关键火箭系统部件工作所处的极端环境。

用于制造热解衍生材料及其前驱气体的一般的程序和方法已为公众所熟知。但是，具体的配方、过程和设备设置通常通过经验推导得出，并被业界认为属于专有的商业秘密。受管制的数据（技术）可能会采取技术支持的形式，包括指导、技能、培训、工作知识、采购援助和咨询服务等。技术数据可能存在的物理形式包括蓝图、平面图、图表、模型、配方、工程设计和规范，以及书写或记录在其他媒体或设备（如磁盘、磁带、USB驱动器、CD-ROM和DVD）上的手册和说明等。

**工作原理：**热解碳沉积技术主要用于小型实验室环境。目前还没有已知的热解碳沉积大规模工业生产。这项技术既不易于分享，也不易于出口。金属或陶瓷沉积技术更为普遍，并且，可由一个国家通过几种方法获得。一个国家可通过在生产现场或附近的教室担任培训师、且在一个或多个受管制学科（如液体推进剂火箭发动机）具有丰富经验的人员提供指导的方式来获得该技术。一个国家可从一个或多个专注于某种生产技能、或专注于技术机械、工具和材料采购的咨询服务机构得到“技术支持”。最后，一个国家都可以通过向拥有该技术的其他国家派遣学生参加培训、或对各系统建造所需技术进行实习等方式来获得技术支持。从此类支持所收到的手册和材料都可能符合技术资料的范畴。

**典型的导弹相关用途：**该技术可用于导弹隔热罩制造和喷嘴喉道插入件涂层。

**其他用途：**某些技术可用于军用或商用飞行器工业，用以制造模具和成型工具，或塑造半熔融玻璃以及加热器元件、溅射标靶和热绝缘产品。该技术也可能被特种玻璃制造商采用。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。

类别II - 项目7：  
预留供将来使用



类别II - 项目8:  
预留供将来使用

## 类别II - 项目9

仪器、导航预留供将来使用和测向

## 类别II - 项目9：仪器仪表、导航和测向

## 9.A.设备、总成和组件

9.A.1. 综合飞行仪器系统，包括陀螺仪或自动驾驶仪、设计或修改以用于项目1.A、或19.A.1或19.A.2中所述的系统及专门为之设计的零部件。

- |         |       |
|---------|-------|
| • 中国    | • 法国  |
| • 德国    | • 印度  |
| • 以色列   | • 意大利 |
| • 日本    | • 挪威  |
| • 俄罗斯联邦 | • 南非  |
| • 西班牙   | • 瑞典  |
| • 瑞士    | • 乌克兰 |
| • 美国    | • 英国  |

全球化生产



**属性和用途：**综合飞行仪器系统使用各种传感器以及惯性仪器（加速度计和陀螺仪）来追踪火箭系统和无人机的飞行轨迹。相比纯惯性制导装置，这些系统可收集和使用更多的数据，具有很高的精度；同时，额外的传感器数据可能允许使用成本更低、且具有较大时间依赖性误差的惯性仪器，并且不会降低系统的整体精度。制造商对综合飞行仪表系统进行了不同的命名，如综合导航系统；因此，这种具有其他名称的系统也可能属于项目9.A.1的管制范畴。

**工作原理：**综合飞行仪表系统可收集和处理来自主动和被动传感器、接收器和惯性仪器的飞行数据，以便追踪导弹的飞行路径。其可使用几种分级或投票方案之一来获得位置和航向的最佳估算值，以便于

与预先编程的飞行路径进行比较。其结果将用于生成信号，以引导飞行器沿着预定的飞行路径飞行，并在适当时候触发其他预编程功能（如有效载荷释放）。

**典型的导弹相关用途：**各种无人机都需要综合飞行仪表系统，包括巡航导弹。

**其他用途：**综合飞行仪表系统也可用于民用和军用飞机。

**外观（视制造情况而定）：**综合飞行仪表系统的尺寸和外观差异巨大，因为其针对不同飞行器的不同内部配置而设计，并使用不同的



附图74：巡航导弹综合飞行仪表系统的主体。（Litton Guidance and Control Systems）

子系统组合。为巡航导弹或其他大型无人机设计的系统长度可达0.5米，重量可达几公斤（图74）。其他为小型无人机设计的系统尺寸可能小至0.2米x0.2米x0.1米，重量仅1公斤（图75）。对于在项目2.A.1.d中管制的导弹制导系统，在项目9.A.1中管制的大多数综合飞行仪表系统采用金属（通常是铝）外壳，且该外壳通常包含可拆卸的盖板。在某些情况下，系统的组件可能分布在整个导弹上，其中，某些传感器和天线与计算机和惯性测量装置（IMU）相隔甚远。



附图75：各种为无人机应用而设计的惯性导航系统。从左侧开始：用于无人机和其他军事应用的自动驾驶仪和任务管理系统；一个完全集成的INS/GPS系统；以及一个集成了固态陀螺仪、加速度计、磁力仪和GPS接收器的系统。（Rockwell Collins）

**外观（如包装所示）：**虽然综合飞行仪表系统不像一些更昂贵的弹道导弹制导装置那样娇贵和昂贵，但它们的包装通常非常坚固，并包括干燥剂和防止潮湿的气密包装。这些系统通常采用有衬垫的容器装运，且容器上的标签表明需要小心搬运。

9.A.2. 陀螺航天指南针和通过自动跟踪天体或卫星来获得位置或方位的其他设备、以及专门为其设计的部件。

**属性和用途：**陀螺航天指南针是用于导航的敏感光学和机电设备精密组件。其可提供飞行方位更新，从而提高导航精度。

**工作原理：**这些设备可使用光学传感器探测已知方向的远点光源，通常依靠恒星进行导航，但也可能利用在已知轨道上运行的卫星进行导航。制导计算机可将当前轨道上恒星的预期方向与其所测得方向进行比较，并向飞行控制系统发送信号，以进行任何必要的航向修正。

- 法国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

## 全球化生产



镜都采用万向架安装（例如，安装在一个或多个旋转框架内），因此可以自动指向，以定位光学基准。典型装置可大小能不到半米，重量小于10公斤。图76展示了一个陀螺航天指南针的图片。无万向架指南针仅仅由一个带精确安装表面的光学传感器、一个快门和配套的电子设备组成。金属外壳侧面通常只有5厘米到7厘米，重量约0.5公斤。

**外观（如包装所示）：**陀螺航天指南针是一种精密的机械装置，并且通常装在坚固的容器内，以防止潮湿和轻微冲击造成的损坏。运输容器通常标有警告标签，表明其中包含昂贵的敏感光学、电气或机械设备组件。

**典型的导弹相关用途：**陀螺航天指南针用于部分轨道在大气层上空飞行导弹。

**其他用途：**陀螺航天指南针用于太空探测器和某些飞行器以及船上，以帮助进行导航。

**外观（视制造情况而定）：**光学传感器技术的不断改进已大幅减少了这种传感器的尺寸和重量，并且将继续改进。虽然陀螺仪和航天指南针在设计上有很大的差异，但其光学传感器或望远镜都拥有可见的光学透镜，并可能通过自动快门或活门进行保护。许多望远



附图76：高分辨率陀螺航天指南针。（Litton Alenia Difesa）



9.A.3.线性加速度计，设计用于惯性导航系统或所有类型的制导系统，可用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述且具有以下所有特性的系统、以及专门为其设计的部件：

- a. “比例因子” “重复性” 小于（更好）1250ppm；并且
- b. “偏差” “重复性” 小于（更好）1250 micro g。

**说明：**

项目9.A.3不管制用于井下服务作业的随钻测量（MWD）传感器的专用加速度计。

**技术说明：**

1. “偏差” 定义为不施加加速度时的加速度计输出。
2. “比例因子” 定义为输出变化与输入变化之间的比值。
3. “偏差” 和 “比例因子” 的测量是指在一年的时间内，相对于固定标度的一个标准差。
4. “重复性” 是根据《IEEE 惯性传感器术语528-2001标准》定义部分第2.214段所述内容而定义，该部分标题为“重复性（陀螺仪、加速度计）”，如下：“在相同的操作条件下，当各次测量之间条件或非操作周期发生变化时，相同变量的重复测量结果之间的一致性。”

- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 挪威
- 俄罗斯联邦R • 南非
- 瑞典
- 英国
- 美国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 朝鲜
- 巴基斯坦

全球  
生产



**属性和用途：**加速度计是用于测量加速度的敏感机电设备；加速度是在给定方向上的速度变化率。加速度一次积分可得到速度，再次积分则可得到从原点或发射点飞行的距离。

导弹的精度直接取决于导弹加速度计和陀螺仪的质量；无需外部更新就能长时间飞行的导弹需要高质量的加速度计。使用诸如全球导航卫星系统（GNSS）接收器、恒星定位器或地形匹配传感器等传感器系统进行飞行中修正的导弹可以使用质量较低的加速度计（图 77）。高质量惯性级加速度计的大部分成本在于：必须对每个装置执行大量校准测试。

**工作原理：**加速度计可接收电能，感知加速度，并提供



附图77：此加速度计可用于许多商业和军事捷联惯性导航系统。（Honeywell）

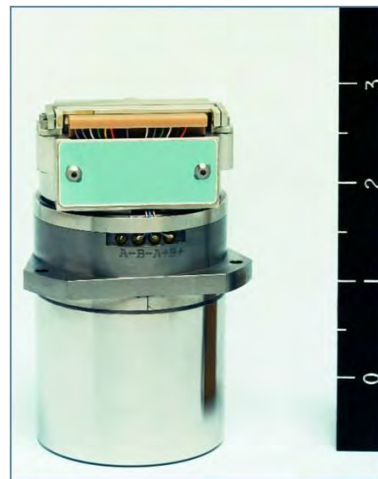
测量信息，以作为电信号。来自加速度计的信息，与关于时间、局部重力、方位、以及其他潜在测量信息一起，可允许制导装置或综合飞行仪表系统估计运载工具的速度、航向和位置。加速度计有多种不同类型，且每一种都有自己独特的工作原理。

许多摆式加速度计（通常称为力平衡计或力平衡加速度计）在一个柔性铰链上设置一个小砝码，并通过重力和磁场加速度作用进行支撑。这种设计有许多版本，但原理基本相同。小砝码通过电磁铁保持在零位置。随着加速度的变化，砝码移动，控制电路改变电磁铁中的电流，使砝码回到零位。这种重新定位或再平衡所需的电流与加速度成正比。

导航和制导系统中常用的摆式加速度计称为Q-Flex（石英挠性）加速度计。一体式铰链和钟摆结构由熔融石英制成，因为石英是一种非常稳定的非导电材料。施加的加速度在石英总成上产生扭矩。探测器探测到的位移会产生成比例的输出电压。这种输出信号会进行放大和调节，然后输送到固定在该石英块上的一个扭矩线圈。通过线圈的电流在永久磁场中产生一个与所施加的加速度相等且相反的恢复力矩。同样的电流通过外部负载电阻，产生与所施加的加速度成比例的输出电压。

自旋质量陀螺仪沿其自转轴添加一个不平衡质量，可用作加速度计。陀螺仪以与自转轴垂直的轴为中心旋转，其速度与加速度（包括重力）成比例。这些转数的和作为加速度的机械积分，以提供一个与速度（而非加速度）成比例的输出。这类加速度计称为摆式积分陀螺加速度计（PIGA）（图78）。PIGA可能非常昂贵，并已用于一些最精确的远程弹道导弹系统。

还有其他类型的加速度计，如振动元件加速度计——其可改变振动元件的张力和频率。芯片加速度计使用微电路半导体的柔性部分



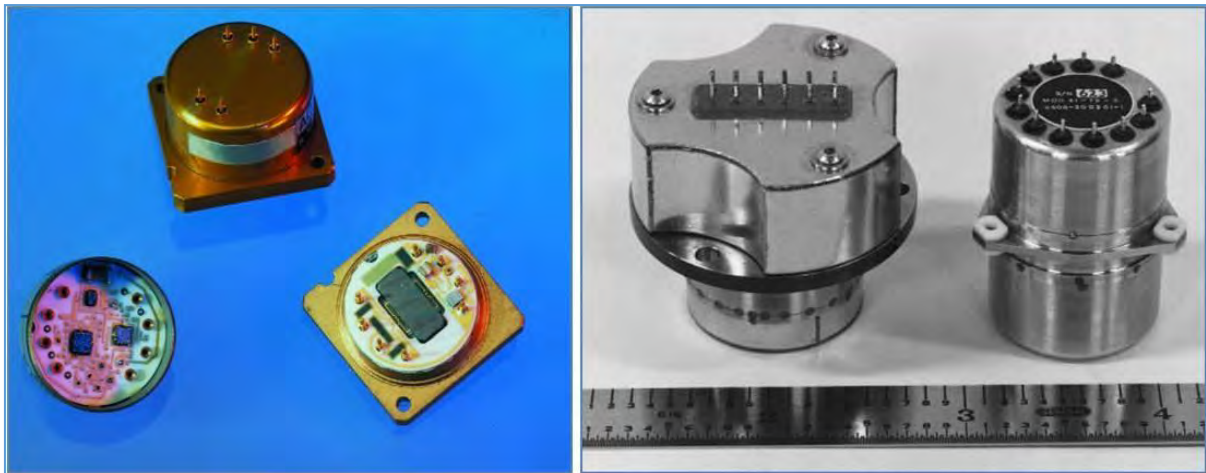
附图78：一种摆式积分陀螺加速度计（PIGA），靠近一英寸天平。（The Charles Stark Draper Laboratories, Inc.）

来改变电阻并产生电信号输出（图79）。这类加速度计属于低端性能范围，但由于其有可能大幅度降低成本，设计工作将继续进行。这种现代加速度计已经在要求较低精度的IMU中使用。

**典型的导弹相关用途：**加速度计可用于导弹制导装置或综合飞行仪表系统。通常，三个相互垂直安装的加速度计可提供惯性导航所需的所有加速度测量信息。它们可以安装在万向架结构中（见项目2.A.1.d），安装在浮动的球中，或者固定（捷联）在导弹框架上。其结合陀螺仪可构成一个IMU或惯性传感器总成（ISA）。根据任务要求，某些无人机（包括巡航导弹）只需使用一或两个加速度计。

**其他用途：**加速度计可用于民用和军用飞行器和太空系统，用于油井钻井压力测试，用作汽车和其他陆地车辆的惯性导航器，还可用于电子设备、重力仪、机器人、移动电话和嘉年华游乐设施（过山车）。但是，这些用途大多不需要高稳定性和高校准精度的惯性级加速度计。

**外观（视制造情况而定）：**由于存在许多设计版本，加速度计在外观上差别巨大。其他通常为圆柱形金属材质，并且由于精密机加工而闪闪发光。用于弹道导弹的较大加速度计有几厘米长，且重量可达几公斤。无人机（包括巡航导弹）上使用的加速度计更小更轻，可能只有几厘米长，且重量不到1公斤。MTCR所关注的许多加速度计都具有高质量的电气连接和精确的安装表面，以便于精确校准。许多加速度计都属于工厂密封的仪器，通常不会拆卸，甚至没有任何客户会打开进行检修。加速度计外部的型号和序列号应该出现在相关的文档中，并且，其应包含关于精度的信息。



附图79：左侧：集成电路加速度计。（Litton Sextant Avionique）右侧：两个力平衡加速度计，可以建立任何广泛的性能组合。（Lockheed Martin Federal Systems）

仅通过视觉检查将MTCR管制的加速度计与其他加速度计区分开来非常困难，因为尽管不同型号的加速度计具有不同的性能，但它们外观看起来可能完全相同。每个模型和串号的加速度计所特有的相关信息可以从相关文档（通常称为校准表或校准资料）中获得，包括g阈值和线性误差。在复杂的导弹制导系统中，使加速度计达到足够精确度的一个主要因素是：编译校准数据所需的详尽测试。因此，与每个加速度计相关的校准和误差建模数据的细节和数量都是确定加速度计与导弹相关使用的关键指标。

**外观（如包装所示）：**由于精密加速度计设计对加速度敏感，因此，即使相对较小的冲击也很容易造成损坏。其通常装在高质量的防震小包装盒中，且包装盒里有厚厚的泡沫塑料衬里，很像高档怀表的包装盒。在运输时，一个或多个这样的特殊盒子还会包装在另一个内设某种缓冲衬里的盒子或其他容器中。关于每个型号和串号加速度计精度的文档通常也包含在其包装中。

9.A.4. 可用于项目1.A、19.A.1或19.A.21.A中所述系统的所有类型的陀螺仪，且在1g环境下，其额定“漂移率”和“稳定性”每小时不超过0.5度（1西格玛或均方根），以及为之专门设计的部件。

#### 技术说明：

1. “漂移率”定义为陀螺仪的输出分量，它在功能上独立于输入旋转，并表示为角速度。（IEEE 528-2001标准，文段2.56）
2. “稳定性”被定义为一种指标，用于衡量特定机构或性能系数在连续暴露于固定操作条件下保持不变的能力。（本定义并非指动态或伺服稳定性）（IEEE STD 528-2001 第2.247分段）

- 奥地利
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 英国
- 美国
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 瑞典

全球化生产



**属性和用途：**陀螺仪是用于测量一个或多个敏感轴旋转的机电或光电设备的敏感部件。陀螺仪通常安装在制导装置或综合飞行仪表系统的加速度计上。它们可测量加速度计角度方向的任何变化，以获得加速度计测量的方向数据。最重要的性能参数之一是漂移率稳定性，通常以每小时一度的分数来衡量。这决定了陀螺仪失去方向感知的速度。对于捷联制导系统中使用的陀螺仪，尺度因子（与被测转速或角度和与陀螺仪输出信号



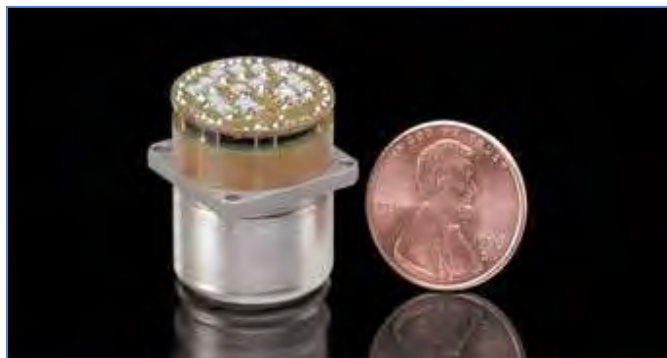
相关的因子) 的稳定性也至关重要。

导弹的精度直接取决于导弹加速度计和陀螺仪的质量；无需外部更新就能长时间飞行的导弹需要高质量的陀螺仪。使用诸如全球导航卫星系统（GNSS）接收器、恒星定位器或地形匹配传感器等传感器系统进行飞行中修正的导弹可以使用质量较低的陀螺仪。高质量惯性级陀螺仪的大部分成本在于：必须对每个装置执行大量测试。

**工作原理：**陀螺仪可感知角度的变化（方向的变化），并提供测量信息，以作为某种形式的电信号。来自陀螺仪的方向信息，与关于时间、局部重力、加速度、以及其他潜在测量信息一起，可允许制导装置或综合飞行仪表系统估计运载工具的速度、航向和位置。陀螺仪有多种不同类型，且每一种都有自己独特的工作原理。大多数惯性制导导弹可能使用自旋质量陀螺仪，或者使用光电陀螺仪。

自旋质量陀螺仪包含一个自旋盘，并根据陀螺仪的原理而工作，即：其会产生与角扰动垂直、且成比例的可测力矩。自旋质量陀螺仪有两种常见的类型。单自由度（SDF）陀螺仪只能感测一个轴的旋转，而双自由度（TDF）陀螺仪能感测两个轴的旋转。由于导弹制导系统通常需要所有三个轴的定位数据，因此，需要使用三个SDF陀螺、或两个TDF陀螺（其中一个轴是多余的）。

SDF陀螺仪将旋转质量悬挂在一个圆筒内的横轴上，且该圆柱体漂浮在另一个稍大一点的圆筒内；后一个圆筒固定在制导平台上。许多设计版本会让内圆筒漂浮在液体中，而另一些设计则会让其悬浮在气体中。悬浮的内圆筒的旋转与旋转质量的陀螺效应所引起的输入方向变化有关。SDF陀螺的输出是测量这些旋转或测量防止这些旋转所需的力。



附图80：这种动态调谐陀螺仪（DTG）可用于各种军事应用，包括惯性测量装置（IMU）和战术导弹制导。（Northrop Grumman）

最常用的TDF陀螺仪是动态调谐陀螺仪（DTG）（图80）。其不使用悬浮液，所以有时也称为“干”调谐陀螺仪。DTG的旋转质量（装置）悬浮在一个复杂的万向架柔性铰链组件上；其本质上是一个超精密万向节。复杂的铰链组件经过调谐，以确保其误差力矩会在一个特定的速度抵消，而该往往超过10,000 rpm。DTG需要非常好的速度调节，才能在调谐后的转速下可靠地运行。老款TDF陀螺仪由一系列机械万向架组成，并且，这些万向架可将旋转转子与外壳隔离开来。旋转质量（装置）相对于其外壳的角位置



用于测量平台的方向变化。

光电陀螺仪在一个封闭的路径上生成反向旋转的激光束，形成一个可由探测器探测到的干涉图样。在绕着不在同一个回路平面的轴旋转时，各路径的有效长度之差会造成干涉图样的相对位移。这种位移（称为萨尼亚克效应）可由探测器观察到，其可提供与陀螺旋转成比例的输出。

光学陀螺仪有两种常见的类型，环形激光陀螺（RLG）和光纤陀螺（FOG），并且每种都有几个版本。RLG陀螺仪可在气体管内形成反向旋转的激光束，并且，这些气体管内的腔体呈闭合的多边形路径（通常为三角形，但有时也有四边形或五边形）。这些腔体采用近零热膨胀的玻璃制造，以实现更高的精度。FOG陀螺仪可使用长线轴的光纤电缆来传输反向旋转的光束。

RLG陀螺仪和FOG陀螺仪的一个重要区别在于：光纤线缆的线轴使光纤陀螺仪具有更长的光程长度，并且至少在理论上具有更高的精度。但是，在实践中，这种提升会被光纤线缆间的接口缺陷所抵消。

FOG设计为单轴陀螺仪，因此，大多数使用FOG陀螺仪的导弹需要三个陀螺仪来追踪所有三个轴的旋转；单环RLG陀螺仪也是如此。有时，会使用多轴RLG陀螺仪，即在单组玻璃中包含三个或更多的环；制导装置中只需要一套这种装置。

其他类型的陀螺仪包括半球共振陀螺仪——其在半球杯中建立并监测一个振元（有点像一个小酒杯）。此外，还有像小音叉这样的设计，通过一种涉及科里奥利力的方法来实现。但是，任何能够满足MTCR性能规范的陀螺仪，无论其工作原理如何，都受到管制。

**典型的导弹相关用途：**陀螺仪可用于导弹的制导装置或综合飞行仪器系统，以感测加速度计的方向变化。各种设计可能使用两个、三个或设置四个陀螺仪。这些陀螺仪通常彼此垂直安装，以便提供关于所有三个轴的角度测量信息。其可安装在万向架结构中（见项目2.A.1.d）中使用，后者安装在一个漂浮的球中、或者固定在一个块体上，且这个块体又以捷联式结构固定在导弹机身上。陀螺仪与加速度计相结合可构成IMU或ISA。

**其他用途：**陀螺仪可用于非导弹制导装置、综合飞行仪表系统、陀螺稳定器、自动驾驶仪和各种导航设备。各种军事应用包括火炮、坦克、舰船和飞机。各种商业应用包括船舶、飞机和石油钻探。在大多数非导弹应用中，陀螺仪可设计得更小、更便宜、更简单，因为操作环境和精度要求通常更低。



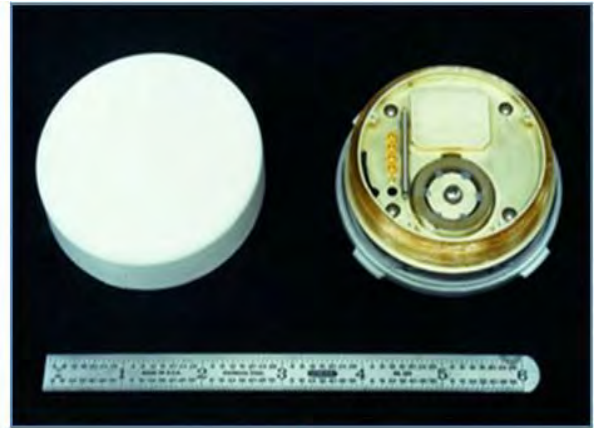
附图83：一个FOG陀螺仪（左），一个RLG陀螺仪（中），一个加速度计（右）。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））



附图82：动态调谐陀螺仪（DTG）（The Charles Stark Draper Laboratories, Inc.）



附图81：振动结构陀螺仪。（British Aerospace Ltd.）



附图84：左上角：三个暴露的环形激光陀螺，没有相关的电子器件。（Honeywell） 右上角：一个拆除了顶盖的光纤陀螺仪。（Honeywell） 底部：一个光纤速率传感陀螺仪。尺寸为2 cm x 6.5 cm x 8 cm。（LITEF）

**外观（视制造情况而定）：**现代的SDF陀螺仪直径约5厘米至8厘米，长约8厘米至12厘米，重量可达1公斤。DTG陀螺仪通常为圆柱形，直径为4厘米至6厘米，长度为4厘米至8厘米，重量一般小于1公斤。老款陀螺仪尺寸可能稍微大一些，约为新陀螺仪的两倍大小，重达几公斤。用于无人机（包括巡航导弹）的陀螺仪可能更小更轻，也许只有几十克重。

MTCR所关注的许多陀螺仪都具有精确的安装表面，以确保精确对准和高质量的电气连接。由于存在许多设计版本，陀螺仪的外观可能差异巨大。自旋质量陀螺仪通常为圆柱形的金属材质，相对于它们的尺寸来说，重量很大，并且由于精密的机加工而闪闪发光。

单个光学陀螺仪通常为平板式，安装在一个低矮且密封的盒子里。三环RLG陀螺仪通常为立方体，侧面尺寸约4厘米至10厘米。其重量可能在几分之一千克到超过1千克之间。某些单轴设计版本类似直径超过20厘米的圆柱体。某些FOG陀螺仪直径只有2厘米到4厘米，含有几百米长的纤维，且重量只有几分之一千克。

MTCR管制和非管制陀螺仪可能外观看起来都一样。每个模型和串号的陀螺仪所特有的相关信息可以从相关文档（校准表或校准资料）中获得，包括漂移率稳定性。与加速度计一样，编译这种校准数据所需的详尽测试是确保陀螺仪足够精确用于导弹制导装置的一个重要组成部分。因此，与每个陀螺仪相关的校准和误差建模数据的细节和数量都是确定陀螺仪与导弹相关使用的关键。校准资料通常会引用陀螺仪上可见的序列号。

**外观（如包装所示）：**自旋质量陀螺仪很容易受到冲击损坏，但光学陀螺仪非常坚固。自旋质量陀螺仪采用高质量的缓冲容器包装。光学陀螺仪包装中不需要那么多的缓冲材料，但是，其仍有可能采用昂贵电子仪器和传感器的典型高质量包装来进行运输。



附图85：战术级惯性测量装置是用于无人机制导和导航系统的高性能光纤陀螺仪运动传感器。（KVH）

9.A.5.加速度计或陀螺仪，设计用于所有类型的惯性导航系统或制导系统，指定在加速度大于100 g时工作，以及为之专门设计的部件。

**说明：**

项目9.A.5不包括设计用于测量振动或冲击的加速度计。

- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 英国
- 美国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦

全球化生产



**属性和用途：**设计已在超过100g加速度水平下工作的加速度计和陀螺仪是一个特殊的类别，其可包括项目9.A.3以及9.A.4中分别所列的加速度计和陀螺仪。这些设备在其指定的范围内产生不间断的信号，并设计用于在超过100 g的极端加速度下工作。所有这类仪器，不论其性能规格如何，均受本项目管制。其目的是提供超高加速度条件下的惯性仪器数据——就像再入飞行器在突破防御和再入减速过程中所经历的加速度条件一样。这些仪器也可用作引信系统的一部分。其并为设定任何精度规范，因为其运行周期相对较短，所以可使用精度明显较低的仪器。

**工作原理：**这些惯性仪器的工作原理与项目9.A.3. And 和9.A.4所述的工作原理基本相同；但其经过强化，并具有一个更大的工作范围（超过100g加速度）。

**典型的导弹相关用途：**这些加速度计可用作再入飞行器的引信。连续输出加速度计和陀螺仪用于制导装置中，当再入飞行器躲避防御或在末段自引导飞向目标时，可以控制再入飞行器的机动飞行。此类加速度计和陀螺仪精度相当高，并可能经过辐射硬化。额定超过100g加速度水平的连续输出加速度计也可用于携带钻地弹头的巡航导弹引信和击发机构。

**其他用途：**在100g加速度的条件下工作的加速度计和陀螺仪可用于炮弹等制导弹药。此类加速度计也可用于实验室中需要连续输出的高g值的测试。



附图86：额定超过100g的集成电路加速度计。  
《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月）



**外观（视制造情况而定）：**各种加速度计可能与项目9.A.3中所述的加速度计看起来一样（图86）。同样，额定可在大于100 g的加速度水平工作的陀螺仪在外观上也可能与项目9.A.4所述的陀螺仪几乎相同。它们通常都为圆柱形或平板状，带有精密安装法兰和高质量的电气连接器。因为更小的仪器天生具有更好的重力加速度承受能力，所以，它们往往比大多数其他加速度计和陀螺仪更小。此外，甚至还有微型高g值加速度计集成到电路元件中。

**外观（如包装所示）：**由于其坚固耐用的性质，此类仪器没有特殊的搬运要求。它们和小型硬件物品一样运输。关于每个型号和串号装置的工作g值范围的文档通常也包含在其包装中。



9.A.6: 使用项目9.A.3或9.A.5中所述加速度计或项目9.A.4或9.A.5中所述陀螺仪的“惯性测量设备或系统”，以及为之专门设计的部件。

说明:

项目9.A.6包括:

- a. 姿态和航向参考系统 (AHRS) ;
- b. 陀螺仪;
- c. 惯性测量装置 (IMU) ;
- d. 惯性导航系统 (INS) ;
- e. 惯性基准系统 (IRS) ;
- f. 惯性基准装置 (IRU) 。

技术说明:

项目9.A.6中所述的‘惯性测量设备或系统’安装了加速度计或陀螺仪来测量速度和方向的变化，以确定或保持航向或位置，并且，在校准之后，不需要外部参考。

- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 西班牙
- 瑞士
- 英国

全球化生产



**属性和用途:** 本《MTCR附件》可项目确保在项目9中管制的任何加速度计和陀螺仪在用于较大的导航和测向组件时仍然受到控制。此类组件的示例包括IMU和项目2.A.1.d中不受管制的整套制导装置。如果惯性测量设备或系统包含项目9.A.3、9.A.4或9.A.5中所述的一个或多个产品，则其在本项目下属于类别II管制设备或系统。

**典型的导弹相关用途:** 如项目2.A.1.d和9.A.1所述，此设备可用于弹道导弹和包括巡航导弹在内的无人机制导装置和综合飞行仪表系统。

**其他用途:** 此设备还可用于全系列太空飞行的制导装置和导航系统、航空、重力测绘、海洋导航、陆地导航和钻井等其他用途。

**外观（视制造情况而定）:** 使用加速度计或陀螺仪的惯性设备或其他设备的外观差异巨大。IMU可以设计成牢固安装在捷联式配置中的形式。使用加速度计和陀螺仪的设备也可使用光学传感器、全球导航卫星系统（GNSS）接收器、雷达装置、地平线传感器、计算机和软件以及其他项目，具体应用情况视情况而定。该设备设有电气连接器和安装表面，并可能具有可拆卸的检修面板，以用于替换加速度计、陀螺仪或其他子元件。

它们的大小和重量因应用而异。在图88中所示的IMU高8厘米，直径8.5厘米，重750克。

**外观（如包装所示）：**由于许多加速度计和陀螺仪本身就很脆弱，所以需要采用带有缓冲和绝缘材料的坚固容器进行包装，以防止受到冲击和水汽的损害。容器可能是带有泡沫缓冲的木材、金属或塑料容器。运输包装很可能贴有通常用于昂贵总成敏感电气或机械设备等包装容器上的警告标签。



附图87：惯性测量装置（IMU）采用惯性光纤陀螺（FOG）和微机械加速度计，可用于空间稳定、导弹制导、无人机制导和飞行控制。（Northrop Grumman）

9.A.7. 设计或修改用于项目1.A.、19.A.1.或19.A.2.中所述系统的综合导航系统，且能够提供200 m CEP或更小的导航精度。

#### 技术说明：

“综合导航系统”通常包括以下所有组件：

- a. 惯性测量装置（如：姿态和航向基准系统、惯性基准装置或惯性导航系统）；
- b. 一个或多个外部传感器，用于在飞行过程中定期或连续更新位置及/或速度（如：卫星导航接收器、雷达高度计及/或多普勒雷达）；以及
- c. 集成硬件和软件。

注意：对于集成“软件”，请参考项目9.D.4。

- 阿根廷
- 巴西
- 丹麦
- 德国
- 以色列
- 日本
- 韩国
- 瑞士
- 英国
- 美国
- 澳大利亚
- 中国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 乌克兰

#### 全球化生产



**属性和用途：**综合导航系统包括低速更新传感器（例如，全球定位卫星（GPS）、接收器、1-20 Hz）和高速传播传感器（例如，惯性组件、50-1,000 Hz），以向主平台提供强大的位置、速度和姿态解决方案。处理软件可在某些传感器处理器或外部计算机平台上执行。

更新和传播传感器的用途各不相同，并且具备互补误差特性。更新传感器（如GNSS）、雷达高度计、多普勒雷达通过直接测量生成位置及/或速度解决方案，并且，每种解决方案都包括独立的错误电平。诸如惯性组件（例如，加速器和陀螺仪）等传播传感器可测定速度和姿态的增量变化，其必须进行整合，以生成数据与更新传感器进行比较。

传播传感器为姿态解决方案提供基础，因为其用于测定相对惯性空间的姿态变化。更新传感器不能提供瞬时姿态测量。

存在各种等级的惯性测量组件，从而推动传感器更新率的要求。用于防御应用的惯性系统通常被归类为战术、导航系统、以及海洋级，并且主要按照其陀螺仪组件进行划分。

**工作原理：**在提供导航解决方案之前，必须对准惯性平台。该流程的姿态估算用于匹配其相对于本地水平导航仪的

主机平台。我们假设相对于主机平台的导航系统安装角度为已知值，并且不需要作出估算。根据主机平台，这可以通过静态、动观或转移校准流程来完成。

在静态对准过程中，陀螺罗经状态（例如，测量地球自转速率）用于查找偏航角，而加速计用于确定倾斜度和侧倾角。通过动基座对准，对比传播惯性导航解决方案以及利用数个测量次数的更新系统，以减少惯性衍生的姿态估算中的错误。最后，对于所携带的武器，传递对准可用于将主飞行器姿态解决方案（来自其导航系统）复制至武器平台。



附图88：内部惯性测量装置（IMU）和GPS。（Northrop Grumman）

融合惯性姿态解决方案之后，加速度计的测量就会以惯性传播速率从测量坐标系机械化到局域导航坐标系。然后，对转换后的加速度测量值进行一次积分，以产生增量速度变化，并再进行一次积分，以产生导航坐标系内增量位置变化。



附图89：内部惯性测量装置（IMU）和内置激光陀螺的GPS。（Northrop Grumman）

**典型的导弹相关用途：**综合导航系统通常用于UAV系统，包括巡航导弹、以及一些弹道导弹系统。综合惯性测量装置和星体传感器或地对地导弹的潜射弹道导弹，就是非常具体的例子。

**其他用途：**综合导航系统可用于导弹操作以外的多个用途。它们通常用于民用和军用飞机。其也用于在城市地区操作的地面车辆，可能用于处理GNSS，包括GPS、设备停开期或故意或无意的射频干扰。一个综合导航系统可以依赖于稀疏可用的GNSS更新之间的惯性解决方案。

遥控飞行器（RPV）也可受益于综合导航系统。它们可能会遇到重大的动态条件，并遇到干扰；并且，这两种情况均可能导致卫星导航接收器临时故障。

由于综合导航系统可提供稳健的姿态解决方案，需要精确定位和传感器指向角的航空平台（例如，摄影测量、雷达）可将此功能作为平台导航系统的一部分或单独包含的单元来实现这一功能。

安装有海洋级惯性组件的水下航行器能够升到水面，利用综合导航系统，定期进行GNSS更新。更新周期取决于所使用的惯性传感器的质量以及预期导航解决方案准确度。

**外观（视制造情况而定）：**综合导航系统组件（例如，GNSS接收器、惯性组件、以及集成硬件/加工）通常安装在坚固的外壳中，并带有若干个外部可视的连接器。这些连接器可为电源与天线提供输入，且为制导系统或显示器提供输出。最长的附件线性尺寸通常低于一英尺（30 cm）。根据应用，GNSS接收器或惯性测量单元（IMU）也可能安装在集成硬件/软件外壳外部。图88、图89、以及图90展现了这些组件的多种形式。



附图90：内部惯性测量装置（IMU）和GPS。（Honeywell）

**外观（如包装所示）：**综合导航系统将以金属或塑料板条箱或带衬垫木板箱包装进行运输。根据预期使用的平台，运输也包括外部电缆和天线。

9.A.8. 三轴磁航向传感器具有以下所有特性，以及专门为之设计的部件：

- 俯仰（+/- 90度），且横滚（+/- 180度）轴的内倾角补偿；
- 能够提供相对于局部磁场，在+/- 80度纬度下，方位角精度优于（小于）0.5度；  
并且
- 设计或修改以便于与飞行控制和导航系统集成。

**说明：**

项目9.A.8中所述的飞行控制和导航系统包括陀螺稳定器、自动飞行系统和惯性导航系统。

- 芬兰
- 以色列
- 瑞士
- 美国
- 法国
- 荷兰
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**三个轴磁航向传感器以三条正交直线方式测量地球磁场。磁南极到磁北极的场点垂直于（大“倾”角）磁极附近，水平于（小“倾”角）赤道。这些传感器根据本地磁场的



水平分量推导出一个航向角（图18）。在两极附近，精确的航向测量非常难，因为磁场只有极小的水平分量。

在计算好磁航向之后，用户或应用可能偏好真实的朝向，而非磁北极。此赤纬修正是根据各种全球模型计算出的位置和时间之函数。

**工作原理：**最常用的导航磁性传感器就是磁阻传感器（MR）。这类传感器是由坡莫合金薄带材（镍铁磁膜）制成，其电阻会随外加磁场会发生变化。这些传感器具有明确的灵敏度轴，并且作为集成电路大量生产。

由于铁质材料存在于主飞行器结构及其相关电气系统中，所测磁场与真实磁场存在畸变。由永磁体和电气组件产生的磁场出现的偏移均被视为“硬铁”，并且可以建模为恒定的偏差。而因平台姿态不同而变化的则被视为“软铁”。如果平台可进行物理旋转，硬铁和软铁误差可以预算并存储至校准表格中。或者，某些系统采用自生多变磁场，以执行校准步骤。在进行误差校准之前，假设磁传感器轴的安装角度相对于飞行器轴都是已知数。



附图91：这是一款精确的独立磁航向传感器。（KVH）



附图92：此陀螺稳定磁指南针模块使用三轴磁航向传感器。（Honeywell）

和捷联式惯性测量单元类似，三轴磁力仪测量是通过电子万向架连接至局部水平框架。该步骤在使用三轴加速度计或附加导航系统测量飞行器的俯仰和横摇数据之后实现。然后由两个水平磁场分量求出航向角。

此外，陀螺仪补偿有时也用于进行稳健航向测量，但主飞行器可能会暴露于瞬态磁场异常。

**典型的导弹相关用途：**无人机在航点之间飞行时，可以利用磁性传感器的航向测量来导航。磁式传感器也应用于激光测距仪、天线校准，并且也可与全球导航卫星系统（GNSS）接收器/惯性导航系统集成，以用于导弹用途。这些传感器在卡尔曼滤波器算法更新期间可作为附加的测量来源使用。航向还可通过使用导弹制导系统的自动引导系统直接估计。

由于磁式传感器可进行绝对方向测量，而不是综合测量（例如，来自陀螺仪），它们不会由于未校准惯性系统而引起越来越大的漂移误差。在射频干扰期间，其可拒绝GNSS更新，磁式传感器测量保持有效，因为其不需要任何定期更新。

**其他用途：**除了应用于导弹导航系统，磁式传感器还有许多其他应用。它们可用于地面车辆，为驾驶员提供“8点”罗经读数（例如，西北、南部、东北部等）。由于地面车辆通常在地面运行，因此，可能不需要传感器测量的倾斜补偿。如果磁式传感器永久安装在静态位置，那么可用于车辆检测和分类识别，因为感应磁场可能会因车辆接近度和含铁材料特点而变化。个人导航设备（PND）中的磁式感应器可用于更新特定手机应用中的地图取向或增强现实功能，因为PND是可以旋转的。

**外观（视制造情况而定）：**磁式传感器组件可以作为三联件直接安装在导航系统中的印刷电路板上，或者独立于其他电器组件独立安装在非铁质外壳。独立外壳可允许磁式传感器在安装时尽可能远离主运载工具中的铁质金属。磁式传感器采用超小型设计，典型规格约2.5 cm x 2.5 cm x 15 cm。其也非常轻量化，重量约15 g至20 g（图92）。

**外观（如包装所示）：**磁式传感器组件使用小木箱或板条箱运输，并且本身不易受冲击损坏。但是，倾斜补偿组件（例如，加速计）可能会受到大冲击事件的影响，因此，运输要求给整个系统加上衬垫缓冲。

**说明：**

项目9.A.或9.D.中所列的设备或“软件”可作为载人飞行器、人造卫星、陆用车、海面船只/潜水艇或地球物理测量设备的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为替换部件。

## 9.B.测试和生产设备

9.B.1. “生产设备”和其他测试、校准设备，但项目9.B.2中所述的设备除外，设计或修改以配合项目9.A中所述的设备搭配使用。

### 说明：

项目9.B.1中所述的设备，包括以下：

a. 对于激光陀螺设备，以下用于表征镜子的设备，具有所示或更好的阈值精度：

1. 散射仪（10 ppm）；
2. 反射计（50 ppm）；
3. 轮廓仪（5 埃米）；

b. 其他惯性设备：

1. 惯性测量装置（IMU）模块测试仪；
2. IMU 平台测试仪；
3. IMU 稳定元件搬运夹具；
4. IMU 平台平衡装置；
5. 陀螺仪调谐试验台
6. 陀螺仪动平衡站；
7. 陀螺仪磨合/电机试验台
8. 陀螺仪抽气和充气站；
9. 陀螺仪轴承用离心机夹具；
10. 加速度计轴线对准站；
11. 加速度计测试站；
12. 光纤陀螺仪线圈绕线机。

9.B.2. 设备，如下：

a. 具备以下所有特性的平衡机：

1. 不能平衡质量大于3 kg的转子/总成；
2. 能够在超过12500转/分的转速下平衡转子/总成；
3. 能够纠正两个或两个以上平面的不平衡状况；并且
4. 能够平衡的残余比不平衡度达到每千克转子质量0.2 g mm；

b. 为配合项目9.B.2.a中所述的机器而设计或修改的指示头（有时也称为平衡仪表）；

c. 具有下列所有特性的运动模拟器/速率转台（能够模拟运动的设备）：

1. 两轴或以上；
2. 设计或修改以安装滑环或能够传输电力、信号信息或两者兼备的集成非接触设备；并且

3. 具有以下全部特性:
  - a. 对于任何具有以下全部特性的单轴:
    1. 速率可达400度/秒或以上, 或30度/秒或以下; 并且
    2. 速率分辨率等于或小于6度/秒, 且精度等于或小于0.6度/秒;
  - b. 最坏情况下的速率稳定性等于或优于 (小于) 正负0.05%, 且平均高于10度或以上; 或者
  - c. 定位精确度等于或小于 (优于) 5弧秒;
- d. 具有以下特征的定位台 (能够在任何轴上进行精确旋转定位的设备):
  1. 两轴或以上; 并且
  2. 定位精确度等于或小于 (优于) 5弧秒;
- e. 加速度大于100 g的离心机, 以及设计或修改以安装滑环或能够传输电力、信号信息或两者兼备的集成非接触设备。

**说明:**

1. 项目9所述唯一平衡机、指示头、运动模拟器、速率转台、定位台及离心机如项目9.B.2所列。
2. 项目9.B.2.a不管制专为牙科或其他医疗设备设计或改装的平衡机。
3. 项目9.B.2.c和9.B.2.d管制专为机床或医疗设备设计或修改的回转台。
4. 速率转台不受项目9.B.2.c管制, 并且只要定位台的特性按照项目9.B.2.d规定进行评估。
5. 具有项目9.B.2.d所述特性的设备, 如果也符合项目9.B.2.c的特点, 则将视为项目9.B.2.c所述的设备而处理。
6. 项目9.B.2.c适用于一体化非接触装置, 无论出口时是否安装滑块。
7. 项目9.B.2.e适用于一体化非接触装置, 无论出口时是否安装滑块。

**属性和用途:** 对齐、校准和测试设备可用于构建、校准、测试和描述这些仪器, 以满足其需求。陀螺仪、加速计和IMU均为精确仪器, 必须准确可靠。尤其重要的是测试设备; 在测量仪器随时间的响应时, 可使仪器受到加速度和方向变化的影响。此设备是生产高质量惯性仪器必不可少的设备。尽管列表没有特别说明, 任何专门设计的测试、校准、对齐和生产设备都应加以管制。

**典型的导弹相关用途：**此设备需要生产和校准惯性仪器，以用于所有类型的导弹。

**其他用途：**使用惯性导航或制导装置的大部分航天器、飞机以及其他载具都需要类似的设备和技术，以进行研发、生产、测试和校准。但是，许多其他非导弹应用也使用惯性仪器；并且，这些仪器都具备较高漂移率、较低振动和加速公差、以及较低稳定性要求。因此，相对精确导弹，非导弹惯性设备的测试、校准、对齐和生产设备通常不太复杂，精确度也略低。

**外观（视制造情况而定）：**为项目9.A所述的这些制导与导航项目特别设计的对齐、校准、测试和生产设备，通常属于小批生产产品。它们在尺寸、重量和外观上多种多样；并且，随着技术变化，这些特点也有所不同。尽管并非详尽的列表，部分举例的简短描述提供如下。

由于环形激光陀螺仪可检测光波波长的微小相变，所以其准确度是由反射镜质量决定。反射镜必须为精确形状，并可将几乎所有落其上的光进行反射，且无吸收或散射。以下三个设备均设计用于描述反射镜特点，以供此类陀螺仪的使用。

散射计可测量反射镜将光线从预定方向散射到10ppm或更低精度的趋势。它提供一束已知强度的光，并测量散射光线的强度。

反射计可测量镜子反射光线的的能力，其测量精度小于50ppm。它的工作原理是：将一束已知强度的光照射在镜子上，然后测量反射光的强度。

轮廓仪可测量镜像光学表面的轮廓，其精度为5埃米（ $5 \times 10^{-10} \text{ m}$ ）或更低。各种方法都可用于反映光学表面的微小变化。这样可有助于确定理论完美几何形状的局部偏差，无论其设计是平的、凹的还是凸的。

惯性制导系统的精度取决于加速度计和陀螺仪的质量。当这些仪器作为一个组件或一个完整的IMU单独运行时，以下大多数设备将对其进行表征描述，或者对其进行测试。

IMU模块测试器对IMU模块进行电气操作，模拟输入，并收集响应数据，以确定正确的电气运行状态。IMU平台测试人员操作一个完整的IMU平台，即稳定元件或完全正常运行的捷联式IMU。三轴速率转台（也称为运动模拟器）通常用作IMU平台测试器的一部分。此类速率转台受项目9.B.2.c管制。由此设备测试的IMU应该能够正确地通过所有方向的变化感知地球的重力和旋转，



而不会将其误解为横向或垂直运动，也不会丢失其相对于固定坐标参考系的初始对准轨迹。

IMU稳定元件搬运夹具可安全处理IMU稳定元件，也就是说，一个框架或浮动的IMU的内部部分，其中包含惯性仪器。谨慎的搬运有助于许多必要的作业，不会在组装、测试和调整过程中损坏稳定元件。

IMU平台平衡夹具可确定IMU平台的不平衡，从而便于调整，以建立平衡。在飞行过程中，必须准确地建立起平衡中心，以避免在加速度和振动下产生力矩。



附图93：用于调谐陀螺的典型速率转台。  
(Ideal Aeromsmith, Inc)

陀螺调谐试验台可在一定的转速范围内以所需的电压为陀螺提供能量，以确定最佳转速（或rpm）。所收集的数据表明，当陀螺误差源的影响最小时，可获得最佳转速。附图93和附图94展示作为陀螺调谐试验站一部分的典型速率转台。

陀螺动平衡台能精确地平衡自旋质量陀螺仪的高速旋转部件。平衡对陀螺性能和寿命至关重要。如果具备指定的性能特征，则这些平衡机受项目9.B.2.a管制。

陀螺仪试车/电机测试站在所需的电压和频率下为陀螺仪或陀螺电机提供能量，以累积运行时间，从而进入使陀螺轴，并在设计转速下测量电机性能。

陀螺抽真空和充盈测试站清洗陀螺内腔，并使其以所设计的压力充满所需液体或混合气体。大多数陀螺仪和加速度计将填充惰性干气体，以提高长期性能。此外，某些陀螺仪有内部空腔，需要特定密度和粘度的特定液体，或特定的混合气体，才能正常工作。

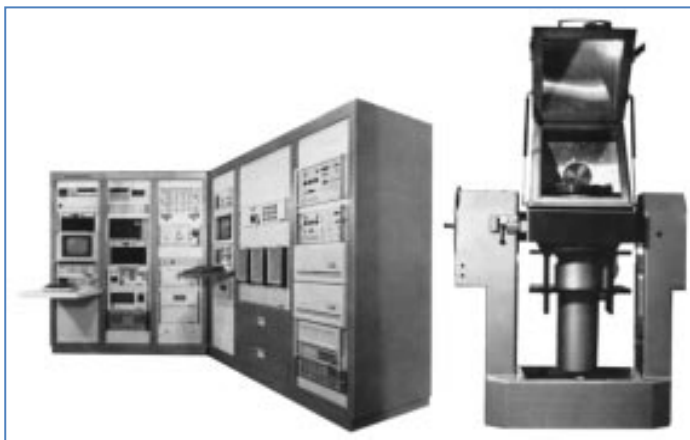
用于陀螺轴承的离心夹具可便于在离心机中测试陀螺，以确定轴承在飞行中可承受的预期加速力。离心夹具也可用于清除陀螺轴承保持环上的多余润滑油。

当输入轴在水平方向时，加速度计轴线对准通过旋转加速度计来检查加速度计轴心的对齐情况。这种测试通常在振动测试或温度循环之后重复，以确定输入轴对齐的稳定性。在IMU水平安装加速度计后，再次检查输入轴对齐，以确定输入轴与期望的相互垂直度之间微小但重要的偏差。

加速度计测试站用于测试加速度计在一定位置和角度范围内测量重力的准确性。然后，这些数据将用来校准仪器。加速度计安装在一个垂直的台面结构，当垂直和交替颠倒时，可通过翻转体验重力加速度。通过使用可在很长一段时间内接收数据的数据记录设备，加速度计测试站可以运行包括温度控制在内的测试。

光纤陀螺线圈缠绕机用于光纤陀螺仪（FOG）中心光纤线轴的缠绕。光纤陀螺仪光纤绕制通常采用一种复杂的四极绕组工艺，同时采用严格的工艺控制，以确保最佳的光纤张力，避免光纤扭曲，实现良好的表面接触，并消除间隙，从而减少光纤曲率的损失。这种将光纤精密缠绕到线轴上的工艺是制造高质量光纤陀螺仪的关键步骤。

平衡机主要用于将自旋质量陀螺仪平衡到高水平的精度。平衡机受项目9.B.2.a管制。



附图94：利用运动模拟器/速率转台的两轴速率积分陀螺试验台。（Contraves, Inc）

指示器头是精密的圆钢台，可以在特定的方向上反复旋转和锁定，不会造成精度损失。它们也被称为翻滚测试器、索引头、定位台和分度头。修改用于项目9.B.2.a中所述平衡机的指示器头

受项目9.B.2.b管制；并且高精度、多轴心指示器头（例如，定位台）均受项目9.B.2.d管制。

受管制的运动模拟器和速率转台是一种精密的机器；它能以精确的速度和角度让一个安装台围绕多个轴旋转。它们通常用于指导开发，以测试如上所述的仪器和IMU组件。附图95为两轴、速度积分陀螺运动模拟器。速率转台受项目9.B.2.c管制。



附图95：左侧：用于测量镜像的轮廓仪系统。（Digital Instruments）中左：是另一个连接到微型IMU的便携式IMU测试仪。（Litton Guidance and Control Systems）中右：是一个三轴台，用于测试IMUs或陀螺仪。

离心机可用作加速度计测试台的一部分，以在滚筒式测试中可用且大大超过正负1g范围确定加速度计非线性情况。离心机受项目9.B.2.e控制。

**外观（如包装所示）：**特殊设备的包装根据尺寸、重量和敏感度而不同。然而，由于这些产品大多是精密设备，对震动或生锈很敏感，所以，其包装很可能很坚固，带有衬垫和覆盖物，以防止震动和潮湿。许多设备可以拆卸，然后装在单独的容器或板条箱中运输。

## 9.C.材料

无。

## 9.D.软件

9.D.1. 专门设计或修改以“用于”项目9.A或9.B中所述“生产设施”的“软件”。

- 奥地利
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 西班牙
- 瑞士
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**综合飞行仪表系统使用软件来解读并翻译从机身外部收集的信息，将其转换为侦察、目标寻的或制导信息。陀螺航天指南针、环形激光陀螺仪和用于其他应用的敏感惯性仪器可以作为传感器安装在导弹系统导航系统中，并与飞行计算机一起用于确定高精度的加速度、速度和位置信息。这些系统每个都需要专门的软件来集成传感器输出，并补偿误差信号，比如漂移。

终端制导软件集成了许多传感器的输出，以引导发射后的武器到达目标。特别坚固耐用的加速度计可用于再入飞行器，以确定快速减速的量级大小。当减速值达到预定值时，可启用或激活武器。

安装在无人机飞行计算机上的软件可用于将无人机发射和导航到目标，并且在目标上空激活有效载荷（相机、武器等）。无人机惯性制导系统可以通过使用地面无无线电信号、GNSS信号或识别天体参考点的天文陀螺仪组件等附加系统加以增强。

其他类型的软件可用于测试、校准和校准制导系统组件。制导系统组件安装在试验台上，并接受各种各样的测试，以测量漂移和尺度因子等特性。外观相同的仪器可能具有不同的特性。每个装置都必须有自己的特征。这些测试所收集的数据被添加到飞行程序中，以作为该仪器的一种校正因子。

**工作原理：**综合飞行仪表系统由一系列冗余导航系统组成，具有较高的导航精度。安装在无人机或火箭系统中的陀螺航天指南针使用导航软件来确定（在收到一个或多个“星锁”后）其速度、位置和航向。自动导航系统可以使用这一概念，按照预先编程的飞行路径到达目标区域。陀螺仪用于在火箭或无人机系统在地面并通过动力飞行时保持空间惯性平台方向。飞行软件子程序包含修正因素，如漂移率数据。飞行计算机处理这些信息，并向安装在平台框架上的力矩马达发出校正信号。这些马达可使该平台在整个飞行过程中保持稳定的方向。安装在稳定平台上的加速度计所提供的信息可作为加速度数据发送给飞行计算机。飞行软件收集这些数据，并在合并了额外的综合飞行仪表系统数据之后，发出转向和控制信号，引导飞行器飞向目标。

特殊版本的飞行软件包含来自额外导航传感器的输出信号，以更新或增强惯性制导数据。陀螺航天指南针向飞行计算机发送恒星或卫星位置数据。飞行计算机中的软件可以使用这些数据来更新位置信息或增加惯性加速度数据。环形激光陀螺仪可提供高度精确的平台失调信息，可用于在多次飞行机动和飞行加速过程中保持稳定的平台方向。

测试和校准站用于测量制导系统的缺陷，如陀螺漂移，并提供飞行程序中使用的特性数据，以弥补这些缺陷。校准站将决定在稳定平台上安装和校准惯性仪器的质量和适用性。这些程序需花费最长的开发时间，并且给每个仪器增加了最大部分的成本。在普通设备上制造的不同仪器需要进行详细的测试和校准，以精确地确定各自的特性。

**典型的导弹相关用途：**项目9.D.1所管制的各种软件用于提供高精度无人机和火箭系统导航。生产惯性制导仪器的精密部件需要使用自动化加工设备。这些组件组装好之后，会进行测试，并在计算机操作的测试台上对其性能进行评估。该



测试结果将产生用于标定仪器的数据，如漂移率和比例系数，并在飞行软件中定义制导系统常数。

**其他用途：**综合飞行仪表系统（雷达、激光系统和测向设备）的部件都可用于民用和军用飞机，以增强惯性导航系统。质量稍差的惯性导航元件可用于钻井测量。用于测试、校准和校准这些仪器的软件也可在民用和军用飞机测试和维修设施中找到。

**外观（视制造情况而定）：**软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

#### 9.D.2. 项目9.A.1中详列了用于设备的集成“软件”

- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 西班牙
- 瑞士
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**项目9.A.1中所述设备的火箭或无人机系统集成软件可用于将陀螺稳定器、自动驾驶仪或其他综合飞行仪器的输出与飞行计算机耦合。飞行计算机将这些辅助导航设备的信息与安装在惯性导航系统内的仪器提供的数据结合起来。其结果是：使用更便宜的导航设备获得精确的制导和转向指令。

**工作原理：**存储在飞行计算机中的火箭或无人机系统导航软件接受来自综合飞行仪表系统的信息。该位置信息将根据计划轨迹进行评估，然后，飞行计算机向飞行控制系统发出修正或转向命令。

**典型的导弹相关用途：**此软件可用于支持无人机和火箭系统导航。

**其他用途：**此软件也可用于民用和军用飞行器制导系统。



**外观（视制造情况而定）：**通常，这种软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

### 9.D.3. 专门设计用于项目9.A.6中所列的集成“软件”

- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 西班牙
- 瑞士
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**专门设计用于项目9.A.6中规定的设备或系统的集成软件可用于将陀螺仪、加速度计和惯性或稳定平台组件（如卫星跟踪天线、摄像机等）集成到无人机或火箭系统制导和控制应用中。

**工作原理：**较高质量的惯性制导仪器，例如，陀螺仪、加速度计和足够坚固的稳定平台（通常用于稳定相机平台）、导向钻井机构等，可用作核心火箭和无人机系统制导系统组件，与适当的集成软件配合使用。此软件类似于为特定飞行器制导应用而设计的惯性测量单元软件。其编写和测试使用的测试和校准设备与用于更专业的制导系统硬件的测试和校准设备相同。

**典型的导弹相关用途：**此软件可用于支持无人机和火箭系统导航。

**其他用途：**综合飞行仪表系统（雷达、激光系统和测向设备）的部件都用于民用和军用飞机，以增强惯性导航系统。用于测试、校准和校准这些仪器的软件可在民用和军用飞机测试和维修设施中找到。

**外观（视制造情况而定）：**通常，这种软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

#### 9.D.4. 设计或修改用于项目9.A.7中所列的‘综合导航系统’的集成“软件”

**说明：**

卡尔曼滤波是集成“软件”最常用的一种模式。

**属性和用途：**设计或修改用于项目9.A.7中所述的综合导航系统的综合软件，将惯性测量仪器和其他外部传感器的输出集成到一个系统中；该系统为飞行计算机提供用于连续计算高度、位置和速度信息的信息。卡尔曼滤波是一种软件程序，它可根据飞行器的已知性能实时估计飞行器的位置和速度，然后定期更新，利用其他制导系统组件提供的滤波信息进行估计。用于火箭或无人机系统飞行导航的滤波器可对位置信息信号进行评估，以消除来自其他综合导航系统仪器的随机或错误测量（噪声）。

**工作原理：**可通过编写或修改火箭或无人机系统飞行软件来集成该集成软件。最初，会使用用于更专业制导系统硬件相同的测试和校准设备对其进行测试，并使用一系列飞行测试进行验证。

**典型的导弹相关用途：**此软件可用于支持高精度的无人机和火箭系统导航。

**其他用途：**此软件也可用于民用和军用飞行器制导系统。

**外观（视制造情况而定）：**通常，这种软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

**说明:**

项目9.A.或9.D.中所列的设备或“软件”可作为载人飞行器、人造卫星、陆用车、海面船只/潜水艇或地球物理测量设备的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为替换部件。

**9.E.技术**

9.E.1. 根据《通用技术说明》，用于项目9.A、9.B或9.D中所述设备或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**说明:**

项目9.A.或9.D.中所列的设备或“软件”可作为载人飞行器、人造卫星、陆用车、海面船只/潜水艇或地球物理测量设备的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为替换部件。

- |       |         |
|-------|---------|
| • 阿根廷 | • 澳大利亚  |
| • 巴西  | • 中国    |
| • 丹麦  | • 法国    |
| • 德国  | • 印度    |
| • 以色列 | • 意大利   |
| • 日本  | • 俄罗斯联邦 |
| • 韩国  | • 瑞典    |
| • 瑞士  | • 乌克兰   |
| • 英国  | • 美国    |

**全球化生产**

**属性和用途:** 火箭或无人机系统制导系统技术可解决非常复杂的动态控制问题。导弹和制导工程师必须了解用于产生精确导航的设备的所有物理性质。这些知识通常可通过一系列的计算机建模、台架测试和飞行测试练习获得。集成各种导航的工具，例如，自动驾驶仪、陀螺稳定平台和其他有源组件，如雷达、激光或GPS接收器，是一项复杂的任务。为了支持这项活动而开发测试和生产各种设备同样具有挑战性。为了开发所需的仿真软件，设计人员必须尽可能全面地了解将要在测试台上测试和互连的设备的精确特性。生产管理者可以根据实验室确定的最终设计方案，设计和建造制导系统生产和集成设备。完成这些任务所需的大部分技术都来自经验。

**工作原理:** 在开发项目的早期，设计集成技术通常表现在计算机程序中；这些计算机程序对机身和飞行器的推进、制导和控制系统进行建模。该软件可模拟制导系统在所有预期飞行状态下的行为，

并预测了理论性能。设计人员可以修改子系统参数，重新运行仿真，选择性能最好的参数。在稍后的开发程序中，可能会“硬件在回路”模拟，以将实际制导组件和子系统一起连接在测试台上。计算机可模拟飞行环境以及模拟中缺少的任何硬件。

**典型的导弹相关用途：**该技术可用于为火箭和无人机系统提供和改进制导系统性能和精度。同样重要的是用于设计、开发、生产和使用地面测试和检验设备和软件的各项要求。

**其他用途：**该技术也可用于制造用于精确对准抛物天线、稳定用于远程摄影（包括弹道导弹测试距离仪表）的摄像机、以及其他民用和军事用途的部件。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。

类别II - 项目10  
飞行控制



## 项目10 - 飞行控制

## 10.A. 设备、总成和组件

10.A.1. 设计或修改用于项目1.A中所列的系统的气胎、液压、机械、电光、或机电飞行控制系统（包括线传操纵和光传操纵系统）。

- |         |         |
|---------|---------|
| • 澳大利亚  | • 奥地利   |
| • 比利时   | • 巴西    |
| • 捷克共和国 | • 埃及    |
| • 法国    | • 德国    |
| • 希腊    | • 匈牙利   |
| • 印度    | • 以色列   |
| • 意大利   | • 日本    |
| • 挪威    | • 葡萄牙   |
| • 罗马尼亚  | • 俄罗斯联邦 |
| • 南非    | • 韩国    |
| • 瑞典    | • 瑞士    |
| • 土耳其   | • 英国    |
| • 美国    |         |

全球化生产



**属性和用途：**飞行控制系统提供和控制火箭或无人机系统所需的转向机构，以实现稳定飞行并不失去稳定性的情况下执行后续机动。它通常从制导装置、任务计算机或综合飞行仪表系统接收转向指令。

飞行控制系统包括用于移动控制表面、瞄准喷嘴、控制流和激活推进器的执行机构。它还包括用于检测姿态变化、姿态变化率、速度、高度、油门设置、空气温度和气压的传感器。这些传感器输出通常由火箭或无人机的其他机构共享。飞行控制系统分布在火箭或无人机上，有时与其他系统的部分重叠。

从传感器传输到飞行控制计算机及执行机构的信息为模拟或数字信息，并且可以通过电线（线传飞）进行路由。最先进的系统可能使用光纤（光传飞）来提供飞行控制组件之间的数字通信。光学连接重量更轻，大大降低了对电磁脉冲、电磁干扰和闪电影响的敏感性。

**工作原理：**当无人机系统（包括巡航导弹）需要机动（转弯、爬升等）时，综合飞行仪表系统可命令改变航向或高度。飞行控制系统可调整控制面执行机构，以操纵俯仰、滚转和/或偏航；其可保持这些设置，直到方向改变；然后重置执行机构以维护新的概要文件。飞行控制系统通常与陀螺稳定器或自动驾驶仪一起工作，自动驾驶仪决定实现所需机动所需的控制表面运动。自动驾驶仪还能连续补偿环境干扰。火箭系统也可以使用运行类似的飞行控制系统，

但火箭使用推力矢量控制，有时还使用小型转向喷气发动机来改变方向。一些火箭系统在大气中也会使用空气动力翼。

**典型的导弹相关用途：**飞行控制系统需要在不失去稳定性的前提下实现稳定飞行和执行机动。这些系统通常根据火箭或无人机系统的飞行特性和任务剖面量身定制，因此往往用于特定系统的用途。大多数火箭和无人机都使用这些系统。

**其他用途：**用于导弹飞行控制系统的部件也可用于军用和民用飞机。

**外观（视制造情况而定）：**飞行控制系统不是一个单一的整体单元；它分布在整个导弹中。最可能见的飞行控制系统部件包括执行机构、电子组件、专用电缆和一些传感器。

**外观（如包装所示）：**气动控制表面和执行机构是相当坚固的设备部件。典型的包装包括木箱和纸板或木箱。这些设备部件安全地固定在容器上，以避免移动，并且可能包装在近似零件形状的泡沫中。在飞行控制系统中使用的传感器往往更精密，通常单独包装并固定在防震箱或板条箱中。它们通常包装在防潮袋里。

#### 10.A.2. 设计或修改用于项目1.A中所列的系统的姿态控制设备。

- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 英国 • 美国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 俄罗斯联邦

全球化生产



**属性和用途：**姿态控制不同于制导。制导的核心是确保车辆在给定的时间到达预定的位置。姿态控制确保机身在给定的时间具有一定的空间方位。控制飞行器姿态的基本方法有三种：利用空气动力（机翼）、使主火箭发动机的推力偏转和使用辅助推力产生装置。

**工作原理：**用于移动无人机气动控制表面的执行机构可采用旋转形式，也可采用线性结构。旋转执行机构可以由电动机驱动，并按比例响应，以输入命令。执行机构是闭环控制系统的一部分，包括一个放大器和一种检测执行机构位置的方法。执行机构的机械输出

可以是接受控制表面轴的中枢，也可以是可安装在表面的轴。用于火箭（包括航天运载火箭）的推力矢量控制（TVC）执行机构如图96所示。用于控制无人机旋翼桨叶螺距的线性执行机构如图97所示。有时，在高加速度发射和机动过程中，

执行机构不仅必须能够旋转控制表面，使其成为一个重要的气动力，而且还必须支持整个表面的质量。线性执行机构通过将线性执行机构运动转换为角控制表面运动的机械连杆连接到控制表面。这些执行机构由电动机、增压气体或液压流体驱动。



附图97：一种机电推力矢量控制子系统，带有线性执行机构和相关电子盒，可用于火箭，包括航天运载火箭。  
(Moog, Inc)



附图96：线性执行机构，用于定位倾斜旋翼无人机上旋翼叶片的节距，并设计用于在极端环境和耐久条件下工作。  
(Moog, Inc)

**典型的导弹相关用途：**无人机系统的散热翅片和方向舵可用于纠正导航系统探测到的飞行路径中的误差，或启动转向命令，以切换到一个新的航向或高度。火箭系统推力矢量控制装置也用于同样的目的。

**其他用途：**用于无人机和火箭系统飞行控制系统的部件也可用于军用和民用飞机。

**外观（视制造情况而定）：**飞行控制系统组件分布在整个导弹中。传感器、放大器和其他元件都装在密封的盒子里。执行机构与飞行控制表面配置或整体制造。用于移动无人机气动控制表面的执行机构（包括巡航导弹）执行机构可采用旋转形式，也可采用线性结构。

**外观（如包装所示）：**气动控制表面和执行机构是相当坚固的设备部件。典型的包装包括木箱和纸板或木箱。这些设备部件安全地固定在容器上，以避免移动，并且可能包装在近似零件形状的泡沫中。在飞行控制系统中使用的传感器往往更精密，通常单独包装并固定在防震箱或板条箱中。它们通常被包在防潮袋里。



附图98：一种用于小型导弹尾翼的机电飞行控制执行机构。  
(Daimler Benz Aerospace)

10.A.3. 设计或修改用于项目10.A.1.或10.A.2中所列系统的飞行控制伺服阀，以及设计或修改用于在20 Hz和2 kHz之间高于10 g rms的振动环境下运行。

**说明：**

项目10.A中所述的系统、设备或阀门可作为载人飞行器或人造卫星的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为载人飞行器的替换部件。

- 中国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国
- 法国
- 日本

全球化生产



**属性和用途：** 伺服阀是一种电动阀；它可利用反馈来精确控制内部装置（挡板喷嘴或喷射管）的位置，以控制流体流动。电液伺服阀这个术语会经常用到，因为伺服阀通过电信号控制，通常用于液压系统。伺服阀具有非常高的精度，非常高的重复性，非常低的滞后，以及非常高的频率响应。伺服阀系统具有高响应性、高可靠性、精确的位置控制、速度控制和力控制等特点。

伺服阀用于精确的位置控制，例如，主飞行操纵面的控制。位置控制可通过一个闭环控制系统来实现；该系统由命令传感器、反馈传感器、数字或模拟控制器

和伺服阀组成。伺服阀可用于控制液压执行机构或液压马达。伺服阀和执行机构的组合称为伺服执行机构。伺服阀的主要优点是，可以用低功率的电信号来精确定位执行机构或电机。

**工作原理：** 伺服阀的主要部件是扭矩电机、挡板喷嘴或喷射管，以及一个或多个轴（伺服）。航天伺服阀的伺服系统通常采用零搭接形式；这意味着，搭接的宽度和流口的宽度相等。因此，零流量只有一个位置。这种配置通常导致最紧密的控制，通常用于高精度伺服阀。

伺服阀有一个液压入口和扭矩电机的电气输入。输入电流用于控制挡板的位置。挡板位置控制执行机构腔内的压力。因此，电流（+或-）将定位挡板，导致伺服机构上的压差，从而导致伺服机构向一个方向或另一个方向移动。伺服机构的运动将液压转移至执行机构的一侧或另一侧，同时将执行机构的另一侧移回。

大多数伺服阀包含一个位于反馈弹簧之间的先导阀芯和阀瓣。如果阀瓣向左移动，先导阀芯上的压差将阀芯向右移动。然后

反馈线将挡板拉回到中位。因此，反馈线为阀瓣提供稳定力，有助于提高阀瓣系统的稳定性和响应。伺服机构位置由阀芯上的力平衡决定；而力平衡包括阀瓣喷嘴产生的压差、摩擦力、弹簧力和作用于阀芯上的流动力。

**典型的导弹相关用途：**推力矢量控制（TVC）在气动表面不足以控制导弹或当导弹可能需要更大的灵活性时使用。TVC子系统用于平衡整个火箭发动机（通常用于液体发动机）或平衡火箭喷嘴（通常用于固体火箭发动机）、或移动推力室喷嘴部分的喷气叶片，以提供精确的导弹转向。万向架或喷气叶片的运动由执行机构完成。液压执行机构的运动由伺服阀控制，伺服阀则由飞行器导航系统的指令控制。

**其他用途：**由于能够承受较大的惯性和转矩载荷，同时具有响应速度快、精度高、性能好等优点，伺服阀在现代工业中得到了广泛的应用。典型的应用包括主动悬架系统、工业机器人控制和塑料加工。它们在商用飞机、卫星、运载火箭、飞行模拟器、涡轮控制和许多军事应用中也无处不在。

**外观（视制造情况而定）：**用于飞行控制系统的伺服阀可采用不锈钢结构，并在两端安装旋转环。液压和电气连接可在设备一侧找到。位置指示器可向飞行计算机提供反馈信号，并可以通过单独的电气连接器使用。

**外观（如包装所示）：**飞行控制伺服阀是相当坚固的设备，但有敏感的位置指示机构的安装或内置在其外壳中。典型的包装包括纸板或木箱包装。其安全地固定在容器上，以避免移动，并且可能包装在类似零件形状的泡沫中。它们通常包在防潮袋里。

## 10.B.测试和生产设备

### 10.B.1.特别设计用于10.A所述的设备的测试、校准和对齐设备。

**属性和用途：**飞行控制系统测试、校准和校准设备包括专门的工装夹具；并且，这些工装夹具通常用于机械支撑，并向传感器电子设备和执行机构子系统组件提供动力和电气测试信号。这些测试设备还可以用于支持执行机构和其他子组件级的校准、校准、功能和操作测试等各项工作。它们采用试验台和工作台的形式，使用水或其他液体作为刺激剂，或使用将在操作使用期间使用的液压液体或推进剂。



**工作原理：**试验段计算机可在试验条件下向飞行控制系统的各个单元提供模拟转向和校正信号，并记录产生的执行机构或控制表面的运动。每个子系统都可以评估运动的精度、变化率和最大频率响应。测试站通常包含用于确认气动控制表面对准零位和指令位置的设备。

**典型的导弹相关用途：**飞行控制系统是利用执行机构或其他传感器反馈信息的调谐电路。本节详细介绍的测试设备不仅可测试、校准和对齐与输入信号相关的控制表面，并且还可捕获用于校准和描述执行机构性能的输出数据。在飞行程序中，这些数据可用于定义单个执行机构的响应和性能特性。

**其他用途：**该测试设备也可用于测试、对齐和校准军用和民用飞机上的飞行控制设备。

**外观（视制造情况而定）：**飞行控制测试设备类似于大型大学或航空航天行业的标准实验室设备，如风洞、电子测试台、激光校准设备、液压或水动力测试台等。该设备将包括电子测试设备，可能是计算机控制、电动和液压电源，以及用于安装飞行控制执行机构和控制表面的刚性机械设备。校准点和对齐夹具可以安装在这些支架上。

**外观（如包装所示）：**因此，新设备或替换备件通常单独装在板条箱中或固定在受保护货盘上运输，以便于在现场组装。其将会被牢固地固定在板条箱上，以防止移动和损坏。较小的夹具可以单独采用板条箱包装或固定在货盘上，以进行运输。测试设备通常较脆弱，并有明显的标志。其将包括计算机设备、测试站以及相应的支持和接口组件。这些组件可能包括液压增压系统和精密的对准夹具。较大的物品可装在大木箱或金属箱中，而较小的物品则装在纸板箱或木箱中。

### 10.C.材料

无

## 10.D.软件

10.D.1.专门设计或修改以“用于”项目10.A或10.B中所述“生产设施”的“软件”。

### 说明：

项目10.D.1中所述的“软件”可作为载人飞行器或人造卫星的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为载人飞行器的替换部件。

- |         |         |
|---------|---------|
| • 澳大利亚  | • 奥地利   |
| • 比利时   | • 巴西    |
| • 保加利亚  | • 加拿大   |
| • 中国    | • 捷克共和国 |
| • 埃及    | • 法国    |
| • 德国    | • 希腊    |
| • 匈牙利   | • 印度    |
| • 以色列   | • 意大利   |
| • 俄罗斯联邦 | • 挪威    |
| • 南非    | • 罗马尼亚  |
| • 瑞典    | • 韩国    |
| • 台湾    | • 瑞士    |
| • 英国·美国 | • 土耳其   |

### 全球化生产



测量其输出。传感器输出也提供给控制执行机；并且，测试设备会测量其输出。激光或其他高质量的测量工具用于确定火箭喷嘴转向或气动控制表面的对准和运动精度。根据设计规范，维修人员可以进行调整，使设备达到设计公差。

**属性和用途：**无人机和火箭系统中使用的飞行软件可提供发送给飞行控制系统执行机构的控制和转向命令。然后，这些执行机构改变无人机控制面位置、或改变火箭推力矢量或气动面来修改飞行轨道。其他软件则用于测试、校准、对准和维护飞行控制系统的传感器、仪表和执行机构硬件。

**工作原理：**飞行控制系统软件可告诉飞行控制器（系统的“大脑”）如何解读和翻译由制导传感器提供的信息，将其转换为转向命令，然后发送到个别飞行控制执行机构。如果在角度方向（火箭或无人机指向的方向）和飞行路径中检测到微小的错误，这些命令会不断地修正飞行器的飞行轨迹。其也可能被用于引导车辆沿着主飞行计算机中存储的航向和轨迹信息转向新的飞行航向。实验室和维护设施会使用各种类型的地面支持软件来测试传感器和执行机构的硬件，或在更换一个或多个部件后对系统进行校准和维护。与试验台设备连接的计算机可以向飞行控制传感器设备提供适当的仿真信号并

**典型的导弹相关用途：**飞行控制系统软件安装在无人机或火箭系统飞行计算机内存中，通常作为飞行软件的功能部份。其在飞行过程中用于监测制导系统所提供的位置和轨迹。在用预先编程的信息评估这些数据后，飞行计算机向各个飞行控制执行机构发出转向命令，以纠正任何已检测到的位置错误。

**其他用途：**用于无人机和火箭飞行控制系统的软件也可用于军用和民用飞行器。地面支持软件也可用于这些工业中，以测试和维护飞行器和火箭控制系统。自动驾驶汽车的软件与火箭和无人机的软件有潜在的相似之处，尽管具体实现方式有很大不同。

**外观（视制造情况而定）：**此软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含此软件的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络（如互联网）传送。

## 10.E.技术

10.E.1.设计或修改用于项目1.A或19.A.2所述系统的飞行器机身、推进系统和升降控制面的集成设计“技术”，以用于优化无人机整个飞行状态的气动性能。

**属性和用途：**稳定可控的大气飞行是一个非常复杂的动态控制问题。如需解决这个问题，就要深入了解所有子系统及其在所有飞行状态下的相互作用。这些知识通常通过风洞测试、模拟飞行器性能的计算机建模和详细的飞行测试程序获得。设计集成技术可使无人机系统（包括巡航导弹）的设计者能够对所有子系统进行尺寸设计、配置和优化，考虑它们之间复杂的相互作用，从而最小化各种误差。因此，这项技术可减少无人机设计、测试和生产的时间，也可支持改进性能方面的工作。

**工作原理：**设计集成技术通常包括一个专门设计的计算机应用程序，以便于在早期用于无人机开发项目，并在后来经过改进，用于建模机身的气动特性，以及无人机的推进、制导和控制等系统。设计人员可以改变飞行控制系统的参数，重新运行仿真，并选择能实现最佳性能的参数。在稍后的开发计划中，“硬件在回路”仿真可能会被用来将飞行控制系统集成到一个测试台上，同时，

这些系统连接到一个模拟飞行环境的计算机上。其他测试设备（如风洞）也可用于模拟飞行条件和空气动力响应。

**典型的导弹相关用途：**设计集成技术可用于设计和集成无人机系统中的飞行控制系统，包括巡航导弹。

**其他用途：**某些用于设计、制造和测试无人机系统的“技术”可能拥有军用或商用飞行器的功能。其中一个例子是用于载人飞机的自动驾驶仪。开发自动驾驶汽车和非军事无人机所需的技术也存在重叠的方面。

**外观（视制造情况而定）：**典型的无人机设计集成技术以人员之间的工程专业知识的形式出现；这种专业知识很可能反映在存储在印刷、磁性、光学或其他媒介上的计算机应用程序中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含设计集成技术的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机或互联网上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种技术（包括文件）可通过计算机网络传送。其他设计集成技术包括在国外技术中心的培训和实践经验，例如在仪表化的风洞或“硬件在回路”设施。

10.E.2. 设计或修改用于1.A或19.A.1所述系统、并将飞行控制、指导和推进数据集成到飞行管理系统中的设计“软件”，以优化火箭系统轨迹。

**属性和用途：**控制火箭系统飞行所需的技术非常复杂，并且涉及大量必须理解、测量和调整的物理变量。设计人员不仅必须对导弹飞行控制子系统及其相互作用有深入的了解，而且还必须确定各项技术，以解决涉及大范围高空高速的控制问题。其中某些知识可能在基于子系统规范、风洞测试和详细飞行测试程序的计算机建模中得到体现。随着导弹变得越来越先进，导弹开发计划成本也逐渐增加，且所需时间更长。因此，许多国家试图从外国获得所需的技术，以减少导弹发展计划的时间和成本。

**工作原理：**技术支持可以有多种形式。技术支持可以由一个人或组织提供的指导，此人或组织具有为火箭系统开发飞行控制系统的经验，并且，他们会在开发或生产现场或附近的教室里担任培训师。一个

国家可以从一个或多个外国实体获得“技术支持”——这些实体拥有可提供实际经验的设计和开发设施，以发展所需的技术。技术支持也可能以协助采购机器、设备和材料的形式提供。在请求报价之后，但在签署任何合同或进行任何工作之前，都有可能将受管制技术转让作为投标活动的一部分进行。

**典型的导弹相关用途：**用于开发和制造火箭飞行系统所需的技术支持仅用于这些用途，且例外情况有限。要稍加调整，气象研究中所使用的探空火箭就可以转化为弹道导弹。用于弹道导弹、航天运载火箭和探空火箭的技术非常相似，尽管探空火箭不需要精确的轨迹控制来达到精确的目标位置。

**其他用途：**这项技术仅限于火箭工程，之外尚未存在其他应用。尽管弹道导弹的高速度和大范围的飞行高度使其飞行控制技术独树一帜，但与开发飞机自动驾驶仪、自动驾驶汽车和商用无人机所需的技术有很多总体相似之处，还有一些相似的细节。

**外观（视制造情况而定）：**典型的火箭设计集成技术以人员之间的工程专业知识的形式出现；这种专业知识很可能反映在存储在印刷、磁性、光学或其他媒介上的计算机应用程序中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含设计集成技术的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种技术（包括文件）可通过计算机网络传送。其他设计集成技术包括在国外技术中心的培训和实践经验，例如在仪表化的高速风洞或“硬件在回路”设施。

10.E.3.根据《通用技术说明》，用于项目10.A、10.B或10.D中所述设备或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**开发和生产火箭和无人机飞行控制系统所需的技术包括广泛的工程实践和科学知识。需要对飞行控制执行机构（如项目10.A.1所述）、其他姿态控制设备（如喷气叶片）的功能（如项目10.A.2所述）以及（如使用液压控制）专用伺服阀（如项目10.A.3所述）有深厚的知识和专业认识。同样，需要有生产和测试飞行控制部件和子系统的深厚知识和专门经验，包括对测试、校准和对准设备的认识（项目10.B.1）。最终，所有这些技术都来自于由计算和物理定律支持的实验。



在许多情况下，将上述专业技术转化为计算机软件可以减少设计和开发火箭或无人机飞行控制所需的时间和费用。此类软件可能包括飞行控制系统、推进、制导和相关子系统的数学表达。测试、校准和校准设备的技术也可以部分地表现为专门的计算机软件。执行飞行控制所需的许多专门知识可以从已经拥有这项技术的国家获得，仅通过测试就可以减少重新学习的时间和费用。

**工作原理：**飞行控制通用技术包括许多学科。技术的实现通常需要跨学科的工程团队以高度协调组织的方式一起工作。如果在开发计划早期使用计算机程序，通常具生产效率；因为计算机程序可为机身和飞行器的推进、制导和控制系统建模。该软件模拟了飞行器在所有预期飞行状态下的行为，并预测其理论性能。设计人员可以修改子系统参数，重新运行仿真，选择性能最好的参数。在开发计划的后期，可能会使用“硬件在回路”模拟，即将实际的子系统在测试台上连接在一起，并使用计算机模拟飞行环境以及模拟中缺少的任何硬件。某些测试设备（如风洞）也可用于复制实际飞行条件，以作为模拟的一部分。这种技术可以发现硬件交互的真实效果，并且，这些效果可能难以检测或模拟。例如，美国航天飞机从未使用其最终配置进行过飞行测试。尽管许多组件和子系统都经过了广泛的测试，但航天飞机第一次发射时就是由机组人员驾驶飞行的一一如果没有这项技术，这是极不可能发生的事情。

**典型的导弹相关用途：**开发和生产导弹飞行控制的一般技术对所有导弹来说都必不可少，以确保其沿着预定轨迹飞行并达到预定的目标。

**其他用途：**商用飞机和军用飞机都需要飞行控制；并且，飞行控制的一般技术包括许多相互重叠的专业技术领域。同样，自动驾驶汽车也需要机电或液压控制执行机构来转向。虽然导弹飞行控制的具体实施可能会有很大差别，但是，这些其他类型车辆的通用技术转让可能仍然会适用于导弹计划。

**外观（视制造情况而定）：**只要该技术保存在软件中，飞行控制技术就可以存储在印刷、磁性、光学或其他媒介上。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含飞行控制技术的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种技术（包括文件）可通过计算机网络或互联网传输。

类别II - 项目11  
航空电子设备

## 类别II - 项目11：航空电子设备

## 11.A.设备、总成和组件

说明：

1. 项目911.A中所述的设备，包括以下：
  - a. 地形等高线测绘设备
  - b. 场景映射与关联（数码及模拟）设备；
  - c. 多普勒导航雷达设备；
  - d. 无源干涉仪设备；
  - e. 成像传感器设备（主动和被动）。
2. 项目11.A中所述的“设备”可作为载人飞行器或人造卫星的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为载人飞行器的替换部件。

11.A.1.设计或修改用于1.A所述系统的雷达和激光雷达系统，包括测高计。

技术说明：

激光雷达系统包含专门的传输、扫描、接收和信号处理技术，利用激光进行回波测距、定向和根据位置、径向速度和身体反射特性识别目标。

**属性和用途：**雷达和激光雷达是复杂的主动传感器系统，可用于侦察、目标寻的或无人机的制导，特别是巡航导弹。这些系统包括激光探测与测距（LADAR）和光探测与测距（LIDAR）技术。这些术语通常可以互换使用，一般可用于指使用激光能量来确定范围或对某个对象进行成像的设备。雷达场景匹配相关器已用于各种无人机，包括巡航导弹和弹道导弹。雷达和激光高度计属于不太复杂的设备，可用于巡航导弹的导航和地形回避，以及巡航导弹和弹道导弹的武器引信。近年来，发射机、接收机、天线和电子处理技术都有了显著的进步。

**工作原理：**雷达、雷达雷达和激光雷达系统的工作原理近似。它们发射电磁能量脉冲，然后探测从地面或下方目标反射到它们身上的能量。距离等于信号传输到接收的一半时间与光速的乘积。目标或地形的方向由两个脉冲之间的角度确定。由此生成的地形或目标的图像可与所存储的图像进行比较，并且可根据需要改变导弹的航向。

- 奥地利
- 法国
- 印度
- 意大利
- 挪威
- 南非
- 瑞典
- 英国 • 美国
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 台湾

### 全球化生产



雷达和激光高度计的工作原理类似，但只能测量导弹到地面的距离。这种高度计可以精确测量其与地面的距离，以帮助低空飞行的导弹避开地形；并且，与高程地图相比，其可用作导航辅助。雷达高度计也可用于弹道导弹的高空引信。

多普勒导航系统的工作原理类似于雷达高度计，但比较的是发射光束和返回能量的频率，而不是传输时间。频率的变化（多普勒频移）是导弹相对于地面运动的结果，并可直接转换成导弹的速度。如果接收到足够的返回能量，多个天线可以测量任意方向的导弹速度。该速度信息可用于修正累积的制导误差。

**典型的导弹相关用途：**这些系统可用于巡航导弹作为目标识别、制导和弹头引信的传感器。它们也会用作导航辅助，以用于保持导弹规定的飞行路径和一定的飞行高度。此类传感器也可用于弹道导弹的末段制导或引信。

**其他用途：**雷达和多普勒导航系统可用于军用和商用飞机和船舶的导航、天气探测和避碰等系统。雷达高度计通常拥有许多用途，例如，用在许多飞行器上测定距离地面的高度。LIDAR已广泛用于大气测量、海洋研究和烟囱排放研究。

**外观（视制造情况而定）：**火箭和无人机（寻的装置或传感器）的雷达系统通常设计为单一的组件，包括位于系统一端的天线组件和位于一个或多个（独立但互相连接）外壳中的支持电源、控制和处理组件。天线组件通常是一个圆形或长方形的辐射和接收单元，波束形成单元连接到功率放大器和波导管（通常是矩形管），将信号从放大器耦合到辐射单元。天线可能为平面或抛物线形状，且必须按照导弹直径来调整尺寸。天线固定在电子扫描系统中或用万向架固定在机械扫描系统中。天线安装特点和支撑结构必须足够牢固，以在发射、湍流和机动所导致的大加速度条件下保持稳定性和准确性。

支撑结构和辅助设备外壳的形状和重量因系统而异，但可能具有一些导弹应用所特有的特点。例如，为了帮助减少导弹横截面积和改善冷却，设备箱可能设有一个或多个圆柱形或锥形表面，

并可能具有安装功能，以确保与导弹外壳良好接触，或提供冷却剂流量，而不是用空气冷却的外部翅片。

雷达高度计通常比雷达寻的装置或其他具有固定的、表面安装的发射机和接收机天线的传感器小得多。这些天线必须指向地面，且通常为平面、矩形或圆板形状；其安装表面与导弹的外部相一致。功率和信号处理要求明显低于雷达寻的系统。发射机和接收机通常封装在一个盒子内，通过同轴电缆与天线相连。该组件体积通常小于0.05立方米，并且不需要外部冷却。典型的多普勒系统通常由接收机/发射机/天线等组件组成，体积0.007立方米，重量小于5公斤，需要大约12瓦的电力。

LADAR和LIDAR系统的不同之处在于，它们分别使用更短的可见光和红外波长。它们很容易通过光学透镜或窗口的外观来进行区分。在较长的红外波段工作的系统设有一个看起来像金属的光学端口。与雷达天线一样，系统的光学单元为固定或可移动形式，且可以单独安装。其结构厚重，并配有坚固的安装支架。一般来说，所有这些系统的安装表面都不涂漆，但涂有导电防腐膜层。所有航空电子机架的电气接地对其在恶劣电磁环境中的生存能力至关重要。

**外观（如包装所示）：**虽然这些系统为了应对导弹搬运和储存、以及恶劣的飞行环境下而打造，但也必须仔细包装，以确保不受包装容器及其环境中不寻常的压力所影响。由于天线结构和驱动系统特别敏感，它们须受到很好的保护。这些系统均采用密封外壳装，并装在缓冲容器中运输。可用的外部容器选择广泛，包括金属桶、木箱、复合材料或金属箱。

11.A.2. 设计或修改用于1.A.所述系统的无源传感器，用于确定特定电磁源的方位（定向设备）或地形特征。

- 澳大利亚
- 法国
- 印度
- 意大利
- 挪威
- 南非
- 瑞典
- 英国 • 美国
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 台湾

全球化生产



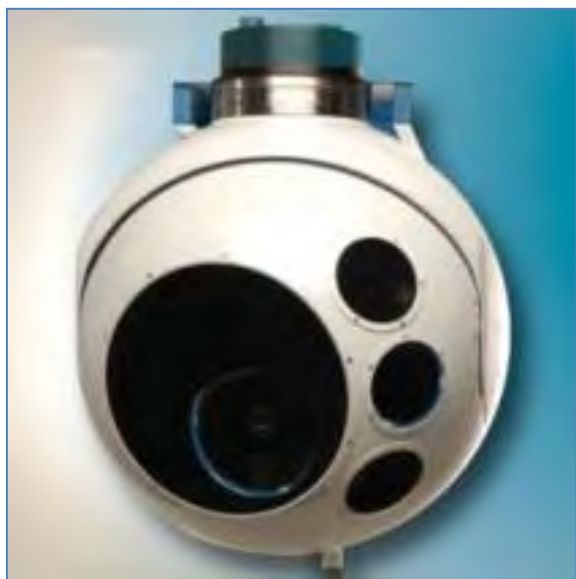
**属性和用途：**测向系统可为飞行器提供方位信息（角度方向），以确定从地面发射机发出的电磁辐射来源。地形和目标特性可通过成像系统确定，后者通常是可见光或红外（IR）相机。这些系统都是无源系统，因为它们接收但不传输能量；因此，使用这种系统的导弹被发现的可能性要小得多。这两种系统都用于无人机制导和有效载荷传感器；在某些情况下，也用于弹道导弹的末段制导。





附图99：一种用于无人机（顶部）及其相关电子设备的红外成像传感器。（LFK-GmbH）

一个图像增强器和一个用于将场景转换为数字地图的光敏阵列。该组件可在可见光或红外波段工作。在夜间使用高强度闪光照明灯的可见光系统因此成为了主动传感器系统。传感器沿着预先设定的飞行路线在预定的地点收集地面场景的图像。这些图像会进行数字化处理，并与所存储的相同位置的场景进行比较。两个场景之间的差异会转换成位置错误信号，以用于修正飞行器的航向。另外，图像传感器也可以用于“人在回路”制导：在该系统中，目标区域的图像会转发给实际驾驶飞行器的人员。操作员可引导无人机去撞击目标，也可使导弹锁定目标，然后导弹自主瞄准，以进行攻击。



附图100：无源成像传感器是一种高性能无人机红外系统，可容纳多达六个传感器。（Northrop Grumman）

**工作原理：**测向设备采用无源传感器，以在不同的已知位置接收地面发射机发出的电磁辐射。例如，通过比较来自两个或更多地点的信号的对传输时间，可允许导弹上的计算机确定其位置和航向。综合飞行仪表系统使用这些信息来执行预先编制的飞行计划。反辐射寻的导引头通过处理单个发射器接收到的雷达能量来引导导弹飞向目标。

成像传感器可利用地形特征来导航。光学组件包括一个或多个固定焦距或可变焦距透镜、

**典型的导弹相关用途：**经过成像系统更新后，惯性制导系统可用于制导精度极高的巡航导弹或弹道导弹的末段制导。测向设备可用于引导无人机（包括巡航导弹）以及弹道导弹的末段制导。

**其他用途：**测向系统可用于飞机、轮船和陆地车辆。图像传感器可用于许多战术军事系统的军械输送，特别是通过飞机输送。成像传感器技术（传感器和算法）也广泛应用于机器人和摄影领域。但是，设计用于巡航导弹的成像系统通常没有商业用途。

**外观（视制造情况而定）：**测向仪由三个组件组成：天线或天线阵列、接收器和处理设备。该

天线是一个前视抛物面盘，或一个平面面板（如相控阵天线），通常安装在万向架架组件上，且其尺寸经过设计，以安装在飞行器结构内。接收器是一个小型低功耗组件，带有用于功率和信号输出的连接器、以及一个或多个同轴天线连接器。信号处理设备可与其他电子设备集成，也可安装在独立的电子盒中。这种信号处理电子设备的外观差异很大，并且，其外观可能反映制造商的偏好，而非设备的功能用途。信号处理设备的尺寸从几厘米到数十厘米不等（侧面）。

成像传感器由透镜和可见光或红外传感器或照相机组成。其与电子组件一起使用，并且，该电子组件由电源、控制和处理电子元件组成，如图99所示。另一个红外摄像机如图100所示。可见光传感器可通过光学透镜或窗户来识别。红外光传感器的光学端口可能是金属的。闪光灯装置设有一个大型光学窗口；该窗口覆盖反射器和玻璃管。

成像传感器可能是固定的，也可能是移动的；并且，它们可与其他地形测绘设备分开安装。光学安装特点和支撑结构必须稳固，以在发射期间大加速度条件、湍流和机动情况下保持稳定性和准确性。靠近镜头的部件表面可塑造成适合导弹底部轮廓的形状，因为镜头在飞行过程中必须朝着地面。

**外观（如包装所示）：**由于天线和光学元件对冲击敏感，它们可能采用特殊的保护包装。这些元件均采用密封、防潮的外壳封装，并装在缓冲容器中运输。然后，这些包装再装入各种各样的容器中，包括金属箱、木箱或专用的复合材料或金属箱。

11.A.3. 全球卫星导航系统（GNSS）的接收设备（例如GPS、GLONASS或Galileo）具有下列特性、以及专门为此而设计的组件：

- a. 设计或修改用于项目1.A中所述的系统；或者
- b. 设计或修改用于航空应用并具备以下特性：
  1. 能够以超过600 m/s的速度提供导航信息；
  2. 利用解码，设计或修改用于军事或政府服务，以获得GNSS安全信号/数据的权限；或者
  3. 专为在主动或被动对抗环境下工作而设计的抗干扰功能（例如零转向天线或电子可转向天线）。

**说明：**

项目11.A.3.b.2和11.A.3.b.3并不管制设计用于商业、民用或者‘生命安全’（例如：数据完整性、飞行安全）’等GNSS服务的设备。

- 中国
- 德国
- 日本
- 南非
- 美国
- 法国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 英国

全球  
生产



**属性和用途：**GNSS接收器是一种小型电子装置，带有电源和天线连接，用于提供非常精确的飞行器位置和速度信息。GNSS接收器是GNSS的三个核心部件之一，其他部件分别是绕地球运行的卫星、地面控制站和监测站。GLONASS、全球定位系统（GPS）和Galileo都是GNSS的应用例子；并且全部基于一系列不断向地球上的接收器发送信号的活动卫星。

**工作原理：**GPS接收器能探测到从环绕地球运行的GPS卫星发出的无线电信号。这些无线电信号能识别卫星，并包含准确的时间基准。其接收器可同时测量四颗或四颗以上卫星之间的信号时延，并根据它们的位置和信号中包含的其他信息计算结果，以确定自身的位置和速度。GLONASS和Galileo的工作原理与GPS非常相似。还可使用GPS/GLONASS/Galileo组合接收器。

**典型的导弹相关用途：**为项目1.A中所述系统设计或修改的军用级和商用GNSS接收器可用于综合飞行仪表系统或复杂的综合导航系统，为包括巡航导弹在内的无人机提供非常精确的定位、导航和定时（PNT）解决方案。特别设计的接收器也可用于火箭系统，对制导装置进行补充或更新，以提高精度。

**其他用途：**虽然GPS系统最初为军事目的而设计，但GNSS接收器有着一系列应用。GNSS接收器可广泛应用于民用航空等交通运输系统、

救灾和应急服务、测绘等领域。

**外观（视制造情况而定）：**GNSS接收器体积很小，通常仅几厘米左右，且相当轻，通常重量不到1公斤（图102）。MTCR管制的GNSS接收器很难在视觉上与不受管制的GNSS接收器区分开来，因为高度和速度限制均在微电路的固件中实现。确定特定的GNSS接收器是否MTCR管制装置的最佳方法是基于接收器型号、序列号和相关文档。GNSS接收器也可以作为一个整套制导套件的一部分，如图101所示。

**外观（如包装所示）：**其包装如同小型昂贵电子产品的包装。这些元件均采用密封、防潮的外壳封装，并装在缓冲容器中运输。然后，这些包装再装入各种各样的容器中，包括金属箱、木箱或专用的复合材料或金属箱。



附图101：此GPS-惯性导航系统旨在为关键发射和再入飞行器提供可靠且准确的定位、导航和定时（PNT）。（Northrop Grumman）



附图102：左侧：带有贴片天线的全球定位系统接收器/处理器。（Sextant Avionique）  
右侧：一个全球定位系统接收器/处理器。（Litton Guidance & Control Systems）





11.A.4. 设计或修改在1.A或19.A中所述系统中使用、并且专门设计用于军事用途并在超过125℃温度下运行的电子器件和设备。

**属性和用途：**火箭系统和无人机系统的有限空间要求设计和制造小型但非常强大（高功率和密度）的系统。如果能将电子产品设计成可承受高温的产品，就可去除冷却所需材料的重量。在这种情况下，所使用的电子组件和零部件均经过广泛设计和测试，以确保其在高温环境中使用的可靠性。坚固耐用、耐热的电子产品的基本目的是：确保武器系统的性能和可靠性，同时最小化重量和所占空间。

专用的设备可为现有机身提供更好的导航性能。

地形轮廓测绘设备（TERCOM）可将雷达高度计测量数据与安装在导弹制导系统中的数字化地形测绘数据相结合。

场景映射和相关性可使用光学传感器收集地形信息，然后与存储在飞行计算机中的数字图像进行比较。

多普勒导航雷达设备利用多普勒效应以周期性速率跟踪地面特征，从而确定机身的速度，包括侧向漂移。多普勒雷达信息常被用来向制导计算机更新惯性导航信息。

无源干涉仪设备可利用数字场景匹配区域相关器（DSMAC），通过将飞行器摄像机捕获的图像与存储在飞行计算机上的数字化灰度图像进行比较，以允许无人机导航到其目标。由于飞行计算机的内存限制，通常只存储直接目标的图像。在主制导系统将无人机导航到目标区域后，该系统就会被激活。

成像传感器设备可分为有源和无源两个类别。有源成像传感器需要传感器发出的信号才能工作。有源传感器接收并处理反射信号。有源成像传感器设备的例子包括综合孔径雷达（SAR）或成像激光雷达。无源成像传感器可接收环境中物体发出或反射的信号。无源成像传感器的例子包括可见光、红外或紫外光谱敏感光学阵列。在大多数情况下，来自成像传感器的数据用于纠正制导误差；其方法是：将图像与预先存储的目标图像相关联，并将位置误差反馈给制导和控制软件。

**工作原理：**军用电子组件和部件通常使用电池，工作原理与其他电子产品非常相似。但是，其通常设计有更大的抗破坏裕度，并通过温度循环试验和加速老化试验来证实其所具有的更高可靠性。



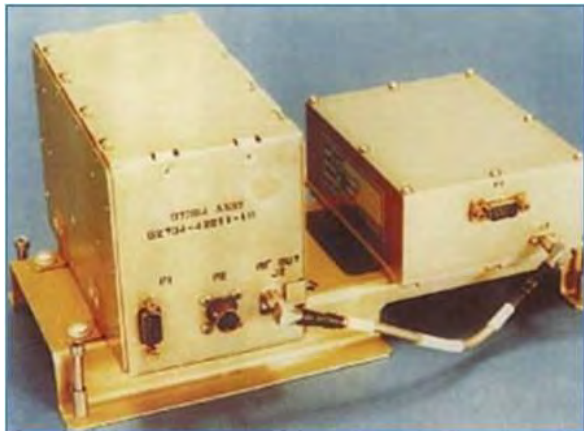
**典型的导弹相关用途：**耐热电子产品可用于制导计算机、惯性导航系统和弹道导弹的再入飞行器。它们在雷达、计算机和无人机系统上的寻的器系统中也很有用。

**其他用途：**电子组件和零部件在所有类型的军用飞行器和其他军用系统中几乎有着无限的用途。具有相似规格和相同类型的组件通常也用于各种商用飞机和船舶。

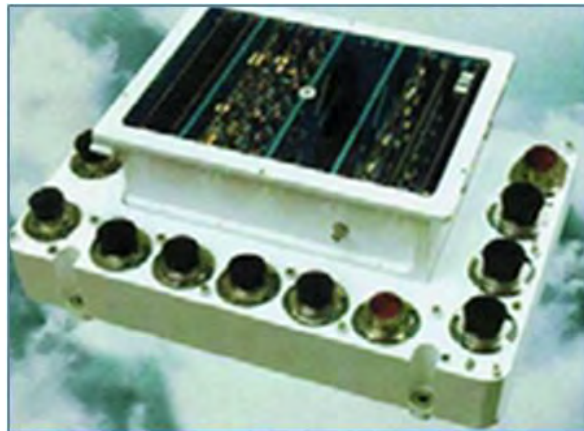
**外观（视制造情况而定）：**电子组件通常体积小，重量轻，侧面长几厘米，重几克。这些组件的零部件与各种商业应用中所使用的零部件类似。但是，用于军事应用的电子组件通常密封在金属或陶瓷外壳中，而不会采用数字图像处理器（DIP）商业组件的透明塑料外壳。但高性能处理器属于例外情况，如多晶片模组封装结构中的四元数字信号处理器（DSP）（图6）；它包括堆叠的高密度内存芯片，以实现超常的速度和内存容量。这种高成本装置的存在表明其可能用于军事用途；但是，某些组件可能看起来更传统，如图5所示。

军用电子组件通常带有散热设计。在某些组件中，一体化散热器还会采用水冷却作为补充。电缆接口采用坚固耐用的圆形连接器或带有屏蔽电缆的螺栓紧固小连接器。电子器件通常安装在外部射频（RF）屏蔽（法拉第笼）外壳内，该外壳可能密封或与环境压力相通。压力容器有时会用于火箭和无人机；其必须在高海拔运行，以帮助将热量传导到外壳和所安装的散热器上。箱体主要由铝制成，且外露的金属表面涂有涂层或镀镍等耐腐蚀材料。

**外观（如包装所示）：**电子组件和零部件通常装在标有静电敏感装置的塑料袋中，用泡沫橡胶或气泡包装缓冲以防震，然后再装在硬纸板箱中、或装在20公斤以上的木制板条箱中进行运输。



附图103：一个无人机电子盒。（AAI公司）



附图104：盖子拆掉的数字信号处理器。每侧大小是5厘米到7.5厘米。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））

11.A.5. 专门设计用于项目1.A.1或19.A.1中所述系统的中央及级间电气连接器。

技术说明：

在项目11.A.5中提及的级间连接器也包括在项目1.A.1或19.A.1中所述的系统间安装的电气连接器、以及其“有效载荷”：

- 德国
- 俄罗斯
- 美国

全球化生产



连接器和运载系统。在发射过程中，其他脐部连接器通过飞行器的向前运动释放，并从发射外壳中缩回，以确保脐部连接器不会撞到火箭。

**属性和用途：**脐部和级间电子连接器用于连接导弹级、制导系统和有效载荷、以及火箭和发射器。脐部和级间电子连接器可为制导系统提供发射编码信息、健康状态和必要的冷却液。

**工作原理：**脐部连接器可将火箭连接到发射台、发射井或升降机/发射装置上的地面支持设备。脐部连接器通过机械方式固定在适当的位置，并在发射前通过执行机构释放。这种执行机构可能是弹簧装置或通过爆炸装置激活，以通过机械方式分离脐部

**典型的导弹相关用途：**脐部和级间连接器为火箭可提供接收信息的路径，并可作为监视和查询系统的一种手段。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**根据级间电气连接器的类型，它将有許多针脚或插座，并且，大多数连接器将有一个锁环。脐部连接器将设有一个平面，通常由环氧树脂或硬塑料制成。所述的脐部连接器表面可设有针脚和插座，还可能设有用于制导系统的液体冷却连接器。

**外观（如包装所示）：**脐部连接器头和级间电子连接器将采用抗静电冲击塑料包装，通常为灰色或粉红色。由于存在数量众多的线缆，脐部连接器或级间电子连接器可能包含考虑其弯曲半径保护的包装。为了防止损坏这些线缆，线缆很可能会绕成一个大圆圈。

### 11.B.测试和生产设备

无

### 11.C.材料

无。

## 11.D.软件

11.D.1.专门设计或修改以“用于”项目11.A.1、11.A.2或11.A.4中所述“生产设施”的“软件”。

**属性和用途：**无人机雷达、激光和红外激光雷达系统使用软件来解读和转换反射信号，将其转换为侦察、目标寻的或制导信息（使用地形匹配技术）。测向设备使用导航软件来确定（在收到两个或多个导航信标后）飞行器的位置和航向。自动导航系统可使用这种设备和预先编程的飞行计划来引导飞行器到达目标区域。然后，成像传感器可以使用地形测绘技术来引导飞行器或其武器飞向目标。多普勒雷达系统可用于无人机测速；如果多普勒系统能接收到足够的反射能量，其也可用于弹道导弹。

**工作原理：**由传感器、积分器和计算机组成的航空电子设备套件可构成一系列冗余系统，并可实现高度精确的巡航导弹导航。这些传感器中，每个都可从有源地面信号（归航信标）和无源信号来源（来自已知的海图目标的雷达反射）收集特定的信息，并向飞行计算机提供导航信号，以强化惯性制导系统信号源。导弹制导软件可用于解读传感器数据，并决定需要对导弹飞行路径进行哪些修正。这些软件功能都是机载飞行程序的组成部分。

**典型的导弹相关用途：**这些设备可用于支持无人机系统和弹道导弹导航。

**其他用途：**雷达、激光系统和测向设备的部件都可用于民用和军用飞机，以增强惯性导航系统。

**外观（视制造情况而定）：**典型雷达系统软件、与无源传感器配合使用的软件、和适合项目1.A中所述系统的飞行软件等，可能以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他介质上。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

### 11.D.2. 专门设计以“用于”项目11.A.3中所述“生产设施”的“软件”。

**属性和用途：**GNSS软件将卫星信号处理成位置信息，然后用于火箭或无人机系统的制导系统。该处理还可能包括解密算法，使接收器获得更准确的军事定位信息。

**工作原理：**经过强化的GNSS接收器可以安装在火箭或无人机系统中。GNSS软件可解决涉及这些信号的算法，并获得精确的位置和速度信息。该软件通常是机载飞行软件的一个组成部分。

**典型的导弹相关用途：**GNSS接收器可用于增加惯性仪器提供的位置和速度数据，或可作为该信息的主要来源。

**其他用途：**GNSS软件专门为特定的GNSS接收器而设计。民用级（精度较低）系统可升级为军用兼容系统（任何方向的位置精度小于6米，速度信息更准确）；其方法是：解码从新的民用GPS信号中获得的更精确卫星定时信息；这些信号作为GPS现代化计划的一部分正在慢慢上线。2014年4月，新卫星开始播送新的民用GPS信号；预计到21世纪20年代末，全球卫星定位系统（GPS）现代化计划可将在24颗GPS卫星上播送全部新的民用GPS信号。

**外观（视制造情况而定）：**通常，GNSS软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。MTCR管制的GPS接收器很难在视觉上与不受管制的GNSS接收器区分开来，因为高度和速度算法均在固件或软件中实现。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。



## 11.E.技术

11.E.1.设计“技术”，用于保护航空电子设备和电子子系统免受外部来源的电磁脉冲（EMP）和电磁干扰（EMI）的损害，具体如下：

- a. 用于防护系统的设计“技术”；
- b. 用于配置硬化的电路和子系统的设计“技术”；
- c. 用于测定以上硬化标准的设计“技术”。

11.E.2.根据《通用技术说明》，用于项目11.A或11.D中所述设备的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

- 中国
- 日本
- 英国 •美国
- 法国
- 俄罗斯联邦

全球化生产



**属性和用途：**电磁脉冲（EMP）和电磁干扰（EMI）技术可用于提高系统在具有强人造射频噪声环境中的生存能力，特别是由核武器爆炸引起的射频噪声。该技术可通过至少三种方法使用，并且通常同时使用：配置敏感电路，以尽量减少干扰；将电路封装在导电盒中；通过防冲设备保护输入/输出（I/O）电线，通常就在导电盒内。

虽然用于保护电路免受电磁脉冲和电磁干扰的技术很常见且很平凡，但确定要求并实现这些要求通常是困难且复杂的问题。通过交互式计算机程序，可以研究电路拓扑、抑制装置的使用、武器效果预测模型和标准生成；这些程序可接收武器和系统参数，并使用这些参数来评估威胁环境，如磁场和电流的级别。

**工作原理：**电磁脉冲和电磁干扰保护通常为被动形式。RF外壳能以电流形式在导电外表面上耗散RF能量。注意盖和门，以确保磁场不会泄漏到

外壳内；在此类开口，通常会使用金属垫圈和屏蔽装置。I/O抑制装置仅将电池厂对地短路，或通过射频扼流圈和滤波器提供高阻抗（例如，电气对抗）。但是，有些抑制器件，如稳压二极管、转珠、火花隙和金属氧化物压敏电阻等，在一定电压或电流水平下会改变其阻抗。

**典型的导弹相关用途：**电磁脉冲和电磁干扰设计技术可用于弹道导弹，以保护再入飞行器的制导装置和电子设备免受附近核爆炸电磁脉冲和电磁干扰的影响。其还可用于保护烟火装置（如级间分离系统），以避免过早点火。该技术可用于无人机系统，但通常只需在距离核爆炸或其他干扰源相当远的地方保护无人机免受较低水平的电磁脉冲和电磁干扰。

**其他用途：**EMP和EMI设计技术可用于卫星、某些军用飞机和某些武器系统。类似的电磁干扰技术可用于设计某些商业电子系统，如短波收音机和立体声设备，以减少或防止来自其他电子设备的干扰。电源和电线上的避雷针也是电磁脉冲/电磁干扰保护的另一个例子。



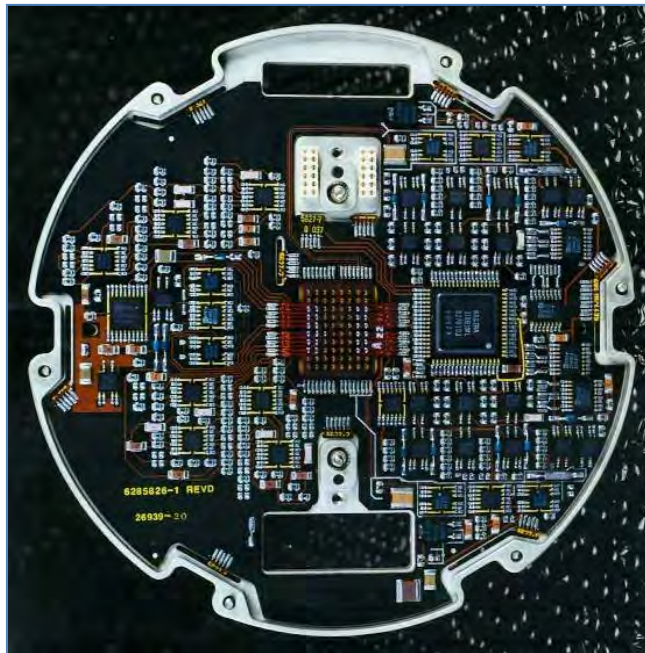
附图105：一系列电磁界面抑制装置。（Sabritec）

**外观（视制造情况而定）：**这种设计技术可采取技术支持的形式，包括培训和咨询服务。技术数据还可能采取形式包括蓝图、平面图、图表、模型、配方、工程设计和规范，以及书写或记录在其他媒体或设备（如磁盘、磁带和只读存储器）上的手册和说明等。

某些设计技术可能由设备本身传递。组件会封装在红外屏蔽在金属外壳中（通常为铝外壳）。对于非常轻的应用，通常会使用耐用的复合材料或坚固的塑料盒，并在其上添加金属涂层，以用于射频屏蔽。涂层通常是铝涂层，并且通常在盒子的内表面。暴露在外的金属表面通常采用耐腐蚀材料（如镀镍）进行喷涂或处理。某些电磁干扰抑制装置如图105所示。EMI/EMP电子模块如图106所示。电子设备采用铝外壳保护；在使用匹配模块和盖密封时，铝外壳可充当射频法拉第笼。电路板下面的铝表面可作为内部模块的RF分区。盖上的螺栓样式每隔几厘米安装一颗，以防止外壳出现间隙，并保持RF密封垫压力均匀，

该密封垫可能为软金属、金属填充密封垫、金属弹簧或金属丝网。EMI/EMP电子设备可采取几乎任何形状来适应空间限制。

**外观（如包装所示）：**报告、数据和标准生成程序等技术可封装在超大的商业信封中，也可封装在普通的计算机电子媒介大规模发布包装中。电磁脉冲/电磁干扰（EMP/EMI）电子组件通常用橡胶泡沫塑料或泡沫包装防震材料，然后再采用保护纸板箱装运，或者，如果重量超过20公斤，则用木箱装运。它们偶尔会装在标有静电敏感装置（ESD）的塑料袋中运输，尽管它们并不对静电敏感。



附图106：电磁干扰/电磁脉冲电子模块。（Sabritec）

# 类别II - 项目12

## 飞行控制

## 类别II - 项目12: 发射支持

## 12.A. 设备、总成和组件

12.A.1. 设计或修改用于操作、控制、激活和发射项目1.A.、19.A.1.或19.A.2中所述系统的装置和设备。



附图107: 在一个建造中的发射基地, 发射井衬套正在吊起安装到导弹发射井中。(波音公司)

**属性和用途:** 仪器与设备包括发射台设施、塔架、掩体、地下发射井、搬运设备、系统试验检测设备、加油设备、校准设备和指挥控制设备。其中一些设备相对简单, 比如混凝土发射台。其他项目, 如用于现代航天运载火箭 (SLV) 的精密发射台和塔架式发射设施, 则复杂得多。是否纳入项目12.A.1管制的决定因素在于: 该项目的设计或修改是否用于项目1.A.、19.A.1或19.A.2中所述的系统。

**工作原理:** 弹道导弹发射期间使用的设备类型取决于导弹运送到发射地点的设备性质。大多数方法采用卡车、火车或在发射台上的平台车将导弹运送到现场。然后由为该地点和导弹建造的特殊升降机、或者由固定塔架上的起重机完成导弹定位。在发射井, 则由运输车上的起重机完成导弹定位, 通过起重机将导弹送入发射井; 或者, 导弹级通过起重机或绞车下落到发射井中, 并在发射井内完成组装 (图107)。

完整的火箭制导系统通常采用指南针和/或测量设备校准。这种校准操作可以在早期执行, 然后定期更新。许多制导系统能够通过感应地球自转来实现自

校准。发射之前, 目标数据与飞行剖面会载入制导系统当中。子系统的性能通过电子和软件测试设备来验证; 此类设备通过电缆与导弹相连。处于战备状态的导弹会持续进行验证。当所有响应的状态验证结果均为合格时, 飞行器就准备好



发射了；并且，其启动顺序按命令执行。无人机（UAV）的设计，特别是巡航导弹，通常具有标准化接口，适用于多个发射平台。



附图109：发射前在移动发射平台上装有航天飞机的发射台。  
（NASA）



附图108：带龙门塔架最小的发射台，与一个完整的火箭系统相连。  
（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））

**典型的导弹相关用途：**准备和发射导弹需要发射支持设备。其中一些装置（制导系统、指挥和控制设备）继续在整个或部分飞行剖面上监控和控制导弹。

- 澳大利亚
- 巴西
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 台湾
- 美国
- 阿根廷
- 中国
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 荷兰
- 巴基斯坦
- 瑞典
- 英国

全球化生产



**其它用途：**导弹发射所需的液压系统、控制电子设备、计算机、油罐和管道以及通信设备，即使不是完全相同，也与用于许多其它目的的设备相似。运输、搬运、安装设备、瞄准和测试算法通常是每个导弹所特有的，不与其它导弹通用。基于发射井的发射支持设备通常属于独有设备，专为弹道导弹发射而设计，无商业用途。

**外观（视制造情况而定）：**现代航天运载火箭（SLV）的发射台设施极其庞大和复杂，由独立的飞行器装配大楼、大型履带式车辆（移动发射平台）组成，用于将航天车辆从装配点运送到发射

台以及固定式勤务塔。（图108）

用于发射较小系统的发射台可能包括一个混凝土停机坪，一个相对较小的导弹支架，和一个由钢梁组成的塔架。用于军事行动的发射台通常没有推进剂储存、泵送或处理设施；这些操作是通过罐车和泵车进行的。此类发射台也没有永久性的发射命令、控制和系统检测设备；这些操作同样通过卡车上的设备进行。

**外观（如包装所示）：**发射台、塔架和发射井的巨大尺寸决定了这类设备通常在现场制造，很少在完成装配后运输。电子元件和控制台根据其大小和重量采用衬垫进行包装与密封，以防止在运输和存储过程中的冲击和潮湿，然后再单独采用盒子或板条箱包装。在一些中小型发射控制掩体中使用的电子设备通常安装在掩体中，整个掩体加以伪装后再进行运输。部分发射支持电子设备为便携式，体积已经缩小到手提箱大小。

12.A.2.设计或修改用于操作、控制、激活和发射项目1.A中所述系统的运载工具。

- 澳大利亚
- 中国
- 法国
- 印度
- 伊拉克
- 意大利
- 利比亚
- 巴基斯坦
- 韩国
- 叙利亚
- 英国
- 美国
- 白俄罗斯
- 巴西
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 以色列
- 日本
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 西班牙
- 乌克兰

全球化生产



**属性和用途：**项目1.A中所涵盖的火箭和无人机已可从卡车、火车、飞机、轮船和潜艇上完成发射。除了能够自动起飞且体积与功率都更大的无人机外，大多数火箭和导弹的发射（包括从固定地点发射）都需要车辆，特别是用于运输和搬运的车辆。

经过改装，用于承载、竖立和发射导弹的车辆与其它车辆完全不同，通常没有其它用途。其中一些此类车辆称为运输举升式发射器（TEL），可提供一个独立于固定发射设施的移动发射平台。或者，导弹可以利用（移动型）举升式发射器（MEL或EL）进行承载和发射；这些装置通常由称为原动机的卡车牵引。经过改装，承载用于启动、瞄准和控制火箭或无人机的指挥和控制设备的车辆也很容易区分。对于项目12.A.2控制该车辆以及车载设备，其中部分此类设备如从车上拆下，则受项目12.A.1管制。

**工作原理：**TEL和其它移动发射装置执行与项目12.A.1所述发射支持设施相同的准备和发射功能。TEL通常在集结区采用起重机（可能是TEL的一部分）装载火箭或无人机。TEL将火箭或无人机运送到发射场，并将其升举到发射位置。此时，部分导弹由单独的油罐车和泵送卡车填充燃料；其它导弹则可能在运输时已经完成燃料的填充。发射人员将飞行器进行电气连接，确保所有子系统完成发射准备。在发射前加载目标或飞行计划信息，并对制导系统进行校准。



附图111：上图：运载洲际弹道导弹（ICBM；前景）的八轴TEL与运载中程弹道导弹（IRBM）的四轴TEL。（通过中国互联网）



附图112：右上角：地面发射巡航导弹运载工具。（通过中国互联网）

附图110：右侧：地面控制车辆（车辆，左）能够处理一系列无人机系统。（AAI公司）



**典型的导弹相关用途：**完整的火箭系统和无人机要求采用为系统进行专门设计或改造的车辆，例如TEL及/或相关的指挥和控制及支援车辆。

**其他用途：**此类车辆、其液压系统、控制电子设备、计算机和通信设备通常源自各种商业和军事设备。

**外观（视制造情况而定）：**针对弹道导弹设计的TEL的显著特点是存在一个能够将导弹升举到垂直位置的升举机构。此类车辆可能有履带，但大多数是大型车辆，大小类似牵引挂车或卡车，车轴数量为3至8轴，采用橡胶轮胎。此类车辆示例参见附图110。

针对无人机设计的TEL或MEL的特点是相对简单，并且存在发射结构（如轨道或筒体），发射机构有时处于倾斜位置以便发射。根据待发射无人机的不同，发射机构的大小和重量会有明显区别。对于无人机的液压或火箭助推发射器，发射结构可以小到2到3米。类似的发射机构可以安装到履带式或轮式车辆上（附图111）。TEL与MEL可配备的指挥车示例参见附图112。

**外观（如包装所示）：**在TEL或MEL上使用的发射轨道和安装机构通常与车辆或拖车底盘集成。因此，此类设备在完成包装、准备从生产设施发货时，会被放置在运载工具或拖车上的正常堆放位置。运载工具驾驶、牵引或经铁路运送到用户所在地。其它运载工具会采用与其它军事或商业运载工具类似的包装方式。





附图113：左侧：安装发射器与原动机分离。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））右上：一种大型II类巡航导弹的运输装置安装发射器。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））右下角：火箭辅助无人机的安装发射器及其相关的指挥和控制车。（特莱丁瑞安航空公司）



附图114：一种气动无人机发射器。右侧：适用于从固定或移动位置发射导弹的指挥控制车辆。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））



12.A.3. 设计或修改用于项目1.A所述系统机载或海运用途的重力计（重力仪）或重力倾斜计，以及专为其设计的组件：

a. 具备以下所有特性的重力计：

1. 静态或作业精确度等于或小于（优于）0.7毫伽（mgal）；并且
2. 具有两分钟或更少时间的‘稳态登记的时间’；

b. 重力梯度仪。

- 相对重力计量仪
- 加拿大
- 中国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 美国
- 重力梯度仪
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**由于地球不是一个完美的球体，其重力场强度会沿着地球表面上下波动。地形、高程、纬度和地下密度的变化均会影响重力。重力仪和重力梯度仪可以非常精确地测量不同位置的重力大小。这些数据可用来绘制成弹道导弹发射场周围几公里范围内的地球重力场的详细地图，因为，除非在导弹制导软件中考虑到重力的局部变化，否则惯性制导可能会出现误差。配有重力仪的飞机、直升机、轮船和潜艇可以在海上绘制重力图。配备了重力仪的飞机和直升机则可以绘制山区的重力图。重力梯度仪也可以作为制导系统的传感器，用于提高制导系统的精度。

**工作原理：**设备类型不同，其工作原理也不尽相同。有的设备可准确测量质量的下落时间；其它的则使用一套可在圆盘传送带上旋转的摆式电磁力平衡加速度

计。有些设备是在飞机、轮船或潜水艇运动时操作的，而另一些则沉入到地面或海底进行测量。为在船舶或飞机等移动平台上运行而设计的系统需要质量惯性导航陀螺仪和加速度计，以实现传感器平台的双轴稳定。设计用于沉入地面或海底的系统只需能自动找平的功能。

重力梯度仪在精密转台上使用了一套质量极高的加速度计。当加速度计在水平面上旋转时，它们能探测到转台周长上细微的重力差。转台东西侧的平均读数之差除以转台的直径，可得到纵向重力梯度。

同样的，转台南北侧的平均读数之差除以转台的直径，可得到纬向重力梯度。采用多个加速度计可降低单个加速度计尺度因子漂移的影响，而将加速度计沿圆周旋转几乎消除了偏置漂移的影响。



附图115：这种自动重力仪是最精确、最坚固和最轻便的重力仪之一。在正常情况下，mGal读数可在30秒内调平，漂移率小于0.5 mGals/每月。（ZLS公司）

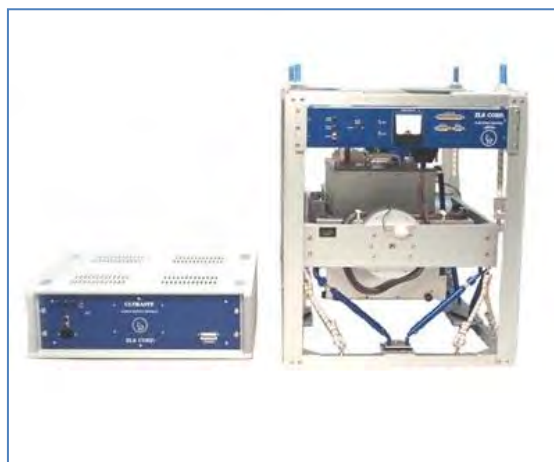
**典型的导弹相关用途：**弹道导弹发射场区域内数至数百公里的重力图是高精度系统所必需的数据。机载重力仪可用于绘制大片地形崎岖区域、毗邻山路的开阔海域，或其它机动导弹可能作业的区域的重力图。船载重力仪或潜艇载重力仪被用来绘制海底重力图，以提高从潜艇或海岸附近陆地设施发射的弹道导弹的精度。由于发射区域重力变化的影响相当小，重力图主要对精度已经非常高的弹道导弹系统有用。重力梯度仪可在水面或其它没有特征的地形上有利于无人机的导航。

**其他用途：**重力仪和重力梯度仪可用于石油和矿产资源的勘探、土木工程、地球物理制图、岩土和考古勘探、地下水与环境研究、构造研究、火山学研究和地热研究。重力梯度仪可用于潜艇的导航。

**外观（视制造情况而定）：**重力仪和重力梯度仪是高质量、高灵敏度的电子和机械仪器。不同的公司制造重力仪的目的各不相同，因此重力仪的外观各不相同。有的系统可完全集成到一个机箱中，体积小至25cm x32cm x32cm，重量小至6kg（带电池）（附图115）。带有独立外壳的系统体积可达1立方米，重达350公斤；这些

大型系统是模块化的，可分装运输。海空重力仪的传感器单元（附图116）专门为海洋和空中应用而设计。此类传感器单元由于依赖其安装载体、海洋条件和导航精度（一般为1mGal左右），因此很难指定。此类系统如满足项目12.A.3规定的性能标准，则受MTCR管制。

电子和机械原件封装于硬塑料或金属外壳内。有的系统将仪器和控制面板置于同一外壳内，其它的则将仪器与控制面板分开放置。这些外壳通常有可见的



附图116：测力计；该仪表的全数字控制系统通过消除模拟电子学固有的增益和偏移漂移，提高了整个系统的精度。（ZLS公司）

电子或机械控制面板、衬垫、控制旋钮、拨动开关和推拉开关，以及连接外部电子和计算机电缆的接头。

有些还有屏幕，可以观察以数字或模拟形式收集的数据；有些端口用于打印数据。大多都带有可拆卸的接入面板。其还可能提供电池，以供系统操作使用。部分系统带有内置电脑和软件。有些重力仪的设计是由一根缆绳下垂到地面，然后在高空从直升机上进行操作。其它的则是由船只或潜水艇将其沉入海底。

**外观（如包装所示）：**系统非常易损，且造价昂贵，因此会采用坚硬容器包装和运输；这些包装包括成型塑料、塑料防撞颗粒、塑料气泡膜或其它旨在保护其免受冲击的材料。外包装上通常附有“易碎品”、“小心轻放”或“易损仪表”等警告标签。

12.A.4. 设计或修改用于1.A.、19.A.1.或19.A.2中所述的系统的遥测和遥控设备，包括地面设备。

**说明：**

1. 项目12.A.4 不管制设计或修改用于载人飞行器或卫星的设备。

项目2.12.A.4 不管制设计或修改用于陆地或海运应用的地面设备。

项目3.12.A.4 不管制设计用于商业、民用或者‘生命安全’（例如：数据完整性、飞行安全）等‘GNSS’服务的设备。

- 中国
- 法国
- 印度
- 俄罗斯联邦
- 英国
- 美国

全球  
商业生产



**属性和用途：**遥测设备包括传感器、发射器和接收器；它们将火箭的飞行或无人机性能信息发送到地面。这些设备允许工程师可以监控飞行器的飞行和性能，并确定故障（如有）的原因。此类设备广泛使用于火箭和无人机的飞行测试领域。飞行测试期间，通常在整个飞行过程中收集遥测数据。使用各种传感器、接收器和发射机的远程控制设备可用于在动力飞行期间远程控制火箭或无人机。但是，许多作战弹道导弹和巡航导弹都采用自动飞行的方式（也就是说，不存在任何远程控制活动）。

**工作原理：**安装在研发中火箭和无人机上的遥测设备可监测重要的飞行参数（加速度、振动、地面控制设置、压力、温度、流量、阀门位置、电源/电压等），并将这些数据传输到一个或多个地面站。接收器将数据解码，显示出来，

并进行存储，以便后期回放和分析。大多数操作都在带有外部天线的建筑物内进行。如果装有万向头，则该天线可以在三个轴上旋转，跟踪火箭系统或无人机的飞行轨迹。沿飞行路线可能需要许多固定或移动地面站。

火箭和无人机系统要求的典型的远程控制系统各不相同。使用指令制导的火箭通常由发射场附近的雷达跟踪。飞行轨迹数据经过处理，以比较其实际和预期轨迹。如果出现偏离，则可通过无线电从地面站向火箭系统中的接收器发送操纵命令；后者会执行命令使火箭回到轨道。此命令循环一直保持到发动机关闭。飞行剩余行程沿着弹道飞行，但是导弹使用气动操纵面的情况除外。无人机系统的远程控制常采用“人在回路”的概念来实现。无人机上的传感器（如TV）可将视觉图像传输到地面控制站。飞行员人工看到该图像，并通过数据链路向无人机发送转向命令。



附图117：有的遥测发射机的设计能够承受需要紧凑和坚固包装的苛刻工作环境。（AMP）



附图118：为无人机和飞行测试中心设计的大型遥测天线系统。（Chelton Antennas）

明显的特征（附图117）。地面站最明显的遥测设备就是遥测接收天线。如附图118所示，天线通常为巨大的碟型，可双向旋转（有时盘面直径长达60英尺，钢制塔座则高达38英尺）。用于地面站解调、读取、记录、解读和显示遥测信息的电子设备看起来像

**典型的导弹相关用途：**在火箭和无人机飞行测试期间，遥测在性能验证方面具有重要意义。没有此类数据，飞行测试将会变得极为耗费时间和资金，需要举行更多的飞行试验。远程控制则多用于无人机领域。远程控制很少用于携带武器的弹道导弹或巡航导弹，因为数据链路容易受到干扰或中断。

**其他用途：**类似的遥测设备会用于测试商用和军用飞机，也可用于工业领域，从偏远地区、化学或其它有危险环境的工厂收集数据，还可应用在必须在危险环境中工作的陆地机器人车辆上。

**外观（视制造情况而定）：**安装在飞行器上的遥测设备装在小金属盒里，盒子带有电源、电缆与天线接头，并没有十分



附图119：大型卫星通信军用天线，设计用于大型指挥所和移动指挥所，适合与无人机通信。（通用动力公司）



大多数架在机架上的科学设备或计算机，没有什么明显的特点。

安装在无人机上的远程控制设备可实现无人机和地面控制站之间的通信。与遥测设备一样，这种设备也装在带有电源、电缆和天线接头的金属盒子里，外观都很普通。有的无人机通过卫星与地面控制站通信，需要特殊的地面卫星通信天线（附图119）。

**外观（如包装所示）：**由于电子设备较易损坏，遥测设备通常用软垫纸板或木制包装装运。部分包装可能带有小心搬运的标签。通常情况下，设备是用塑料包装密封的，以保护电子设备不受潮湿和静电放电的影响。大型设备组件，如综合远程控制站，将被拆装在单独的包装中进行运输。



附图120：左上角：安装在无人机上的卫星通信天线（General Atomics Aeronautical）。右上角：具有流线型天线的商业卫星收发器。（Racal Avionics）。右下角：用于无人机的便携飞行控制器操控台（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））左上角：带有机械操纵天线的商业系统（未显示其流线造型）。（Racal Avionics）。





附图121：具有代表性的地面站遥测接收处理设备。（In-Snec）

12.A.5.用于1.A.、19.A.1.或19.A.2.所述系统的精密跟踪系统，具体如下：

- a. 追踪系统，其在火箭或无人机上安装有一个解码器，结合每个表面或机载参考或导航卫星系统，以便对机上位置和速度提供实时测定；
- b. 范围测量雷达（包括相关光学/红外线追踪器）并具备如下性能：
  1. 角坐标分辨率超过1.5mrad；
  2. 30 km或更大范围，包括高于10mrms的距离分辨率；以及
  3. 高于3 m/s的速度分辨率。

- |        |         |
|--------|---------|
| • 中国   | • 法国    |
| • 德国   | • 以色列   |
| • 印度   | • 日本    |
| • 巴基斯坦 | • 俄罗斯联邦 |
| • 南非   | • 瑞士    |
| • 英国   | • 美国    |

全球化生产



**属性和用途：**精确跟踪系统可产生精确的火箭系统轨迹或无人机系统飞行轨迹记录。工程师采用这些数据判定飞行器的性能以及任何故障的成因。靶场安全工程师也利用这些数据来监测导弹的飞行路径。导弹如转向不安全的轨道，就会被摧毁。精密跟踪系统可以与遥测设备结合使用，或作为遥测设备的替代，发送飞行器的加速度时程数据，然后根据这些数据可以重建导弹的轨迹。

**工作原理：**安装在火箭或无人机上的代码转换器处理从地面或卫星发射器接收到的信号。这些信号携带时序数据，使代码转换器能够确定到每个发射器的距离。这些数据以不同的下行频率传回地面站。由于发射器位于已知位置，地面站可以准确地确定导弹的位置和速度。这些数据可以实时显示或记录下来。

测距雷达也用来确定导弹的位置和速度。通常使用宽视场雷达来跟踪导弹的大致位置，然后使用窄视场雷达、光学跟踪器或红外跟踪器来瞄准，这些跟踪器能够以所需的精度确定导弹的角度、射程和速度。这些数据一旦产生就会被记录下来，同时还会包括时间的持续记录。类似的一种方法则是在飞行器上安装一个小型发射器进行广播，或安装一个转发器，以雷达工作频率接收并进行转发广播，从而提供一个信标，降低雷达跟踪飞行器的难度。

无论采集方法如何，如希望获得有用的数据，必须解析导弹的时间和位置信息。飞行后数据可以在任何地方进行处理，但通常在接收和记录实时数据的遥测数据处理中心进行。这些记录下来的数据会经过读取、过滤和处理，然后将处理后的跟踪数据重新记录在磁盘或磁带上，以便进一步分析或绘制输出。

**典型的导弹相关用途：**在飞行测试阶段，精密跟踪系统与测距雷达有助于确定导弹是否沿着预测的轨迹飞行，并监测导弹飞行中的任何异常情况。此类信息可用于评估和改善众多子系统的性能。软件处理飞行后记录下的数据，进而帮助确定导弹在整个飞行路线中的位置——这对这些飞行数据的解读必不可少。



附图124：移动相控阵导弹跟踪雷达。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））



附图123：移动激光导弹跟踪系统（Contraves）



附图122：光电激光跟踪系统。（BAE Systems）

**其他用途：**这些系统可用于支持商业与军事航空器测试以及包括火炮和小型火箭在内的武器开发。工业领域使用事后数据处理来评估事件发生后的情况，比如赛车性能。

**外观（视制造情况而定）：**精密跟踪系统和测距雷达外观类似地面遥测和远程控制设备的一部分。其组成部分包括常见的附图118与附图119所示的碟型雷达，以及相控阵雷达。后者的明显特征便是表面平坦，并不凹陷（附图124）。同样使用的还有看起来像望远镜的光学设备、大型自动双筒望远镜和类似光学仪器的激光跟踪系统（附图122附图123）

携带在火箭或无人机上的精密跟踪系统硬件（应答器）通常是非常小的电子模组，体积从 $800\text{ cm}^3$ 到 $2500\text{ cm}^3$ 不等。这些硬件多采用坚硬的环境密封外壳，带有外部电源和天线连接器。这些应答器的唯一子元件是天线元件，通常位于火箭或无人机的外表面。

**外观（如包装所示）：**由于电子设备对震动很敏感，所以通常采用带有缓冲的包装。部分可能带有小心搬运的标签。这种设备通常采用塑料包装密封，以防潮和静电放电。较大的雷达、光学跟踪器和激光跟踪器被拆装在木箱中装船，并在现场组装；所有光学设备都有环保罩保护。

12.A.6. 设计或修改用于项目1.A.、19.A.1.或19.A.2.中所述系统的热电池。

**说明：**

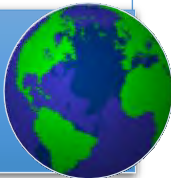
项目12.A.6. 不控制专为无法满足等于或大于300 km “范围”的火箭系统或无人机而设计的热电池。

**技术说明：**

热电池为独立使用型电池，其采用固体非导电无机盐作为电解质。这些电池包含一种热解材料；其在点燃时，可熔化电解质并激活电池。

- 中国
- 法国
- 德国
- 印度
- 以色列
- 英国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**正确的电池装置是满足整套运输系统任务要求的关键部件。热电池是一种独立密封的电化学电源，具有许多特性，使其特别能抵抗恶劣的工作环境，因此非常适合满足众多军事需要。这些特点包括：在长达20年以上的保质期内保持休眠状态且性能不下降的能力，同时保持立即激活和放电的能力；在极端温度下的性能稳定（从-65° F到+221° F）；适用高功率应用的高电流密度；可靠性高；维护和存储成本低。





附图125：热电池（ASB Group）

**工作原理：**热电池由一系列电池（称为电堆）组成；每个电堆都有阳极、电解质、阴极和加热质量。电解质在激活前保持固态，并且，电池在储存期间保持完全惰性。这种失活存储的特性具有双重好处，既避免了存储过程中活性物质的变质，同时也消除了自放电导致的电池在真正使用之前的容量损失。

热电池设计有两种类型，为电池的激活提供了不同的机制。一种是沿着热芯边缘使用熔片来启动电解质的加热。熔片通常由电点火器通过施加电流来点燃。第二种设计使用的是电池堆中间的一个中心孔，高能电点火器点燃其中的热气体与白炽粒子的混合物。后一种设计可实现更快的激活时间（几十毫秒，前者则需几百毫秒）。

电池的激活也可以通过激发底火来完成，跟小型武器弹药中所使用的机制类似。

**典型的导弹相关用途：**热电池可用于要求即刻提供高动力的领域，例如为航天运载火箭系统和导弹的电子激活系统提供动力、为导弹的电子制导系统或防空和遥测系统提供动力。它们是一系列导弹和核武器的主要电力来源。由于先进和现代导弹电子功能越来越多，这些系统对电力的需求越来越大，这将增加此类领域对热电池的需求。



附图126：部分为军事领域应用而设计的热电池。  
（HBL Power Systems公司）

**其他用途：**热电池在军事和民用领域都有广泛的应用。它们可为矿山和制导火炮提供电力，也在工业领域（如钻井平台和监视系统）用作能源，还可应用于电动汽车市场。在特定的军事应用之外广泛使用热电池的主要障碍在于：其性价比较低。几乎所有的热电池都是一次性使用，可充电热电池的效率非常低（这是因为：热隔离造成的能量损失很高，达到最佳工作温度也需要很长的启动时间）。



**外观（视制造情况而定）：**热电池的制造要求在含有干空气或惰性气体回填的常压密封钢壳内进行。其体积相对较小，宽3.5 cm到17.5 cm，高6 cm到22 cm，重200 g到1.2 kg（附图126）。

**外观（如包装所示）：**热电池采用金属或塑料板条箱或填充纸板盒运输。

### 12.B.测试和生产设备

无。

### 12.C.材料

无。

## 12.D.软件

12.D.1.专门设计或修改以“用于”项目12.A.1中所述“生产设施”的“软件”。

- 阿根廷
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 乌克兰
- 美国
- 白俄罗斯
- 加拿大
- 法国
- 伊朗
- 意大利
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**导弹地面支持和检测软件用于监测火箭或无人机在发射前的准备状态。此软件安装在一个或多个地面支持设备上，并且可以定制用于监视单个导弹子系统，例如制导系统。通常，此软件包含可以阻止未经授权的人员在没有适当证书的情况下发射导弹的安全代码、以及启动发射和监视终端倒计时至第一级点火的代码。

**工作原理：**地面保障和检测软件装载于火箭或无人机地面保障设备中。该软件管理地面硬件，通过各种脐带缆与火箭或无人实现电气连接，以收集导弹状态信号。在收到发射指令后，软件可能包含验证发射指令的代码，并在验证通过后，启动和监视火箭/无人机发射序列。如设计得当，该软件将为操作人员提供发射倒计时状态。

如果系统发生故障，并且在第一级点火前发射失败，该状态将非常有用。系统指示的技术分析可实现迅速还原，并在随后尝试重新发射。

**典型的导弹相关用途：**该软件用于在发射前监测导弹系统。其它版本可用于第一级点火前的启动和发射监测。

**其他用途：**不适用。

**外观（视制造情况而定）：**通常，导弹地面支持和校验软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

12.D.2.专门设计或修改用于在1.A、19.A.1或19.A.2中所述的系统，处理飞行后检查、记录数据、实现运载工具根据其飞行路径进行定位确定的“软件”。

- |        |      |
|--------|------|
| •白俄罗斯  | •中国  |
| •法国    | •印度  |
| •以色列   | •意大利 |
| •巴基斯坦  | •瑞典  |
| •俄罗斯联邦 | •英国  |
| •美国    |      |

全球化生产



**属性和用途：**飞行后数据可以在任何地方进行处理，但通常在接收和记录实时数据的遥测数据处理中心进行。这些记录下来的数据会经过读取、过滤和处理，然后将处理后的跟踪数据重新记录在磁盘、磁带或其它媒体上，以便进一步分析或绘制输出。

飞行后和记录数据处理软件通常由数学滤波软件程序组成，这些程序处理以前记录的数据，以便提供对飞行器轨迹的顺利预估。该处理软件既可提供实时数据中断期

间的预估飞行器位置数据，又可进行滤波，以对轨迹进行最佳预估。软件使用了许多不同类型的数学滤波，从最简单的数据点之间的直线内插，到更复杂的多项式滤波，如样条拟合滤波。卡尔曼滤波能够使用简化的矩阵计算来获得跟踪解决方案，因此常用于实时跟踪领域；但是，有的滤波程序也会使用卡尔曼滤波对这些数据进行后处理。

**工作原理：**飞行测试靶场设备将飞行数据和距离跟踪数据传输给中央处理设施。处理设施包含高速计算机，后者对数据进行转换，并在某些情况下，结合个别地面传感器和从火箭或无人机上遥测到的飞行仪表数据来综合输出性能信息。

**典型的导弹相关用途：**飞行测试数据可用于支持火箭系统性能和精度评估，也可用于评估无人机的飞行性能。

**其他用途：**用于支持火箭和无人机飞行测试评估的设备也用于评估民用和军用飞机的性能。

**外观（视制造情况而定）：**通常，用于处理所记录的导弹飞行后信息以确定测试飞行轨道的软件，以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

12.D.3.专门设计或修改以“用于”项目12.A.4. or 12.A.5.中所述设备，以及项目1.A.、19.A.1.或19.A.2.中所述系统的“软件”。

- 澳大利亚
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 巴基斯坦
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 白俄罗斯
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 瑞士
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**本项目描述的软件用于收集对地面站广播（遥测）的飞行数据进行分析。

**工作原理：**该软件用于收集飞行状态系统和性能信息（通常来自飞行计算机），并将数据压缩和调制成数据流，后者随后播送给地面接收器。这些地面站的其它软件在接收到数据流后，对数据进行解压，并将其转换为性能信息。然后，系统工程师对该信息进行分析，评估系统的性能。

**典型的导弹相关用途：**该软件的设计目的仅为收集、处理及显示火箭或无人机飞行性能信息。工程师对该信息进行分析，以确定系统的性能。该软件对于火箭或无人机的飞行测试评估不可或缺。

**其他用途：**不适用。

**外观（视制造情况而定）：**通常，收集并处理导弹遥测信息的软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用

媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘

## 12.E.技术

12.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目12.A或12.D中所述设备或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则,只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络或互联网传送。

**属性和用途：**发射支持技术是开发和操作发射支持设备及其相关软件所必需的知识或数据，其目的是建立或加强发射支持和检验设备的开发、生产和使用，控制（发起或拒绝）和监测火箭或无人机的发射。在本节中，技术包括操作和开发发射支持设备及其相关软件的知识，以及理解所产生的遥测数据的能力。

**工作原理：**发射支持技术有多种形式，可以由一人或组织提供的指导，此人或组织具有为火箭或无人机开发地面控制和检查或遥测系统的经验，并且在开发或生产现场或附近的教室里担任培训师。一个国家可以通过由另一个国家提供或在另一个国家获得的培训，在设计和发展地面支持或遥测设备方面获得技术支持。培训期间获得的任何手册与材料均可视为技术数据。一个国家也可通过提供项目或以关于应采购何种设备的指导的形式获得所需技术设备、机器或材料的采购援助。

**典型的导弹相关用途：**该技术主要用于开发、生产和使用导弹地面支持和检测软件、发射控制和监测软件、使用该软件的发射支持设备，以及利用遥测设备和支持软件收集、传输、接收和处理导弹性能信息。

**其他用途：**不适用。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。



类别II - 项目13  
计算机

## 类别II - 项目13：计算机

## 13.A. 设备、总成和组件

13.A.1. 设计或修改用于项目1.A中所述系统的模拟计算机、数字计算机或数字微分分析器，且具备以下任意特性：

- a. 额定可在-45°C以下至+55°C以上的温度下持续运行；或者
- b. 设计为耐用或“辐射硬化”型。

说明：

项目13的设备可作为载人飞行器或人造卫星的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为载人飞行器的替换部件。

- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 朝鲜
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 台湾
- 英国

## 全球化生产



号，以匹配预编的飞行路径。这些计算机系统通常由电池供电（通常为28v），并使用连接电缆与传感器和控制系统相连。

**典型的导弹相关用途：**大多数完整的火箭系统和无人机（包括巡航导弹）至少有一台经过强化的数字计算机用于导航、控制计算以及惯性测量单元（IMU）数据的数字集成。许多还使用模拟计算机

**属性和用途：**受项目1.A管制的整套火箭系统与无人机至少需使用一台计算机；且主要将其用于制导装置、综合飞行仪表系统或综合导航系统。制导系统计算机从机载传感器计算导弹速度和位置信息，使用收集的数据与已定义的导弹飞行路径和轨迹进行比较，并发送转向命令来纠正检测到的任何错误。计算机还可以为导弹提供时间参考，并在适当的飞行时间向推进系统发出截止指令，向武器有效载荷发出备炸指令。任务计算机也可用于存储和执行预编的飞行剖面。

**工作原理：**机载模拟或数字计算机可快速集成导弹飞行的运动方程，并计算维持导弹飞行路径所需命令的量级和持续时间。计算机接收机载传感器发出的电信号，执行适当的计算，并向各种导弹系统发送命令信

为IMU万向坐标系和飞行控制表面稳定提供模拟伺服的闭环控制。计算机必须能够在弹道导弹穿越空间、高空长航时（HALE）无人机或巡航导弹在高空外部挂塔所经历的极端温度下工作。导弹要求经过强化的计算机能够应对导弹飞行时的振动和冲击，而设计能够在核环境条件下保存和运行的导弹则要求采用防辐射计算机。

**其他用途：**经过强化的计算机具有多种军事和商业用途。大多数军用和民用飞机、战术导弹和航天器都要求采用能够在《MTCR附件》中规定的极端温度范围内运行且经过强化的计算机。位于辐射带内或附近的长寿命航天器和卫星也有增强抗辐射性的要求，但这些要求可能略低于《附件》的规定。



附图127：多平台任务计算机。其紧凑的尺寸使其对于部分无人机上封闭的空间来说非常理想。  
(Curtiss Wright Embedded Computing Controls)



附图128：另一种多平台任务计算机，专门设计用于使用条件苛刻的航空航天和军事领域。(Curtiss Wright 嵌入式计算控制)



附图129：带液冷的防辐射电子组件。(The Charles Stark Draper Laboratory, Inc.)

**外观（视制造情况而定）：**为导弹和无人机配置的计算机通常采用金属外壳，带有整体散热器，以散发高速运行产生的热量。计算机的尺寸也很紧凑；其设计适合空间有限的环境。附图127与附图128就是两个适用于航空航天和军事领域的强化型多任务计算机的示例。其中有各种电子部件，外观可能与广泛应用于商用领域的类似。

此类计算机一个显著的特点就是其密封金属和陶瓷组件，尽管并不仅见于军事领域，但在商用电子产品中，塑料组件更为常见（附图129）。电缆接口采用坚固耐用的圆形连接器或带有屏蔽电缆的螺栓紧固小连接器。电子器件通常位于外部射频（RF）法拉第笼式外壳内，该外壳可以密封或与环境压力相通。压力容器则用于帮助在高空运行的导弹和无人机的外壳和散热器底座传热。对于需要轻量组件的场景，计算机可以封装在坚固的塑料容器中；塑料容器内设金属涂层，以用于射频屏蔽。

**外观（如包装所示）：**电子计算机总成及其部件的重量通常小于25公斤，它们采用塑料袋包装，置于纸箱内，用橡胶泡沫或泡沫包装防震。盒子上的标签通常显示内容物为静电敏感设备。对于更大的系统中集成的装置，如重量超过25公斤的更大型计算机单元，可以采用金属箱或木箱包装。

### 13.B.测试和生产设备

无。

### 13.C.材料

无。

### 13.D.软件

无。

### 13.E.技术

13.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目13.A中所述设备的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**本节描述的技术是在火箭系统和无人机系统（包括巡航导弹）中开发、生产和使用强化计算机所必需的技术。

**工作原理：**技术支持可以有多种形式。可包括在开发或生产现场或附近的教室里进行指导，并由具有为火箭系统或无人机开发强化计算机经验的人员或组织提供。一个国家可以从一个或多个外国实体获得这种技术支持，这些实体拥有提供设计和开发所需技术的实际经验所需的设施。援助还可包括指导采购或协助采购零部件。

**典型的导弹相关用途：**本节所包含的技术用于提供在火箭或无人机系统中操作的数字或模拟计算机，以完成导航和控制计算以及IMU数据的数字集成。火箭系统与无人机也可使用模拟计算机为IMU万向坐标系和飞行控制表面稳定提供模拟伺服的闭环控制。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。



类别II - 项目14  
模拟数字转换器

## 类别II - 项目14: 模拟数字转换器

## 14.A.设备、总成和组件

14.A.1.用于项目1.A中所述系统的模数转换器，具备以下特性：

- a. 设计以符合耐用设备的军用规格；或者
- b. 设计或修改用于军事用途并具备以下特性：
  1. “辐射硬化”型模数转换器“微电路”并具备以下特性：
    - a. 额定可在-54°C以下至+125°C以上的温度下运行；或者
    - b. 完全密封；或者
  2. 电气输入类型数模转换器印刷电路板或模块，具备以下特性：
    - a. 额定可在-45°C以下至+80°C以上的温度下运行；并且
    - b. 14.A.1.b.1中所述的合并微电路。

- 法国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 英国

- 德国
- 日本
- 瑞典
- 美国



**属性和用途：**模数转换器（ADC）是一种电子设备，用于将连续变化电压的模拟信号转换为数字信号；数字信号由表示“1s”和“0s”（二进制数据）模式的离散电压组成。这些转换器允许各种设备（如传感器、加速度计和陀螺仪）的模拟输出由数字设备，如数字信号处理器（DSP）和计算机，进行处理。

**工作原理：**简单来说，ADC就是一个带二进制“字”输出的伏特计。字越长（即每个字的字节越多），输入电压的表示越准确。举例来说，

一个8字节的字表示电压范围从0到1伏提供256个离散值。如果将一个字赋值为零，则会产生255个增量，每个增量略大于3.92mV。增量3.92mV将理论精度限制在正负1.96mV或0.196%。ADC的另一个重要特性是转化率，它衡量着设备更新输出字的速度，以反映输入电压的快速变化。更快的转化率可使ADC处理频率更高的输入信号。制造商

使用多种不同电路设计方法（例如直接转换、集成、delta编码、sigma-delta等）实现转换。

ADC大多被设计成具有线性的输入-输出关系。不过在复杂程度更高设计方案中，输入电压是根据之前从ADC匹配的模拟仪器中获得的校准数据映射到数字值的。这使得ADC可以补偿模拟测量中的非线性。

**典型的导弹相关用途：**任何使用数字计算机的导弹都需要采用ADC。ADC需要在上文规定的温度范围内工作，而且如果像大多数弹道导弹一样是在大气层外飞行，还需要密封处理。

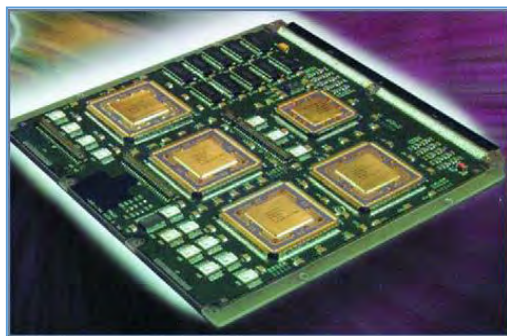


附图130：一种模数转换器，主要用于雷达信号分析。（Datal）

**其他用途：**ADC应用广泛，采用的强化部件常见于飞机、汽车电子点火系统和发动机传感器中。其它商业应用包括各种传感器系统、电子摄像机、医学成像系统和无线电。位于辐射带内或附近的航天器和卫星需要采用抗辐射ADC，其工作温度超过所示的极限。虽然部分空间应用的要求（大约100 krad (Si)总剂量）比附件规定低五倍左右，但这类系统经常使用MTCR管制的ADC。

**外观（视制造情况而定）：**军用ADC组件为密封的金属封装，以确保其在恶劣环境下运行稳定，并且在从传感器中以较高的数据速率处理数据时散热良好。铝是ADC板框、结构和散热器所采用的主要金属。组件的尺寸从几厘米到0.3米甚至以上，重量从100克到25公斤不等。其封装密度接近铝密度的三分之一。

集成ADC组件由各种各样的电子部件组成，与商用产品所使用的极为相似。也可能由独立部件组成，类似于其它军用电子产品（附图131）。军用和商用级别独立ADC仅在部件数量上有外部差异。抗辐射ADC通常封装在一块印刷集成电路（IC）板上，非常适合用于弹道导弹。这些设备具有特殊的设计特点，使其坚固耐用，耐冲击和振动环境。虽然ADC电路板与DSP所用的类似，但仍包含用于缓冲



附图131：典型的模数转换器/数字信号处理器板。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））

放大器、多路复用或信号调节（滤波器、限压等）的附加电路。因此，ADC电路板的大部分是由独立元件（电阻、电容、二极管等）组成。印刷电路板是玻璃纤维环氧树脂材质，并带有铜散热器。电子元件采用特殊的金属外壳（主要是铜镍合金）与铝或金结合线和硅基板组装而成。

**外观（如包装所示）：**ADC印刷电路板组件与模块重量低于25kg。其外包装依次为标有静电敏感装置标识的塑料袋，起防震作用的泡沫橡胶或气泡膜，然后是硬纸盒包装。

#### 14.B.测试和生产设备

无。

#### 14.C.材料

无。

#### 14.D.软件

无。

## 14.E.技术

14.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目14.A中所述设备的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**项目14所述的“技术”指的是在火箭和无人机系统（包括巡航导弹）中所用的强化模数转换器（ADC）的开发、生产和使用所需的知识和经验。蓝图、示意图和工程图均属于该技术的技术数据。

**工作原理：**在导弹应用当中，ADC集成到电路板组件上。完成此任务所需的技术支持可包括各种技能，如电路板设计、电路板布局，以及此类组件的制造、设计和测试等。一个国家可以从一个或多个外国实体获得这种技术支持，这些实体拥有开发所需技术所需的设计和开发设施。一个国家还可以获得采购援助，以确定和购买关键部件。

**典型的导弹相关用途：**该技术允许各种设备（如传感器、加速度计和陀螺仪）的模拟输出由数字设备（如数字信号处理器和飞行计算机）进行处理。

**其他用途：**ADC广泛应用于飞机、点火系统和发动机传感器。其它商业用途包括音乐录制、仪器仪表、电子相机和医疗设备。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。



# 类别II-项目15 测试设施及设备

## 类别II - 项目15：测试设施及设备

## 15.A.设备、总成和组件

无。

## 15.B.测试和生产设备

技术说明：

在项目15.B中，‘裸表面’是指平整表面、或没有夹具或固定装置的表面。

用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述系统、或项目2.A或20.A中所述子系统的振动测试设备，以及其组件，如下：

- a. 采用回馈或闭环技术且结合数字控制器的振动测试系统，其能够在20 Hz和2 kHz之间以等于或高于10 g rms的加速度振动某系统，同时施加等于或大于50 kN的力（‘裸表’测量）；
- b. 数字控制器，结合特别设计的振动测试“软件”，‘实时控制带宽’高于5 kHz，并且设计用于项目15.B.1.a中所述的振动测试系统；

技术说明：

‘实时控制带宽’定义为控制器能够执行取样、处理数据和传输控制信号完整周期的最大速率。

- c. 振动推进器（振动器单元）（包括或不包括相关放大器）能够施加等于或大于50 kN的力（‘裸表’测量），并且用于项目15.B.1.a中所述的振动测试系统；
- d. 测试件支撑结构和电子装置，设计用于将多个振动器单元整合到整套振动系统，能够提供等于或大于50 kN的有效联合动力（‘裸表’测量），并且用于项目15.B.1.a中所述的振动测试系统；

技术说明：

安装有数字控制器的振动测试系统是指能够通过存储的、和数字编码的电信号进行半自动或全自动控制各项功能的系统。

**属性和用途：**此类振动测试系统为功能强大的大型设备，用于模拟火箭、无人机（UAV）以及它们的有效载荷在发射、级间分离和正常飞行期间经受的飞行振动和冲击。测试导弹及其子系统以确定其弹性模态、频率和对振动和冲击的敏感性。这些信息可用于改进导弹设计，并验证系统、子系统和组件是否适合飞行，有时也可用于质量保证测试，以检测是否有连接不良和不牢固组件。

典型的振动测试系统包含：一个振动器单元或推力器，用于振动附着在其上的测试件；驱动振动器的功率放大器或其它电源；一个控制器，其作用是根据所需的振动频率和振幅测试曲线来控制功率放大器；以及用于振动器和放大器的风冷或液冷系统。

**工作原理：**振动测试系统使用的机械推力器通常采用与扬声器相同的电磁驱动原理；二者的区别在于：机械推力器的体积要大得多，驱动的是大型测试物，而不是小巧的扬声器锥。数字控制器系统地管理复杂的振动模式，频率内容的控制振幅在20赫兹至2000赫兹



附图133：准备进行导弹振动测试的推进器。  
(Unholtz-Dickie)

**典型的导弹相关用途：**所有火箭和无人机在运输和飞行过程中都会受到振动和冲击。正确分析振动和冲击可以降低安全裕度，进而提高飞行器的强度，并减轻其重量。此类设备的使用也有助于避免试飞失败，节约成本。



附图132：激光测高系统振动试验。（NASA）

范围内。这些模式设计用于模拟任务期间预期的振动频率和振幅，包括模拟振动爆发或冲击。这些控制器的输出必须大大放大才能驱动推进器。液压和气动振动系统虽然能够对MTCR关注的项目进行振动测试，但一般不能满足上述性能指标。

两个或两个以上推进器的电枢可以与测试设备支撑结构连接在一起，以获得所需的振动水平。这些结构必须兼顾强度与轻量化。需要电子装置以同步方式控制多个推进器。电子装置接受来自数字控制器的指令，并将其转发给多个放大器，每个放大器驱动一个推进器。

**其他用途：**振动测试系统用于测试其它军用和商用设备与产品，如飞行器部件。许多其它消费品也会做振动测试，但是，相比一些要求较低的领域所需要测试系统，受MTCR管制的振动测试系统的功能更强，造价也更高。

**外观（视制造情况而定）：**受MTCR管制的振动测试系统为大型设备，占地面积约3m x 3m。其组件详情见下文。



附图134：振动试验台的核心一级助推器。  
(Krunichev航天中心)

**数字控制器及专门设计的振动测试软件：**数字控制器的体积与个人电脑系统单元大致相同，为0.5米宽x 0.5米长x 0.25米高。在某些情况下，控制器是一个足够小的电子装置，可以安装在功率放大器上方的机架上。在另一些情况下，控制器则会使用一台计算机，配有显示器和用于连接功率放大器的自定义接口卡。控制器需要专用的振动控制软件。振动测试系统的制造商现在提供基于PC的软件，集成了测试系统控制、数据记录和数据分析功能。

**推进器（振动器单元）：**MTCR管制的推进器通常有一个非常重的U型铸钢底座，带有厚法兰，以将其固定到地面。其边长约1.3米，重达数吨。圆柱形或鼓形钢制振动器壳体长约1米，直径约1米，悬挂在底座垂直侧面之间。这些垂直的侧面通常有耳轴（枢轴），使振动器壳体可以旋转来改变推力方向。附图132为正在进行振动试验的卫星激光高度计。附图134展示了置于振动试验台上的核心助推器。

推进器上振动测试件的是一个圆形金属电枢，该电枢突出于振动器外壳的一端。电枢钻有螺栓孔，用于连接被测试件。电枢板和推进器壳体之间的橡胶隔膜常用于密封内部操作。

推进器系统可包含附属滑台（附图135），该部件常采用镁材质，实现重量的最小化。测试件位于滑台底座上方的油膜或空气轴承上，由滑台支撑的重量，滑台底座通常由花岗岩制成。使用滑台时，推进器本身围绕耳轴旋转，直到其电枢的运动轴呈水平。然后，电枢与滑台的侧边相连接，



以便在任一水平轴上振动被测单元。这种滑台总成与推进器总成本身具有相同的尺寸和重量，并且可以安装在同一个底座上。

**功率放大器：**受MTCR管制的电动振动测试系统的功率放大器占用一个或多个电子功率控制设备的完整机架（每个机架宽0.5米，深0.75米，高2米）。驱动该系统所需的电力输入功率约为60kw至80kw。由于其功耗极大，因此必须与建筑物的电源进行硬线连接，不能使用标准的电线和插头。



附图135：带滑台的推进器示例。（Kingdom Pty Ltd）

**冷却：**由于推进器与放大器的输入电力有约一半是以热能的形式释放出来，因此需要采用强迫风冷或循环液体冷却剂进行冷却。风冷风扇的典型安装尺寸为1.5米x0.5米x0.8米，重200至250公斤。液体冷却使冷却水通过测试系统循环进入冷却塔或装有电风扇的散热器。任一液冷系统的体积都至少和风冷风扇一样大。或者，可简单地采取现场连续供水通过冷却系统并排出。

- 中国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 美国
- 法国
- 荷兰
- 英国

全球化生产



**支撑结构：**与此类振动测试设备配套使用的测试设备支撑结构是定制组件，根据测试单元的不同，这些组件的尺寸可达3米 x 3米 x 3米或更多，重量可达5吨至10吨。为将多个推进器组合成一个完整的推进器系统而设计的电子装置也各不相同，可以是配备多个特殊内部接口卡，每个接口卡控制一个推进器装置的，也可以是一个或多个定制的电子设备机架。由于基于PC的系统成本低且灵活性强，振动测试近来倾向于越来越多地使用此

类系统。由于振动系统专用控制接口卡安装在PC内部，因此从外部检查可能无法判定一台PC是否为受MTCR管制的设备。

**外观（如包装所示）：**系统控制器通常与个人电脑（PC）体积相同，并且可以采用常规PC包装进行装运。除此之外，



受MTCR管制的的振动测试系统体积和重量均很大，必须采用定制加强木箱包装。

15.B.2: 0.9马赫或更高速度的‘空气动力试验设施’，可用于项目1.A或19.A中所述系统，或者项目2.A或20.A中所述子系统。

说明:

项目15.B.2 不管制3马赫或更低速度、且‘试验截面尺寸’等于或小于250mm尺寸的风洞。

技术说明:

1. ‘空气动力试验设施’包括用于进行气流对象研究的风洞和激波风洞。
2. ‘试验截面尺寸’是指在最大‘试验截面’位置的圆形直径、或正方形或三角形的最长一边、或椭圆形的长轴。‘试验截面’是指垂直于流动方向的截面。

**属性和用途:** 风洞为大型腔体，空气在其中循环或穿越一个包含火箭或无人机复制品的试验段，复制品有的情况下为全尺寸，但通常为比例模型。风洞被用来测量在模拟飞行过程中机身设计的空气动力性能。位于试验段的仪器收集有关飞行器升阻、稳定性和控制、发动机进排气配置、热效应和红外信号的数据。风洞可分为连续流型风洞和下吹型风洞（如激波管）风洞，并分别对风洞内的空气动力参数进行长时间或短时间的测量。有的连续流型风洞循环的空气是不变的，其它一些风洞则从风洞一端吸入新鲜空气，并在另一端将其排回大气中。



附图136: 高超音速风洞，其速度可达5马赫，用于测试运载火箭的飞行条件。（三菱重工）

**工作原理:** 连续流型风洞使用一个或多个大型风机来实现试验段所需的风速。试验段可能称为风洞喉道，因为风洞包括风机区域的其余部分具有较大的横截面，风速较慢。空气穿过试验段之后，通过扩散器降速，然后通过风机循环回来，形成连续通过测试对象的气流。

或者，有的风洞直接从位于风洞一端进气锥道吸入大气。本质上来说，进气锥道就是一个大型矩形漏斗，如附图137所示。在这种单向风洞中，



附图137：一处大型风洞设施，其建设初衷是为了循环通过后面的建筑物。后来增建了前面的进气锥道，从而能使用相同的风机进行单向风洞操作。（NASA）

空气在越过试验段降速后，直接排出到大气中。虽然第二种风洞可以采用具有成本优势，设计直接且简单，但需要更大的风机功率，以持续将空气从静止加速到所需速度。与此相反，连续流型风洞的优势就在于：风洞内封闭的空气质量是不断运动的，可降低电力需求。

为了避免需要使用功率极强的风机来实现最高风速，下吹式风洞在单向模式下瞬态运行，可完全免除风机的使用。空气或另一种气体储存在一个大容器中并施加高压，然后通过一个控制阀将其释放到风洞中，穿过试验段，并最终排出风洞。

**典型的导弹相关用途：**0.9马赫以上的风洞被用于测试火箭、超音速无人机和再入飞行器。一般来说，对于3马赫以上的高速飞行，可以进行传热试验。远程弹道导弹或高超音速飞行器的测试需要高焓、连续流型风洞或激波管来产生超过5马赫的风速（附图136）。

**其他用途：**风洞可用于包括超音速飞机在内所有速度范围的飞行器设计。

**外观（视制造情况而定）：**用于测试小型模型的风洞只需一个房间的空间即可安装。其试验段及其它部分的横截面可能为圆形或矩形。用于测试全尺寸火箭或无人机系统的风洞通常为矩形。后者为大型设施，需多栋建筑安置其试验段、压缩机（风机）、数据获取系统及供电设施（附图6）。在过去，飞机测试所用的最大风洞的速度也未能达到0.9马赫。

适合测试全尺寸导弹的连续流型风洞通常长50米至100米，宽25米至50米，风口（逐渐变粗的锥道）直径10米至15米。大尺寸风洞

- 加拿大
- 法国
- 日本
- 荷兰
- 瑞士
- 美国
- 中国
- 德国
- 印度
- 俄罗斯联邦
- 英国

全球化生产





附图138: 位于高超声速风洞试验段的试验对象。  
(《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版  
(2005年5月))

一般呈水平椭圆形布置，总长度为试验段长度的10到20倍，宽度为试验段长度的5到10倍。风洞的管状部分一般由钢板焊接而成，形成由钢结构从外部支撑的环道。有的风洞，其排气部分可以调节，从而改变气流的特征。

试验段一般带有出入口，供试验对象出入风洞，安装在试验支架上。一般来说，试验支架包含测力仪器，以确定气动升力和阻力，以及被测气动模型所经历的转矩（扭矩）。试验段可能带有观察窗，用特殊纹影摄影记录装置（或其它非侵入式气流可视化装置）观察导弹周围的超音速气流。大型风洞的试验段通常

建有配套的操控楼，楼内安装有控件和数据采集仪表，并可以处理试验对象的插入、定位或移除。在连续流型风洞中测试全尺寸导弹可以得到最精确的结果，但需要高功率（约20万马力）才能使大量空气达到飞行速度。

下吹式风洞将高压空气或其它气体储存在大型储罐或钢瓶中。由大型阀门或隔板密封的风道将储罐与风洞进气锥道和测试段相连。风洞壁通常由相对较厚的钢材制成，有时，为了应对由于高风速而产生的高温，风洞壁会覆有隔热层。每次试验前，会采用大型压缩机将高压空气泵入储罐。

最高速度的空气动力测试设备通常采用下吹式。此类设备多被称为激波管，而不是风洞；而且大多只适用于小比例模型。由于需要承受极端的压力和温度，此类设备可能由圆形金属管组成，且测试段不太可能设有门。管道或管道的各部分通过法兰连接，以便轻松拆卸测试段，以将测试模型放置在管道内。

**外观（如包装所示）：**最大的风洞均为现场定制设计和搭建。相对较小的风洞一个房间即可容纳，各组件可以采用连续生产。即使如此，此类风洞也不会发运前就完成组装。压缩机电机、风扇叶片、转向导向叶片（用于循环风洞）、测试段或测试段壁、观察窗、控制和仪表面板等单独部件采用板条箱或托盘包装，以便运输。风洞壁通常作为结构部件运输，然后在设施所在地完成组装。

15.B.3.用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述系统或项目2.A或20.A中所述子系统的试验台/架；其能够搬运固体或液体推进剂火箭，推力大于68 kN的发动机、或能够同步测量三个轴向推力组件。

- 中国
- 德国
- 俄罗斯联邦
- 美国
- 法国
- 荷兰
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**鉴于推力阈值为68 kN（约15,000磅），试验台/架往往包含大型刚性结构，以用于测试火箭系统、固体、混合或凝胶推进剂火箭发动机和液体火箭发动机。在收集关键参数的性能数据时，它们可以安全地保持试验对象全速运行。这些数据能够支持设计开发，并确认设计的完整性和性能，包括其可靠性和使用寿命。液体火箭发动机有时会在试验台进行测试，以在交付前验证其性能。

**工作原理：**试验对象安装在试验台/架上。传感器亦安装检验完毕。人员从试验区域撤离，数据在火箭运行时通过传感器收集，并远程存储。

大型固体火箭发动机通常采用卧式进行测试，但也有一些为立式。大型液体火箭发动机通常采用卧式或立式进行测试，而推进剂则由设施储罐加注。有时纯液态级的测试（即包括飞行储罐）是垂直进行的，这样液体推进剂就会达到储罐下端，进而到达发动机推进剂供应管。液体火箭级被放置在试验台上时未装载推进剂，因此质量较轻，抬升到垂直位置相对容易。传感器对压力、推进剂流速、力、事件定时、振动、位移和温度进行测量。火箭发动机会运行至燃料耗尽，无法调节；相比之下，液体火箭发动机、固液混合或凝胶推进剂火箭发动机可以调节或关闭其燃料消耗。进行测试后的检查，并对数据进行分析。

**典型的导弹相关用途：**在导弹研制阶段，试验台/架是必不可少的设备。液体火箭发动机试验台也可用于发动机部件的全面测试，如喷油器、燃烧装置和涡轮泵。



**其他用途：**类似的水平试验台/架虽然通常较小，但会用于测试喷气发动机、无人机系统、巡航导弹。虽然喷气发动机是卧式进行测试的，但其试验架通常为垂直结构，将发动机抬高到地面以上，以确保人员安全，且空气中不含松散物体或碎片；否则，这些物体和碎片有从进气口进入发动机内的风险。

**外观（视制造情况而定）：**卧式固体推进剂火箭发动机试验台（附图139）一般由小车、承推块、测压元件、止推座和仪表组成。首先将固体火箭发动机水平固定在一个可移动的小车上并锁定。较大的发动机通常与框架结构相连，然后插入承推块，较小的发动机则通常直接插入承推块。承推块与测压元件总成相适配，后者可测量三个推力分量，分别是一个轴向跟两个侧向，侧向推力分量用于验证轴向外力较小。测力元件结构也可以用来测量扭矩（旋转力）。测力元件组件安装在一个称为止推座的大型混凝土块或金属框架上。发动机点火时，止推座会吸收前进力的变化。连接到测力元件的仪表将数据发送到有记录设备的操控台。整个试验台通常位于室外，但可以部分或完全封闭在混凝土建筑物或壕沟中。



附图139：固体火箭发动机试验台负载测量系统。（ATK）

液体推进剂火箭发动机使用立式试验台，即由钢梁和大梁组成的大型龙门式结构（附图140）。对于水平测试，液体火箭试验台靠近地面，通常含有一个混凝土垫块，垫块支撑一个金属结构来安装发动机。液体火箭发动机与测压元件相连，测压元件测量上述推力分量。以上数据发送到操控台进行记录。装有推进剂的馏分收集器、火焰反射器、储罐、和常见的混凝土护墙都是试验台的组成部分。混凝土护墙的作用是将废气引离试验台。



附图141：为测试液体火箭发动机而设计的立式试验台。（Interorbital Systems）



附图140：试验台上的固体推进剂火箭发动机。（Avio SpA）

**外观（如包装所示）：**火箭试验台/架是定制设计的，通常为现场建设安装，因此很少以组装结构的形式进行运输。对设计图纸和制造或装配说明的审查可以明确建筑材料和组件的使用目的。



15.B.4.环境舱如下，可用于项目1.A或19.A中所述的系统、或项目2.A或20.A中所述的子系统。

a. 具有下列所有特征的环境舱：

1. 能够模拟下列任意飞行条件：

- a. 高度等于或大于15公里；或者
- b. 温度范围从-50°C以下至125°C以上；并且

2. 组合、或设计或修改以组合振动装置或其他振动测试设备，以产生等于或大于10 g rms的振动环境，且频率在20hz至2khz之间（‘裸表’测量），

同时施加等于或大于5kn的力；

**技术说明：**

1. 项目15.B.4.a.2所述系统为能够产生单波（如正弦波）振动环境的系统，以及能够产生宽带随机振动（如功率谱）的系统。

2. 在项目15.B.4.a.2中，设计或修改是指让环境舱提供适当的界面（例如，密封设备），以安装本项目所述的震动装置或震动测试设备。

b. 能够模拟以下所有飞行条件的环境舱：

1. 总声压级为140分贝或以上（参考 $2 \times 10^{-5}$  N/m<sup>2</sup>）或总额定声功率输出为4千瓦或以上的声学环境；并且

2. 具有任何以下特性：

- a. 高度等于或大于15公里；或者
- b. 温度范围从-50°C以下至125°C以上。

**属性和用途：**地面设施的环境测试将组件、子系统和整个飞行器暴露在动力飞行的低压、高温和低温、振动和声学环境中，以测量其反应。生成的数据用于确认或修正设计，进而保证适飞性

**工作原理：**将测试对象密封在坚固的压力室中，然后用真空泵排气，实现高空模拟。在装有加热器和制冷设备的隔热室内模拟飞行温度。此外，还必须配备受MTCR管制的温度室，以重复特定的振动或声学环境。振动设备台由电机驱动，能够提供上述水平的振幅频谱，并重复某个部件、子系统或系统在动力飞行过程中经历的振动范围

。声学室使用类似扬声器、且由静电或电磁驱动的喇叭的组合，来制造像火箭发动机排气和非常高速的空气动力飞行所产生的声压谱。

**典型的导弹相关用途：**高空试验用于研究发动机性能、传热、高空点火、喷嘴演变和推进剂动力学现象。同时进行温度-振动和温度-声学测试用于使导弹硬件适应高精度的飞行环境，以开发技术并验证导弹性能。该测试对于基本导弹项目来说为非必要测试，但对于进一步开发来说则是必需的流程。此类设备还可以降低飞行测试项目的成本，但其中一些设备，尤其是大型环境舱，造价可能极为昂贵。

**其他用途：**高空及同时进行的温度-振动和温度-声学测试属于卫星和飞机部件的例行测试。

**外观（视制造情况而定）：**环境压力室坚固耐用，通常为金属密封的圆柱形压力室，其两端凸起或呈半球形，以承受一个大气压的外部压力（加安全裕度）。其通常设有厚厚的玻璃或亚克力观察口。一端的检修口或检修门用于测试对象的插入和移除；前者常与大型真空泵相连，以便排出压力室内空气。压力室的大小与待测项目的功能相关，因此，其一侧尺寸从不足一米到几十米不等。压力室通常有众多支持建筑，内设有泵、电源、数据收集以及操作室。附图142展示了在模拟高度测试的固体火箭发动机的内部视图。



附图142：正在模拟高空测试的全尺寸固体火箭发动机。（AEDC）

- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 俄罗斯联邦
- 美国
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 英国

全球化生产



恒温室是带有加热和冷却设备的隔热室或房间。受MTCR管制的恒温室设有针对飞行中遇到的各种温度下进行振动或声学测试的装置。

用于振动测试的恒温室设有大功率设备来对测试对象进行振动测试。



附图143: 振动和环境测试仪器的布局。  
(TUV Rheinland)

该设备名为推进器或振动器，通常有一个圆形、扁平的钢制工作台；台上可能有预钻孔/攻丝安装位置，以用于固定测试对象。工作台的运动通常由圆柱形的、变速直线电机驱动。根据测试对象的大小，工作台的重量从数十公斤到数千公斤不等（附图143与附图144）。受本项目管制的环境舱可模拟飞行条件为10 g rms或以上，20 Hz至2000 Hz，施加5kn或更大的力，工作温度在-50°C以下至+125°C以上。附图143展示了环境/振动一体测试设备。

用于声学测试的恒温室为大房间，墙壁上安装有声学喇叭。喇叭本身为单音（即在一个频率下工作），长度范围从几厘米的高频喇叭到1米的低频喇叭不等，具有相应的出口面积、或喇叭口、大小。声学测试通常要求试验室内覆有非常粗糙的波纹（通常是锥形）、柔软、多孔、吸声材料。

**外观（如包装所示）：**环境舱体积各不相同，但通常都很大，就地建设而成。受MTCR管制的大型恒温室可以当做建筑预制板进行运输。装配说明或施工计划有助于确定预期用途。较小的恒温室的运输与普通冰箱一样。部分完成组装的动力试验台在运输时可采用简单的木箱包装；其内部通常填充缓冲材料保护各部件。由于设备相对坚固，其外包装一般没有特殊搬运标志。声学喇叭的运输采用金属包装或木制包装。由于喇叭中的驱动振膜为精密元件，其运输所采用的包装可能带有专门的搬运标记。



附图144: 具有振动试验能力的受控环境舱。  
(RMS Dynamic Test Systems)

15.B.5. 能够从2兆伏或更大的加速电子中释放韧致辐射所产生的电磁辐射的加速器，以及包含这些加速器的设备，且可用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述的系统、或项目2.A或20.A中所述的子系统。

**说明：**

项目15.B.5并不控制专门设计用于医疗目的的设备。

- 中国
- 印度
- 俄罗斯联邦
- 美国
- 德国
- 日本
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**受MTCR管制的加速器有三种基本类型，分别是线性射频（RF）加速器（linac）、闪光x射线机和机械充电的高压静电加速器（范德格拉夫型）。其主要用途是制造能够穿透导弹部件（如固体推进剂火箭发动机）的x射线，对部件内部进行x射线照相。高能x射线的其它用途还包括模拟核武器效应对爆炸和冲击等高速事件的定格x射线摄影。

**工作原理：**直线性加速器最受重视。这种加速器使电子束或电子束簇通过加速腔来加速，使其速度接近光速。加速腔带由射频发生器提供电势（电压）。由于加速腔的影响为累积性的，因此可以从相对较小的设备中获得数百万电子伏（MeV）的总电子能。这种高能电子束离开直线加速器并击中靶（通常是高密度的金属，如钨）。电子在靶内部减速时发出x射线辐射，这种现象被称为韧致辐射。x射线穿过靶，并记录在胶片上，或者记录在电子传感器上，电子传感器即时将图像显示在电脑屏幕上，目前正变得越来越普遍。范德格拉夫加速器通常通过机械驱动橡胶带或绝缘表面上的抛光金属绝缘球串来产生较大的静电势。截停静电发生器中的电子的靶是金属箔，与线性加速器使用的类似。大多数闪光x射线机的工作原理是给一大排电容器充电，然后突然放电。与直线性加速器类似，由此产生的电子电流击中一个重金属靶并产生x射线。

**典型的导弹相关用途：**直线性加速器最重要的用途之一是为固体火箭发动机的无损测试产生x射线，用来寻找推进剂药柱中的裂纹和空隙，壳体中的裂纹和未焊透的焊缝，或与绝缘材料或内衬之间的不完全粘结。此类x射线设备可用于大多数导弹部件的检查，如结构件、焊缝、喷嘴和涡轮泵部件。如果存在任一此类质量问题，但未检出，会导致发动机级的灾难性故障，因此x射线设备是必不可少的。直线性加速器也



用于研究导弹电子器件的核辐射效应，并对设备和部件进行耐辐射性测试。这也是大型闪光x射线机的主要用途。范德格拉夫加速器由于体积和低束流（因而x射线量低）限制，通常并不应用于这些领域。

**其他用途：**基于工业微波、加速器的高能x射线机应用于工业领域已经有30多年的历史。其应用包括大型铸件和焊接组件的缺陷检测，后者用于汽车、造船、航空航天和电力生产部件的制造。这些机器也可用于大型安保系统，检测集装箱运输中的违禁品或爆炸物。类似技术也用于制造医疗设备，治疗癌症。

**外观（视制造情况而定）：**最常用的2+ MeV加速器是直线性加速器，如附图145所示，这是因为它体积小，坚固耐用。这些x射线机由五个主要部分组成：加速器、x射线头、射频放大器或调制器、控制台和水泵柜。图145的箱式结构包含了加速器和x射线头。

x射线产生于x射线球管。x射线球管通过波导管与射频调制器相连；波导管是一个矩形刚性或半刚性导管或电缆。x射线球管的加速器部分是一根管，沿其长度在两侧交替放置半圆盘。该部件可能位于更大直径电磁铁的中心。调制器或射频放大器往往装在一个单独的柜内，向加速管提供射频能量。这种能量通常通过矩形波导管耦合，偶尔也通过同轴电缆耦合。调制器的工作频率与加速结构相对应，通常在1 GHz到3 GHz范围内。其它支持性组件为



附图145：典型的直线性x射线系统。  
(Varian Associates)

控制系统以及水冷系统。这些系统可控制并冷却加速器，使其保持在一个较小的工作温度范围内。x射线球管、调制器柜和控制台的典型尺寸如表1所示。

受MTCR管制的加速器产生的x射线的能量要求铅屏蔽厚度达到数厘米。这些加速器在运输时通常不做屏蔽处理，因为对于接收方来说，屏蔽装置较为易于制造和安装。通常无屏蔽系统会放在带屏蔽的建筑内。

另一种用于高能x射线产生的加速器是机械驱动的范德格拉夫式发生器。这些系统的体积比线性加速器大得多，定位也更困难，因此通常不用于x射线摄像。其包括能够产生2兆伏或以上静电势的高压电源、由高度抛光镍制成的加速管和控制台。电源和加速管通常是一体的，外包由厚壁钢制成的高压容器中。这种容器在工作时



含有高介电性气体，如六氟化硫或纯氮，压力为几个大气压。直线加速器体积够小，可以绕x光拍摄对象旋转。而静电加速器体积巨大，保持不动，要根据需要移动测试对象，以实现所需的相对定位。范德格拉夫系统的典型尺寸如表2所示。

	x射线球管	调制器柜	控制台
高度	0.5 m	1.0 m	0.2 m
宽度	0.5 m	0.5 m	0.3 m
深度	1.0 m	1.0 m	0.3 m
重量	200 kg	300 kg	3 kg

	压力容器	控制台
长度	2.5 m	0.2 m
直径	1.0 m	
宽度		0.2 m
重量	1,200 kg	2 kg

闪光x射线设备大小不一，从桌面设备到需要特殊建筑的大型系统，且选择方案众多。用于固体火箭发动机推进剂药柱检测的典型单元如附图146所示。



附图146: 用于检查固体火箭发动机的2.3MeV闪光x射线装置。  
(《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版(2005年5月))

**外观（如包装所示）：**直线性加速器的装运采用木箱或木盒包装，可能会分为三个包装。x射线球管与调制器一般为同一供应商，冷却系统与控制系统可单独采购。

外包装使用泡沫塑料、聚苯乙烯泡沫塑料或其它减震填料，以保护调制器免受过度振动和冲击。设备可能带有x射线警示标签，射频场标志，以及表示高压的标签。如果在运输时安装了铅屏蔽保护装置，以保护人员免受x射线的辐射，则该系统的重量可能超过低能系统。

静电加速器体积大得多。高压电源和加速管一起装在压力容器内运输。由于比较重，压力容器大都采用板条箱包装运输，以便叉车搬运。该装置运输时基本不处于可运行状态；通常在压力容器内有额外的包装材料支撑高压电源和加速管。

15.B.6. ‘空气热力学测试设施’，可用于项目1.A或19.A中所述的系统、或项目2.A或20.A中所述的子系统，且具有任意以下特性：

- a. 一个功率等于或大于5MW的电源；或者
- b. 总压力等于或大于3MPa的气体供应总压力。

**技术说明：**

‘空气热力学测试设施’包括包括用于研究气流对物体的热效应和力学效应的等离子弧射流设备和等离子风洞。

- 比利时
- 中国
- 法国
- 德国
- 以色列
- 意大利
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**空气热力学测试设施可模拟导弹在高速飞行时所遇到的恶劣流动环境，例如与弹道再入有关的流动环境。空气热力学测试设施也可用于弹道导弹热保护系统的开发。

等离子弧射流设备提供的高速温度流能够重现与测试对象再入空气动力加热相关的温度和热通量。等离子体风洞可利用等离子体来模拟导弹在高速飞行时弹体表面附近的气动加热和流动。

**工作原理：**电弧喷射设备（附图147）通过在两组电极之间的连续电弧将气体加热并膨胀到非常高的温度和超音速/高超音速。高压源产生电弧，使测试气体过热至电离的程度。气体（通常是空气）通过一个针对真空中试样的喷嘴，并从试样上流过，产生一个合理的近似于表面温度、压力和气体焓的近似值，这种近似值与飞行器在大气层再入过程中经历的高速、超音速流类似。

等离子体风洞利用大电流电弧将测试气体加热到相当高的温度。等离子体风洞内的等离子体条件由所用等离子体源、工作参数和试验对象在等离子体束中的位置决定。等离子体风洞由电弧室、喷嘴、试验室和真空系统组成，真空系统的作用是维持试验室的低压条件。冷态试验气体通过电弧室和喷嘴流出。电弧室中的绝缘电极与室内的某些表面之间的的气体形成电弧。电弧将测试气体的温度提高到电离水平，产生等离子体，等离子体是一种由自由电子、带正电荷的离子和中性原子组成的混合物。测试气体通常不是空气，而是氩气。这是因为在给定的功率输入下，氩气的电离度更高。



附图147：交互加热装置（60mw）电弧射流。（美国国家航空航天局（NASA））

为了在等离子体风洞中尽可能准确地再现测试对象表面附近在实际高速飞行时的流动情况，必须尽可能准确地确定等离子体束的特性和待测材料的变化。

**典型的导弹相关用途：**电力供应等于或大于5 MW或燃气供应总压力等于或大于3MPa的空气热力学测试设施可用于导弹再入环境条件下的试验。

**其他用途：**空气热力学测试设施也可用于测试航天器在再入环境条件下和与行星探索有关的环境条件下的热保护系统。在生物质和非有害废物的高温气化、有害废物的销毁（如粉煤灰和石棉）、低放射性废物的减少和固定以及钢铁工业等领域，某些高温等离子体系统也有工业应用例子。

**外观（视制造情况而定）：**电弧喷射和等离子体风洞设施的体积大小不等，从一个房间就能容纳的小型设备（附图148），到占据整个大型仓库的设施，再到需要多个建筑物、且包含电弧射流系统各种组件的大型综合设施（附图18），大小各不相同。

**外观（如包装所示）：**电弧喷射设备和等离子体风洞通常定制设计和现场施工。电弧喷射和等离子体风洞设备的部件，如试验段、控制面板和仪表面板，都采用板条箱包装，使用重型托盘运输。



附图148：约翰逊航天中心（JSC）大气再入材料和结构评估设施（电弧喷射）（NASA）内部场景



附图149：俯瞰美国国家航空航天局艾姆斯研究中心（NASA）电弧射流综合设施

### 15.C.材料

无。



## 15.D.软件

15.D.1.专门设计或修改用于项目15.B所述设备的“软件”，可用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述测试系统或项目2.A或20.A中所述子系统。

**属性和用途：**在火箭和无人机系统测试设施中使用的软件有时是专门开发的，以便操作专用测试设备并记录测试结果供后期分析。然而，在某些情况下，终端用户可对现代通用软件进行配置，来满足这些测试工具的需求。软件的一个一般功能是自动操作专用测试设备，另一个功能是收集和存储测试数据。数据采集功能可以使用不受项目15.D.1管制的通用软件来完成。软件的第三个功能是分析测试结果；这可以使用专用软件经过专门配置的通用软件来完成。

例如，用于操作振动测试系统的软件可向数字控制器提供适当的信号，以模拟与弹道导弹动力飞行有关的振动。这个信号可以在一定的频率和振幅范围内变化。设备的计算机系统记录加速度计信号，以确定测试对象如航空电子板、固体压电振动陀螺仪或推进组件的振动响应。软件任务的另一个例子是在装配了传感器的机身测试期间收集风洞数据。计算机系统可记录风速及试验对象由此产生的升力、阻力、稳定性、热效应和红外信号数据。固体推进剂火箭发动机和液体推进剂火箭发动机测试软件在对发动机进行测试时，从装配了传感器的发动机和发动机部件上收集信息。测试结果包括启动瞬态和工作压力、发动机外壳变形、热力学数据和发动机性能数据以及其它读数。所有这些数据经过分析，以评估火箭子系统的性能和设计适用性。

**工作原理：**典型的振动测试系统由以下部分组成：振动器，用于振动附着在其上的测试件；驱动振动器的功率放大器或其它电源；控制器，其作用是根据所需的振动频率和振幅测试曲线来控制功率放大器；以及用于振动器和放大器的风冷或液冷系统。测试件固定在振动台夹具上；测试件自身安装有传感器，通常是小型自激压电加速度计。其余信号电缆与之相连，记录在测试期间发生的任何内部电气响应或信号变化。操作员将振动频率和振幅信息输入计算机控制器，后者将其转换成信号发送给控制振动台的功率放大器。

用于支持风洞和固体推进剂火箭发动机或液体推进剂火箭发动机试验点火的软件，会有程序设定的风洞速度和时间序列；如果是液体火箭试验，则会有程序设定的阀门开闭顺序。同时，在试验期间，



其它软件会收集安装在试验对象上的仪器系统与传感器产生的数据。虽然数据采集功能可能由一台单独的计算机来完成，但是现代通用软件可实现在同一台电脑上完成测试运行和数据收集。软件的数据采集端可能内置分析能力，协助导弹工程师评估测试结果。

**典型的导弹相关用途：**此类软件控制测试设备可模拟火箭或无人机系统的飞行环境，而无需消耗导弹进行测试。在飞行系统上应用完善的地面测试程序可以减少开发这些子系统的时间和成本。

**其他用途：**此类软件也可以应用于其它行业。振动试验台和风洞可用于测试其它军用和民用产品，如飞机。同样的软件可能稍加修改即可用来控制测试设备的操作，并监控测试对象的测试结果。用于测试仪器的通用软件（例如LabVIEW™）用途广泛，不受项目15.D.1管制。

**外观（视制造情况而定）：**这种软件通常采用计算机程序的形式。在过去，其存储介质包括印刷、磁性、光学等媒体，但也可以通过互联网直接销售和传输。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件，都可以存放此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件与任何其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。有关软件及其证明文件可以通过计算机网络以电子方式传送。

## 15.E.技术

15.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目15.B或15.D中所述设备或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**测试设施和设备用于火箭或无人机的开发与生产，而开发测试设施与设备的技术要求全面了解要测试的飞行系统，以及测试所应获得的反应。测试设备有足够的精度在记录测量数据时准确地模拟飞行环境。而设计、建造和操作此类测试设备也要求有足够的经验。在没有技术转让的情况下，一个国家可能会根据实验获得的信息，慢慢开发专门的测试软件或配置通用软件。显然，详细说明如何制造或操作导弹相关测试设备的工程图纸（有时称为蓝图）属于关键技术。对于生成或配置测试与分析软件的专门知识，其转让也同样构成转让受MTCR管制的技术行为。

**工作原理：**技术支持可以有多种形式。技术支持可由在一项或多项受控学科领域，如大型振动试验设备或液体推进剂火箭发动机试验等，有经验的人员提供，并且，他们将作为培训人员在生产现场或附近的教室提供培训。一个国家可以从一个或多个专门从事某种生产技术的咨询服务机构获得技术支持。一个国家可以获得采购援助，其形式可以是技术设备、机器或材料，也可以是在确定项目所需的物品方面获得协助。最后，一个国家都可以通过向拥有该技术的其他国家派遣学生参加培训、或对各系统建造所需技术进行实习等方式来获得技术支持。

**典型的导弹相关用途：**建造和操作火箭或无人机测试设备所需的技术支持只可用于这些目的（例如测试台），也可能在各种民用和军事领域也有用途。气象研究中使用的运载火箭和探测火箭只要稍加调整就可作为弹道导弹，而用于弹道导弹、运载火箭或探测火箭的技术基本上是相同的。

**其他用途：**民用和军用飞机可以使用这种技术的简化版。同样，该技术也可用于测试地面车辆的敏感子系统和组件。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。

类别II - 项目16  
建模仿真与设计集成

## 类别II - 项目16：建模仿真与设计集成

## 16.A. 设备、总成和组件

16.A.1. 专门设计的混合（模拟/数字组合）计算机，以用于对项目1.A中所述的系统、或项目2.A中所述的子系统进行建模、仿真或设计集成。

说明：

此控制仅适用于设备供应时配备项目16.D.1所述“软件”的情况。

- 澳大利亚
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 挪威
- 南非
- 瑞典
- 英国
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 乌克兰
- 美国

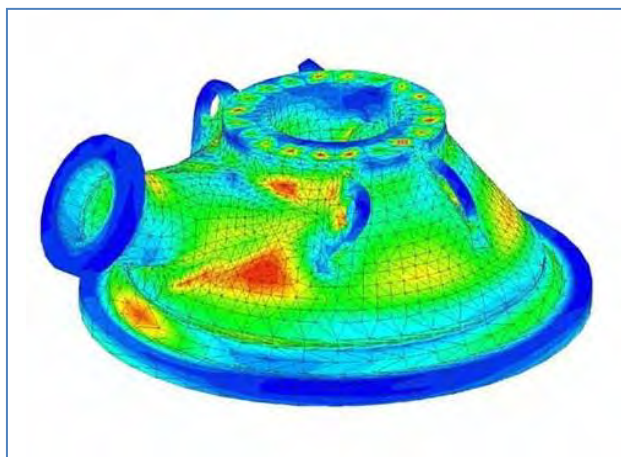
## 全球化生产



**属性和用途：**对于最终成本高昂的航天与军事任务和行动的规划与优化而言，建模、仿真和设计集成软件工具可带来更经济实惠的手段。其使得设计者可以使用计算机进行火箭系统和无人机的构建与飞行，利用软件工具研究和测试许多设计变更和飞行环境，从而减少建造、测试和迭代地重新设计飞行硬件的成本。数学建模能力可大幅降低开发火箭或无人机所需的成本和时间。各种计算机生成的代码在设计具有所需性能的导弹（特别是远程导弹）时起着至关重要的作用。使用完整的软件模型库在设计阶段验证性能，可以对导弹进行包括射程和有效载荷能力在内的最合适的权衡。

混合计算机将模拟和数字元素相结合，利用两者的优点。除了在设计建模方面的历史价值，实时数据处理也有应用。在数据速率极高且信噪比较低的情况下，例如高级传感器中的焦平面阵列，它们非常有用。纯数字计算机无法持续跟上数据流，因此，这些条件可能对其造成压力；且信号强度低，有时也无法创建数字设备所需的清晰“1”或“0”。因此，有时会使用模拟电路来收集和处理器传感器的输出数据，然后再将其数字化。

**工作原理：**大多数导弹设计软件模型都代表了导弹运行的物理特性，从而测试导弹及其部件的结构特性（附图150与附图151）。现代空气动力学模型可以对导弹内部和外部流动进行高精度处理，并可根据评估对特定导弹几何结构进行定制。



附图150：利用建模和仿真软件，对火箭发动机及其部件、卫星推进器、推进剂舱和天线的结构进行分析。（EADS）

此类测试复杂性各不相同，即被测试的实际硬件可能是一个机械连杆，也可能是一整套制导和控制子系统。

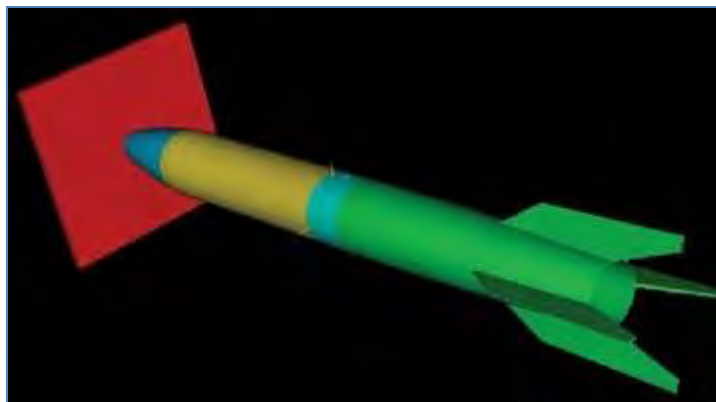
**典型的导弹相关用途：**导弹设计软件可以在设计过程的早期阶段以多种方式应用。建模和模拟可用于确定和测试传感器、通信设备以及武器有效载荷的参数和功能，并创建和定义多种配置、推力能力、气动飞行载荷、结构要求、隔热要求，以及候选设计概念或模型的制导或控制要求。基于这些模型的子系统硬件设计都经过了性能测试，以验证其能力，并对模型进行调整，使其更加匹配设计。性能测试通常采用仿真软件进行。然后，计算机将这些针对特定设计的模型组合起来，以表示飞行中的集成火箭或无人机系统，并在实际飞行测试之前确认其设计能力。有了这种建模方法，就无需进行大量造价昂贵的迭代飞行测试了。

**其他用途：**在导弹系统设计中使用的许多较基本的软件模型也可用于商业领域。结构建模技术可用于汽车、卡车、客机、建筑物和其它基础设施的设计。热力学准则可用于卫星、发电厂和各种发动机的设计。飞行运动计算机在飞行员训练和其他飞行模拟器中有着广泛的应用。

热力学模型可预测导弹推进和热防护过程中所涉及的摩擦加热和化学反应，以及由此产生的进入导弹关键部件的热流。有限元模型现在已普遍应用于导弹结构设计当中，将制导硬件和导弹控制相结合的模型应用于性能测试也非常普遍。子系统硬件一旦完成设计，就会频繁地通过半实物模拟器进行测试。半实物测试是指半仿真半实物的测试活动，如利用真实的导弹翼和执行机构对导弹的转向系统进行台架测试，利用计算机对整个导弹的飞行轨迹进行数学模型仿真。在“闭环”测试中，计算机会利用计算出的飞行轨迹生成模拟的导航传感器数据，输入正在测试的真实转向系统。



**外观（视制造情况而定）：**导弹设计软件本质上与商业软件没有什么区别，其存储介质也是同样的计算机磁盘或光盘等等。导弹模拟/混合计算机是定制的电子产品，通常体积比面包箱还小。飞行运动计算机是带有商用标准电子机架的机柜。导弹软件与专门的飞行动力学模型也可以加载在纯数字实时计算机（飞行模拟器）上。实时模型可用于替代试验中测试对象的硬件。



附图151：用于导弹命中仿真的计算模型。（圣地亚国家实验室）

**外观（如包装所示）：**像模拟/混合计算机这样的定制电子产品可以选择多种方式包装，包括用于运输灵敏仪表和计算机显示器的箱形容器。飞行运动计算机的运输通常与其它电子设备一样。其它飞行模拟器硬件，包括飞行运动转台，可以用木箱包装装运。模型和实时软件外观类似其它软件产品，采用纸箱包装，如为商品/新产品可能外覆热收缩膜，或存于无标记的标准传输介质，如软盘、光盘或 $\frac{1}{4}$ 英寸磁带。

## 16.B.测试和生产设备

无。

## 16.C.材料

无。

## 16.D.软件

16.D.1.专门设计的软件，以用于对项目1.A中所述的系统、或项目2.A或20.A中所述的子系统进行建模、仿真或设计集成。

### 技术说明:

建模特别包括系统的空气动力学和热力学分析。

- |        |         |
|--------|---------|
| • 澳大利亚 | • 加拿大   |
| • 中国   | • 法国    |
| • 德国   | • 印度    |
| • 以色列  | • 意大利   |
| • 日本   | • 俄罗斯联邦 |
| • 南非   | • 韩国    |
| • 瑞典   | • 瑞士    |
| • 英国   | • 美国    |

### 全球化生产



**属性和用途:** 通过使用建模、仿真和设计集成软件，可以研究许多设计变化和飞行环境，从而减少建设、测试和重新设计实际硬件的成本。这种建模能力可大幅降低开发火箭或无人机所需的成本和时间。在设计具有所需射程有效载荷性能的火箭或无人机时，基于计算机的模型起着关键作用，在设计远程弹道导弹时尤为如此。使用综合软件建模在设计阶段验证性能可以对导弹进行包括射程和有效载荷能力在内的最合适的权衡。

**工作原理:** 大多数导弹设计软件模型代表了导弹操作的实际情况。现代空气动力学模型可对导弹内部和外部流动进行高精度处理，

并可根据评估对特定导弹几何结构进行定制。热动力学模型可预测导弹推进和热防护过程中所涉及的气动加热和化学反应，以及由此产生的进入导弹关键部件的热流。有限元模型现在已普遍应用于导弹结构设计当中，将制导硬件和导弹控制相结合的模式应用于系统性能测试也非常普遍。上文附图151即为导弹结构模型输出示例。

**典型的导弹相关用途:** 导弹设计软件可在设计过程早期就加以应用，以确定候选设计概念或模型的总体配置、推力能力、气动飞行载荷、结构要求、隔热要求和制导或控制要求

。基于这些模型的子系统硬件设计都经过了测试，以验证其能力，并对模型进行调整，使其更加匹配设计。性能测试通常是采用仿真软件进行的。

**其他用途：**在导弹系统设计中使用的许多较有效的软件模型也常用于商业领域。举例来说，一个名为NASTRAN的常见结构模型已用于设计汽车、卡车、客机和桥梁。SINDA等热力学准则用于卫星、发电厂和各种发动机的设计。

**外观（视制造情况而定）：**导弹设计软件本质上与商业软件没有什么区别，也是存储在其它软件所用的电脑磁盘或光盘上。同样的，导弹软件与专门的飞行动力学模型也可以加载在纯数字实时计算机（飞行模拟器）上。实时模型可用于替代试验中测试对象的硬件。

**外观（如包装所示）：**专门用于设计航空航天和军事产品的软件经常进行此类宣传。模型和实时软件的销售通常像其它软件产品一样，并且可以直接在互联网上购买。过去，软件采用纸箱包装，如为商品/新产品可能外覆热收缩膜，或存于无标记的标准传输介质，如软盘、光盘或1/4英寸磁带。

**附加信息：**高速数字计算机可以为实时导弹飞行软件的开发带来相当大的优势。一些商用计算机标准足以支持导弹性能的实时模拟。在商业计算机化身模拟器，支持导弹软件开发和测试的过程中，飞行运动计算机起到了不可或缺的作用。飞行运动计算机采用了专门的操作系统软件，使它们能够充当模拟控制器和飞行性能数据记录器。

## 16.E.技术

16.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目13.A中所述设备的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**建模、仿真和设计集成技术是导弹、无人机及其子系统和部件开发所需的软件和计算机设计所必需的知识或数据。建模软件可用于工程设计、飞行模拟和测试辅助。计算机建模涉及对被模拟的物理领域的深刻理解。设计人员必须对导弹系统或子系统有全面的了解，能够将该领域的知识转化为计算机模型，即用于数学计算和产生数值和图形结果的软件。模型的准确性将随着设计者通过真实的实验和测试不断获得经验而不断提高。

**工作原理：**建模、仿真和设计集成技术有多种形式。技术支持可包含由某些人提供的培训，进而支持火箭系统或无人机的设计工作，或由这些人作为培训人员在生产现场或附近的教室提供培训。他们具备撰写或修改现有的低质量建模、设计或飞行仿真软件的经验。一个国家可以从一个或多个专门从事建模或设计软件的咨询服务机构获得技术支持。最后，一个国家都可以通过向拥有该技术的其他国家派遣学生参加培训、或对各系统建造所需技术进行实习等方式来获得技术支持。培训期间获得的任何手册与材料均可视为技术数据。

**典型的导弹相关用途：**开发火箭或无人机建模或设计软件所需的技术从一定程度上来说是专业技术。气象研究中使用的探测火箭只要稍加调整就可作为弹道导弹，而用于弹道导弹与探测火箭的建模与设计技术基本相同。

**其他用途：**虽然开发火箭或无人机建模或设计软件所需的技术从一定程度上来说是专业技术，但有的也可以作为其它用途。对于民用与军用飞机工业所使用的设计与建模软件的一些版本，无人机设计者也可以拿来使用。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。

类别II - 项目17  
隐身



## 类别II - 项目17: 隐身

## 17.A. 设备、总成和组件

17.A.1. 专门用于降低雷达反射率、紫外/红外信号和声学信号（例如，隐身技术）的隐身设备，针对可用于项目1.A或19.A中所述系统、或项目2.A或20.A中所述子系统的应用。

- 巴西
- 法国
- 希腊
- 意大利
- 荷兰
- 南非
- 台湾
- 美国
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**保护导弹不受探测、拦截和破坏的需要促进了降低可观测量相关的技术的发展。当某款飞行器的主要设计目标减少其可观测量时，通常被称为“隐形”技术。飞行器的反射和辐射通过对外形的精心设计和采用定制的特殊材料得以降低；此外，也可采用低概率拦截雷达之类的其它设备。其目标就是令飞行器难以被探测到。

**工作原理：**辐射和反射在本质上是声学或电磁现象。通过各种各样的技术，如频率参差、隔振、屏蔽、掩蔽、定向和声音抑制，可以将辐射控制在最低限度。

电磁辐射和反射发生在许多频段，包括微波（雷达）、红外（IR）、可见光和紫外波段。由于飞行器的特征信号在不同频段之间甚至在频段内存在显著差异，因此必须在整个光谱上采用不同的方法。借助造型和材料的精心选择，可以使飞行器的辐射与反射转向，并/或降低振幅或改变频率响应。辐射的减少可通过造型、材料或用于控制辐射、反射率、吸收和第二表面（添加绝缘体和反射器）的设备来实现。这些技术或装置要么向观察者隐藏或掩盖了目标的真实性质，要么允许飞行器仅在一定角度和短时间间隔内可被探测到，从而推迟或避免被探测到或被追踪。

**典型的导弹相关用途：**隐形技术用于使弹道导弹、包括巡航导弹在内的无人机及其有效载荷更难被防御性武器系统探测、跟踪、识别和展开对战。这些系统的大部分设计元素都要经过隐形技术的处理，包括它的基本形状、结构部件、表面和前缘，以及其进气口和开口（附图152）。



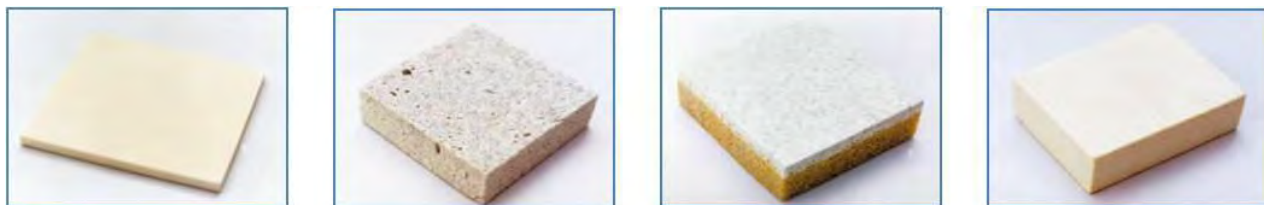
附图152：一架被认为是隐身型的无人机在跑道上滑行的图像。（《航空周刊》）

**其他用途：**大多数用于特征信号控制的材料最初是为军用飞机开发的，且在固定翼和旋翼系统上均有采用。雷达吸波材料也广泛应用于雷达测试设备中。一些舰艇、潜艇、地面战斗和战术车辆上也采用经过改进的材料和处理技术。辐射控制材料技术也用于控制卫星的温度。一些设备可与通信设备结合使用，以减少其可检测性。一些成本低廉、性能较低的材料则在减少电磁干扰和日照载荷方面具有商业用途。

**外观（视制造情况而定）：**可减少可观测量的典型设备包括但不限于以下类别：

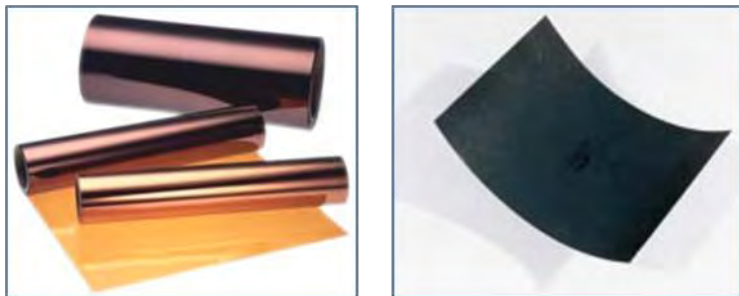
导电填料有两种：一种是由碳、金属或导电材料包覆的玻璃纤维制成的导电纤维，其外观类似于2毫米到6毫米长的非常轻的晶须，另一种则是由导电材料包裹的颗粒，外观类似彩沙。

泡沫塑料，无论是开孔型还是闭孔型，均喷涂或充满了吸收性墨水和颜料。这些泡沫类似于柔性泡沫橡胶片或空调过滤器，其可以是单层的，也可以是显性多层，其中设有胶合线将各层分隔开来。如果采用接地层的话，其组成则是金属涂料、金属层（铝箔或镀金属薄塑料）、或检测不出的喷墨材料。如果接地层不明显，有的制造商可能会在泡沫的正面打上“正面”的字样，或者打上序列号。有的泡沫可能含有复合纤维，以提高其硬度和结构性。附图153展示了4种雷达吸波泡沫材料。



附图153：4种雷达吸波材料泡沫，左起：低介电泡沫塑料（环氧树脂）；轻质插损泡沫塑料（聚氨酯）；可喷射轻质泡沫塑料（聚氨酯）；热塑性泡沫塑料（聚酰亚胺）。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版（2005年5月））

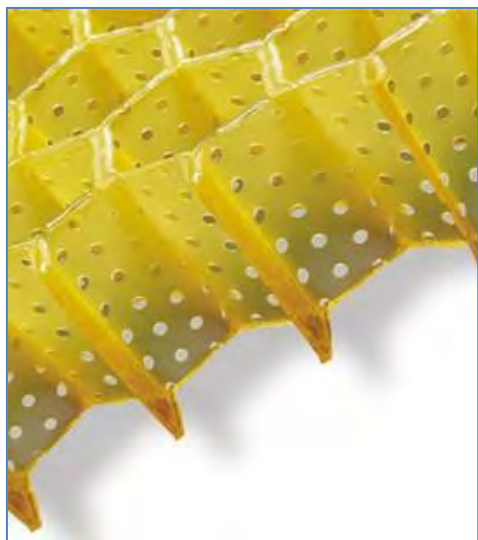
**电阻卡（R卡）**包含一张纤维纸或极薄的塑料片（图154），覆盖着一层连续导电油墨、涂料或极薄的金属薄膜。涂层的表面电阻率或是恒定的，或者是在一个或两个方向上连续变化。导电油墨一般为深灰色到黑色。金属涂层的颜色根据



附图154：卡普顿聚酰亚胺薄膜（左）常用于制造电阻卡，如右图所示。（卡普顿聚酰亚胺薄膜图片出处：PSG Ltd）

使用的具体金属和涉及的厚度可能会有所不同，但是常见为黑色、黄色、绿色和金色。

**填充陶瓷喷涂层**是指喷涂后经过烧制的陶瓷涂层；陶瓷涂层中填充了大量的导电填料或铁磁性颗粒。其颜色一般从深灰色到黑色不等。根据所使用的特殊填料和表面密封釉种类，其表面结构或光滑或磨砂，具体各不相同。涂层厚度从几毫米到几十厘米不等。



附图155：吸波蜂窝在包括隐身技术在内的国防与航空领域应用广泛。（Supracor）

**吸波蜂窝**是一种轻质复合材料，其开口直径通常为3毫米至12毫米，最大厚度为25毫米至150毫米。其处理部分采用导电油墨、涂料或纤维。蜂窝芯材可以在没有装填的情况下运输；在这种情况下，它可能与仅用于结构目的的材料没有什么区别。用于后续装填的导电油墨和涂料的来源一般与芯体本身完全不同。吸波蜂窝示例参见附图155。

**外观（如包装所示）：**导电纤维的长度从2毫米到6毫米不等，其包装通常采用塑料袋、小瓶或罐。其重量取决于所用材料。如果在被切割成其功能长度之前装运，纤维或采用传统的纺织纤维线轴的形式包装，或分为长度为1米至2米、直径为2厘米至10厘米的纤维束。

**吸波泡沫**通常为面积不大于1米x1米、厚度从6毫米到200毫米不等的板，每平方米重量不足40克。外包装为纸箱。

**电阻卡**采用信封或盒子包装；卡片之间放有一张抗磨纸。如运输批量较大，则可以按长0.2米到1米，直径15厘米的规格卷起来包装，并将其装在干燥的管子或者纸箱里。填充陶瓷**喷涂层**通常外包泡沫纸，采用纸箱包装。**吸波蜂窝**采用纸箱包装运输。

## 17.B.测试和生产设备

17.B.1.专门设计或修改用于雷达截面测量的系统，可用于项目1.A、19.A.1或19.A.2中所述系统、或项目或2.A中所述子系统。

- 法国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 英国
- 德国
- 日本
- 瑞典
- 美国



**属性和用途：**为了降低防空雷达的可探测性，雷达截面（RCS）测量设备应运而生，以对导弹系统的RCS进行评估、调整和缩小。RCS测量设备可用于室内或室外范围，其中许多可用于军事和商业目的。RCS测量设备可用于评估材料样品、导弹部件、导弹比例模型和实际火箭系统或无人机。

**工作原理：**测试对象通常被称为目标，被定位或悬浮在一个只有几个或没有其他物体的测试区域，以尽量减少外来雷达散射源。然后，

在选定的已知振幅的雷达频率范围内，雷达对目标进行重复照射，并测量反射量。对得到的数据进行评估，确定目标的雷达反射率，以作为频率和观测角度的函数。

**典型的导弹相关用途：**这种设备对于确定、调整和减少火箭、无人机或有效载荷的雷达特征信号必不可少。这些测量系统还会评估计算机建模的性能，并确定导弹所减少和调整的可观测量是否与预期相符。某些RCS设备可用于描述雷达吸波材料。

**其他用途：**RCS测量系统可用于确定海陆空军用飞行器的雷达特征信号。测量结果可提供有助于或减少RCS的信息。室内RCS测量范围可用于测量各种商用产品的天线性能模式，如手机、汽车天线和卫星天线。

**外观（视制造情况而定）：**室内RCS测试范围的基本要素（示例如附图156所示）是雷达源设备、双反射器、目标支持装置和双向拱。

**雷达源设备：**RF设备是安装在机架上的电子设备集合，在组装时仅占据一个文件柜的空间，可用于所有类型的RCS测量系统。



带馈电喇叭的上/下转换器可提供雷达照射。为了提供广泛的频率范围，圆锥形馈电喇叭内部宽度的直径从1厘米到100厘米不等。馈电喇叭的长度一般是内部宽度的2.5倍。馈电喇叭带有金属内衬，并可在尾部安装同轴电缆或波导。在RCS测量系统中，雷达馈电源可以由商用雷达系统（如船用雷达）的雷达源代替。网络分析仪可以测量吸收和反射去，通常用于商业开发的天线和电磁干扰屏蔽材料。射频电缆是低损耗的同轴电缆，是连接组件所必需的线缆。这些电缆长度不同，但其直径通常为1厘米到2厘米，并有金属网外表面。



附图156: 位于Bistatic Anechoic Chamber (BAC) RCS测量紧缩场的目标导弹。  
(美国海军)

**双反射器:** 巴塞格伦测量系统使用两个不同尺寸的大盘作为反射器，其形状为圆形、椭圆形或长方形。反射器表面可能会有校准标记，并带有涂层。反射器可能由部件组装而成，有卷边或锯齿边。对于典型巡航导弹的RCS测量，两个反射器的厚度为2到5厘米，主轴长分别为4米和5米。反射器会产生一个直径2米的测量“最有效点”。此类系统基本都用于室内测量。应该指出的是，测量系统的设计可以用一个反射器来完成。

**目标支持设备:** 这些装置使目标脱离地面，并处在雷达的照射下，需要尽可能不被雷达探测到。聚苯乙烯泡沫塑料柱、涂有雷达吸波材料（RAM）的金属叶片和上方支架上的牵引线常用于支撑和悬挂待测量目标。聚苯乙烯泡沫塑料柱的高度为2米到5米不等，直径为0.5米到2

米不等。其水平截面为圆形（有或无锥度）、正方形、三角形或菱形。金属叶片，或曰吊架，长度为2米至40米不等，顶部可达5厘米x30厘米，矮吊架底部为50厘米x 90厘米，高吊架底部为2米x 8米。聚苯乙烯泡沫塑料柱与吊架都可以安装在能够使其向前倾斜的机构上。旋转界面还可以转动聚苯乙烯泡沫塑料柱和测量目标。可将3到5组聚苯乙烯泡沫塑料柱安装到通用转台上，用来支撑并旋转测量目标。有的吊塔带有将测量目标安装顶部的旋转界面。

**双向拱:** 另一种导弹RCS测量方法是使用双向拱，双向拱采用由胶合板、玻璃纤维或金属制成。电动机驱动系统用于沿着拱的方向重新定位馈电喇叭。定制电缆将拱门与控制计算机（通常是带有键盘和显示器的PC）和馈电控制相连。在拱的中心放置一个试验件；且试验件的表面垂直于拱所定义的平面。试验件一侧一般为0.3 m到1.0 m。其



校准基准是一块与测试件大小相同的平坦、光滑的金属板。

**外观（视制造情况而定）：**透射/反射隧道RCS测量系统外观类似金属板建造的大型通风管道；其设有两个匹配的金属馈电喇叭、同轴电缆或波导指向雷达源和探测器测量电子设备。系统由电脑控制，电脑的外观与带键盘和显示器的个人电脑相同。可能有雷达吸波泡沫（通常是中蓝色或黑色，表面有刺状凸出）插入管道中的不同位置。室内直接照射系统和室外反射范围系统使用传统抛物面形雷达波反射器；其尺寸从直径几厘米到10米不等。

**外观（如包装所示）：**雷达信标很少作为一个整体进行运输，而是由许多组件现场组装而成的。除了机架安装的电子产品和商用计算机组件的行业标准之外，对这种设备没有特殊的包装要求。有些组件（如卡塞格伦反射器）可能体积巨大，需要特殊的木箱包装。聚苯乙烯泡沫塑料目标支架较为脆弱，必须采用外包装，以防出现凹陷。

## 17.C.材料

17.C.1.专门用于降低雷达反射率、紫外/红外信号和声学信号（例如，隐身技术）的隐身设备，针对可用于项目1.A或19.A中所述系统、或项目2.A中所述子系统的应用。

### 说明：

1. 项目17.C.1包括特别设计用于降低或定制微波、红外或紫外光谱反射率或发射率的结构材料和涂料（包括油漆）。
2. 项目17.C.1并不管制专门用于卫星热力控制的涂料（包括油漆）。

**属性和用途：**保护弹道导弹和无人机（包括巡航导弹）免受探测和摧毁的需求促使人们开发相关技术，减少其可观测量。其实现方式为通过精心设计的特殊材料吸收雷达能量，屏蔽或掩护飞行器避免其被雷达能量或其它可能在运行中的探测系统探测到。其目标就是令导弹或无人机变得难以探测。

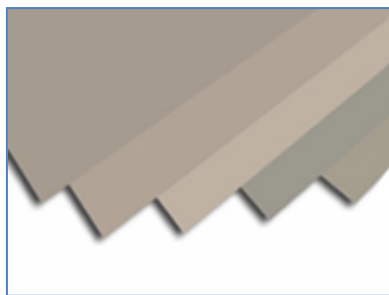
**工作原理：**其它技术，如屏蔽、掩蔽、定向和声音抑制，也能将辐射控制在最低水平。在机身上使用精心挑选的材料可以影响飞行器的辐射和反射。通过用于控制辐射、反射率、吸收和第二表面（添加绝缘体和反射器）的造型材料实现了辐射量的减少。这些技术或装置要么向观察者隐藏或掩盖了目标的真实性质，要么允许飞行器仅在一定角度和短时间间隔内可被探测到。

**典型的导弹相关用途：**隐形技术被用于使弹道导弹、无人机（包括巡航导弹）及其有效载荷更难被防御性武器系统探测、跟踪、识别和展开对战。导弹设计的大部分元素都要经过隐形技术的处理，包括它的基本形状、结构部件、表面和前缘，以及其进气口和开口。

**其他用途：**大多数用于特征信号控制的材料最初是为军用飞机开发的，且在固定翼和旋翼系统上均有采用。在一些舰艇、潜艇、地面车辆上采用了经过改进的材料和处理技术。辐射控制材料技术也可用于控制卫星的温度。一些成本低廉、性能较低的材料则在减少电磁干扰和日照载荷方面具有商业用途。

**外观（视制造情况而定）：**可减少可观测量的典型材料包括但不限于以下类别：

喷涂材料包括导电油墨或涂料，通常含有银、铜、锌、青铜或金作为基本成分。其外观呈黑色、金属灰色、铜色、青铜色或金色。



附图157：定制工程环氧树脂磁性雷达吸波材料。（MSM Industries）

**磁性雷达吸波材料**应用于飞行器，可作为表面涂层、成型翼尖或间隙填充剂等。其成分为超细铁磁性或铁氧体颗粒；其颗粒悬浮在各种橡胶、涂料或塑料树脂粘合剂中。其可作为喷涂涂料、片材、模压或机加工部件或模具使用。由于典型粘结剂和铁磁性颗粒的一般颜色，磁性雷达吸波材料的自然颜色从浅灰色或棕色到接近黑色不等（附图157）。然而，由于视觉伪装或制造/维护辅助标识等原因，磁性雷达吸波材料几乎有可能是任意颜色。塑料或纸张材料薄膜可覆盖在材料板的一面或双面，用于识别或保持表面在喷涂前的洁净度。材料板的厚度从一毫米到几厘米不等。材料的密度大约在固态铁的50%到75%之间。

**透明雷达吸波材料（T-RAM）**外观类似聚碳酸酯片。通常在可见光谱中为75%到85%透明。吸波材料多种多样，从遍布材料的纤维或球体粉末到薄涂层，外观类似金属窗的黄色或绿色。

**红外（IR）处理**通常包含各种涂料。这些涂料一般是定制的，以调整红外能量的反射率和/或辐射。由于红外能量宽频谱（0.8微米到14.0微米波长）和应用的多样性，红外涂料或为反射性的（低发射率）或是吸波性的（高辐射率）涂料。用于红外处理的涂料包括特殊设计的迷彩军用涂料或用于反射太阳热量的商用涂料。由于使用了红外色素，其中一些产品在涂料/粘合剂中的金属含量较高。其他

涂料设计具有高辐射率，因此，其中含有吸收红外线的色素。这些辐射率高的涂料含有碳基或其它高辐射粒子基颜料（通常接近黑色）。在这两种情况下，这些红外涂料的运输有时与油漆/粘合剂分开运输。

**外观（如包装所示）：**喷漆和油墨通常用标准尺寸容器装运。这些容器可以装在装有干燥剂的盒子里，或者色素和粘合剂也可以分开运输。色素采用广口瓶、塑料袋或罐子，粘合剂则装在罐子或桶里。在使用和固化前，它们大多数都是高毒性或腐蚀性材料。

磁性雷达吸波材料可以以薄板、未固化料浆和成品部件的形式运输，也可以以原材料的形式运输（颗粒、粘合剂和聚合激活剂均单独运输）。这些颗粒很可能以非常细的粉末或短纤维的形态运输，但也可能浸入疏水液体中，以防生锈。如以薄板的形式运输，其长度和宽度可达到几米长，板厚从一毫米到几厘米不等。其既可以在托盘上平放几层，也可以在硬纸筒里卷成一卷。如果以成形件的形式装运，则可采用矩形纸箱或木箱包装，包装尺寸大至0.1米 x 0.1米 x 2.0米，小至20厘米 x 20厘米 x 20厘米。

透明雷达吸波材料的包装形式可为片状聚碳酸酯，或者类似窗户或雨棚组件。其外部可能带有粘性保护纸。如以小件形式运输，可将其装箱。

红外热敏涂料通常跟其它涂料产品的外包装一样。红外涂料色素的外包装可能为罐子、小瓶或塑料袋。

## 17.D.软件

17.D.1.专门设计用于降低雷达反射率、紫外/红外信号和声学信号（例如，隐身技术）的“软件”，针对可用于项目1.A或19.A中所述系统、或项目2.A中所述子系统的应用。

说明：

项目17.D.1包括专门用于隐身分析的“软件”。

**属性和用途：**设计和生产用于隐身的材料和系统通常需要软件和数据库来对其进行分析。专为隐身分析所涉及的软件和数据库都是受管制的。这些数据库和软件包括分析系统和材料隐身能力能力所必需的

- 法国
- 以色列
- 韩国
- 英国
- 美国
- 德国
- 意大利
- 俄罗斯联邦
- 瑞典



数据或功能。

**工作原理：**辐射和反射可以有多种形式，如声学、射频（如雷达）、可见光或红外线能量。软件可以用来建立这些物理效应的数学模型，作为物体形状及其表面特性的函数。包括涂料在内的建造材料都能够影响表面性能。受管制的软件和/或数据库包含专门用于分析辐射和反射率（特征信号）的信息或方法。软件和数据库可用于分析开发中的或现有的系统，以确定已纳入的材料和设备的有效性，并确定需要改进的领域。

**典型的导弹相关用途：**这些项目可用于分析用于弹道导弹和无人机（包括巡航导弹）的机身形状和材料，以选择隐身处理方法或识别热点（潜在的改进领域）。同样，这些项目可用于评估系统的特征信号、量化系统的设计表现和材料选择，以及评估需要改进的领域。

**其他用途：**相同或类似的软件和数据库项目可用于分析和设计许多军用物品（包括地面车辆、有人驾驶飞机和船舶）的隐身性能。旨在模拟类似物理效应的软件可用于分析卫星和建筑物的能源管理系统，特别是与热控制有关的红外辐射。用于安全报警系统和自动驾驶汽车等自动系统的被动和主动探测器也可能需要使用类似的软件和数据库进行分析。

**外观（视制造情况而定）：**用于隐身设计工具的软件可以存储在软盘、磁带、USB闪存驱动器和光盘上。或者，也可以使用计算机网络以电子方式传输软件及其文档。

**外观（如包装所示）：**在过去，存储软件软盘、磁带、USB闪存驱动器和光盘曾采用盒子等各种形式的外包装。软件也可以与相关硬件放在一起。在21世纪的今天，软件可直接通过互联网进行传输。

**附加信息：**相对于其它类型的分析，如有限元（结构）和流体流动（空气动力学等），为降低可观测量而进行的分析更顺应潮流。由于非军事领域终端用途缺乏，用于减少可观测量的软件不太可能进行广告宣传和商业销售。

每个频谱或其相关部分会有自己特定的设计软件。许多国家和国防承包商已经开发出了用于一维、二维或三维分析和设计优化的计算机软件。在射频（RF）/雷达频谱中，任何可以为天线或雷达罩建模的软件都可以经过修改用作雷达截面分析工具。根据经验，任何名称包含SIG、RF或RCS的软件都可能是RCS软件。在个人计算机上运行的软件可以提供有用的设计指导。当需要处理特殊材料和复杂形状时，超级计算机和特殊设计的软件就变得特别有用。

RCS设计规范的关键要素包括能够在适当的余量内定义飞行器表面轮廓（最小可为相关最高频率波长的 $1/20$ ），能够表示非常小的元素的表面作为向量、以及与磁导率和电介电常数相关的数学计算能力。这些项目展现了通用软件和能够快速转换和操作非常大的数字矩阵的机器的价值。

专门用于隐身设计的红外热领域软件可能不太常见或不太成熟，但仍有一些商业软件可以直接使用或在修改后用于军事领域。其中包括用于热质量控制的软件。与RF一样，能够表示表面元素大小和方向的矢量代码是一个关键的起点。在设计过程中，会采用不同高度、不同季节和不同类型气体环境下红外辐射大气传输的估算方法。为了确定发动机和其他内部子系统的运行所产生的表面温度和热流密度，可用于确定飞机内热传递的代码必不可少。通常都会涉及从燃烧产物通过尾气管的体积、以及其在大气中膨胀和消散的量来确定羽焰温度的代码。羽流建模可以对火箭推进或吸气式推进的废气进行建模；其通常涉及发动机甲板代码，但又超出了其确定推进性能的范围。利用材料的辐射率和材料的双向反射系数作为输入信息的代码可能表明：它们在红外特征信号控制设计中可能具有潜在应用。



## 17.E.技术

17.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目17.A、2.B或17.D中所述设备、材料或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**注意：**

项目17.E.1包括专门用于隐身分析的数据库。

**属性和用途：**隐身技术是一门相对较新的科学，尚未得到广泛应用。本节所指的技术是向发展无人机（包括巡航导弹）甚至是弹道导弹隐身技术的国家提供大量援助。如本节所述，转移透明雷达吸波材料、磁性雷达吸波材料、导电纤维或其他隐身材料等特殊涂料显然是重大技术转移，转移生产此类材料的技术亦属此类。向一个国家提供生产RCS测试设备的技术或建造RCS测试范围所需的信息属于受管制的技术信息转让。

**工作原理：**技术支持可以有多种形式。技术支持可由在一项或多项受控学科领域，如隐身技术，有经验的人员提供，他们作为培训人员在生产现场或附近的教室提供培训。一个国家可以从一个或多个专门从事某种生产技术的咨询服务机构获得技术支持。一个国家还可在采购技术设备、机器或材料方面，或在寻找供应商公司和要采购的材料方面，获得技术支持。最后，一个国家都可以通过向拥有该技术的其他国家派遣学生参加培训、或对各系统建造所需技术进行实习等方式来获得技术支持。

**典型的导弹相关用途：**除了极少数情况外，建造隐身材料生产设备和测试设施所需的技术支持只用于这些目的。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**不适用

**外观（如包装所示）：**不适用

# 类别II - 项目18

## 核影响保护

## 类别II - 项目18: 核影响保护

## 18.A. 设备、总成和组件

18.A.1. “辐射硬化”“微电路”，可用于保护火箭系统和无人机免受核影响（如电磁脉冲（EMP）、X射线、爆炸和热效应组合），并可用于项目1.A中所述的系统。

- 法国
- 日本
- 瑞典
- 美国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 英国

## 全球化生产

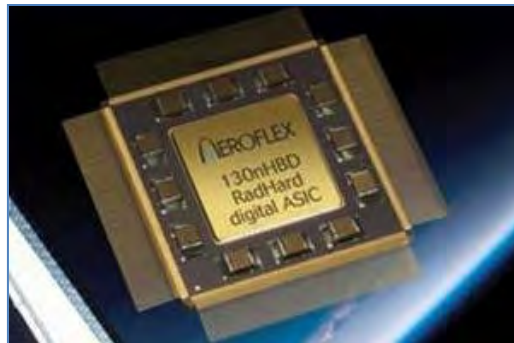


**属性和用途：**太空和亚太空环境需要专门的技术，以减少暴露于高能带电粒子和X射线电离辐射的风险。电离辐射会在微电路中引起两种关键的损伤机制，并可能影响它们正常工作的能力。辐射的累积效应（也称为总电离剂量（TID））与电路中永久性电荷的积聚有关；这种电荷的积聚破坏电路的反应能力或使其完全失效。这种积累的规模取决于电路暴露于辐射的程度。第二种效应，由于单个电离粒子沉积的电荷，被称为单一事件效应（SEE）。某些SEE（如单事件瞬

态（SET）和单事件翻转（SEU）都是暂时的，且可以恢复。其他如单事件锁定（SEL）会导致永久性损害。设备的SEE灵敏度取决于辐射传递到电路的速度（每平方厘米的事件/粒子数）。

保护电路不受这种影响的一种方法是：使它们对TID和SEE具有固有的抵抗能力；这个过程称为“硬化”。

**工作原理：**硬化微电路（图158）在运行和外观上与常规微电路相似。降低TID和SSE效应的缓解策略称为过程辐射硬化（RHBP）和设计辐射硬化（RHBD）技术。通过改变器件和基材的掺杂形貌，优化绝缘体的沉积工艺，可以实现RHBP。RHBD技术包括寄存器冗余、锁存级冗余或



附图158：一种专为高可靠性和强辐射应用而设计的辐射硬化应用专用集成电路（ASIC）。（Aeroflex）

逻辑门反馈、以及其他布局电路。采用这些缓解策略设计和生产的设备通常会大幅增加硬化微电路的成本，并且往往会降低数字运算速度。

**典型的导弹相关用途：**用于弹道导弹的辐射硬化微电路专为核工作环境而设计。除了一些巡航导弹外，无人机（UAV）通常不会采取电离辐射保护措施，因为通常无需考虑其在这种情况下的生存能力。

**其他用途：**辐射硬化装可置用于航天器，以执行包括通信设备、科学气象卫星、空间和行星探测器在内的各种长期任务。地面硬化微电路也可用于高辐射环境，如安全、仪器、控制、探测器和用于核反应堆及高能物理粒子加速器的机器人。

**外观（视制造情况而定）：**经过硬化的电子元件设备及其组件通常安装在气密的金属或陶瓷封装外壳中，表面安装的设备通常安装在高密度组件中（图159）。它们看起来很像商业设备，但可能有零件编号，表明其已经过硬化。



附图159：一种用于强辐射军事和航天应用的辐射硬化发动机驱动器。（Aeroflex）

**外观（如包装所示）：**电子组件和部件通常采用塑料袋装运，并且塑料袋上标有静电敏感装置的标记。其采用橡胶泡沫或泡沫包装进行缓冲防震，然后包装在纸箱内。

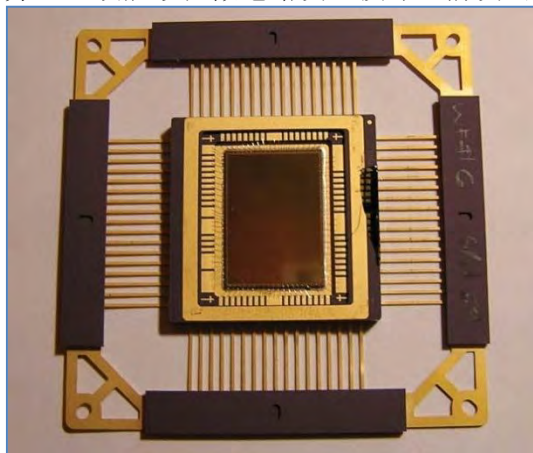
18.A.2.专门设计或修改的‘探测器’，以用于保护火箭系统和无人机免受核影响（如电磁脉冲（EMP）、X射线、爆炸和热效应组合），并可用于项目1.A中所述的系统。

#### 技术说明:

“探测器”定义为一种机械、电子、光学或化学设备，能自动识别和记录或储存等各种刺激条件，例如，压力或温度的环境变化、电子或电磁信号或来自放射性物质的辐射。其中包括可探测到单次运行或故障的探测设备。

**属性和用途:** 如上所述，在恶劣和核强度高的工作环境中保护电路的一种机制是：使微电路在本质上对电离辐射的总剂量具有抵抗能力。另一项技术是，使用能够探测这些环境中的辐射剂量率的辐射探测器，以及/或识别并记录核事件造成的环境变化。这些探测器随后会关闭电路电源，或触发针对这些条件作出响应的保护装置。

**工作原理:** 辐射探测器是一种相对简单的装置；它能探测到由辐射引起的电流增加。如果辐射水平达到并超过临界阈值，探测器就向保护电路发出控制信号。该保护机构可将电流从敏感设备上分流开，或者关闭设备，以避免烧坏。这些探测器通常有一个测试输入，以在施工和维护活动中激活探测器，以验证其运行状况。其通常必须能够承受辐射影响（例如，它们必须可重复使用），并且必须能够在微电路发生损坏之前发出保护命令。



附图160: 辐射硬化探测器。(美国空军)  
的安全应用、仪表、控制和机器人系统。

**典型的导弹相关用途:** 与经过硬化的微电路一样，辐射探测器可用于在强核空间和次太空环境系下工作的航天运载火箭和弹道导弹。无人机（UAV）通常无需电离辐射保护，因为它们通常更容易受到爆炸超压的影响；并且，核爆炸超压对无人机系统的影响距离要远远大于辐射的影响距离。

**其他用途:** 与硬化微电路一样，辐射探测器也用于高可靠性应用和强核环境中。其中包括各种长期的军事、电信和科学任务。它们也是气象卫星、空间站和行星探测器的关键电子零部件。探测器也可用于核反应堆



**外观（视制造情况而定）：**辐射探测器电路可能会占用大约12平方厘米的电路板空间。或者，探测器也可能采取带有外部选择组件的单个微电路形式，如图160所示。

**外观（如包装所示）：**电子组件和部件通常采用塑料袋装运，并且塑料袋上标有静电敏感装置的标记。其采用橡胶泡沫或泡沫包装进行缓冲防震，然后包装在纸箱内。

18.A.3.设计可承受组合热冲击大于 $4.184 \times 10^6 \text{ J/m}^2$ 且高峰的压力大于50 kPa的雷达罩，可用于保护火箭系统和无人机免受核影响（如电磁脉冲（EMP）、X射线、爆炸和热效应组合），并可用于项目1.A中所述的系统。

- 俄罗斯联邦
- 美国

- 英国

全球化生产



**属性和用途：**雷达罩是一种非金属外壳结构，可以保护天线不受外界干扰，同时允许以最小的信号损耗和失真来传输射频信号。雷达罩通常由绝缘材料制成。许多地面装置都使用雷达罩，并且，客机的机头也属于雷达罩。MTCR项目18.A.3只管制专用雷达罩，即那些用于核影响环境的雷达罩，以及在某种情况下（但并非始终）针对高速飞行而设计。受管制的

雷达罩通常采用特殊材料制成，如陶瓷或硅酚醛。项目18.A.3所列准则仅限于管制旨在用于极端高温和高压环境的雷达罩。

**工作原理：**雷达罩材料的选择基于其在整个预期温度范围内强度和相应频带内的信号透明度。飞行雷达罩的形状设计通常是为了提高飞行器的空气动力学性能，并避免棱镜或透镜、各种效应对信号的过度干扰。正确设计的雷达罩允许封闭天线通过雷达罩以最小的失真来传输和接收信号。

**典型的导弹相关用途：**项目18所设想的核环境将这些雷达罩的导弹相关用途限制为某些巡航导弹和短程至中程弹道导弹所携带的再入飞行器（RV）。这种雷达罩的其中一个用途是保护安装在再入飞行器鼻锥的导引头（在其引导再入飞行器飞向目标时）。远程导弹再入大气层的速度太快，因此，安装在导弹鼻锥的雷达罩无法抵御其恶劣条件。对于这些再入飞行器，其雷达罩（窗口）可能位于再入飞行器后部。MTCR管制的雷达罩专注于巡航导弹雷达罩（而非无人机系统雷达罩），因为大多数无人机无法承受特定的核影响。某些地面设施可能会使用受管制的雷达罩，

如果其需要进行硬化以抵御特定的核影响。例如，符合项目18.A.3标准的非飞行雷达罩可用于保护导弹发射井或指挥所的天线——这些天线设置用于抵御核攻击影响。



附图161：左侧：各种气动雷达罩（Northrop Grumman）。右侧：类似于可能用于保护再入飞行器搜索器的雷达罩。（American Technology & Research Industries）

**其他用途：**为抵御核影响而设计的雷达罩几乎很少有商业用途（如有）

**外观（视制造情况而定）：**用于保护安装在再入飞行器或导弹的传感器雷达罩形状为锥形或尖形拱形，如图161所示。其大小取决于所要安装的再入飞行器或导弹的大小；它们的直径和长度可能小至30厘米，大至2米或更大。其材料基本上是电介质，以固体层压板或夹芯泡沫塑料形式构成的单一、一体成型雷达罩。薄壁介质空间框架（DSF）雷达罩通常为0.1厘米或更少的厚度，可用于小型天线。固体层状壁DSF雷达罩的厚度通常为0.25厘米。双层夹层DSF雷达罩会在薄壁雷达罩内部增加一层泡沫层。泡沫的厚度选择主要取决于隔热和抵抗每平方米100大卡的热冲击负载（与控制语言中单位每面积所承受的 $4.184 \times 10^6 \text{ J/m}^2$ 能量相同）。复合夹层结构的泡沫芯壁雷达罩是一种最昂贵的设计，并且能够承受超过50千帕（约高于大气压力的50%）的峰值超压载荷。夹层泡沫芯壁的厚度为最高射频信号波长的四分之一。

**外观（如包装所示）：**雷达罩采用木制板条箱装运；板条箱内设有轮廓支架来支撑薄壁结构。雷达罩设有封闭框架，安装在其后法兰上，以在运输过程中保持结构刚度，并采用聚乙烯袋包装。板条箱可使用成型的隔板作为轮廓支撑，也可使用聚氨酯泡沫塑料来支撑雷达罩。

### 18.B.测试和生产设备

无

### 18.C.材料

无

### 18.D.软件

无。

### 18.E.技术

18.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目18.A中所述设备的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**核影响保护“技术”是指在核环境中提高导弹系统电子系统生存能力所需的知识或数据，包括其在飞向目标的途中或在储存时可能暴露于这些环境中的情况。

**工作原理：**核影响保护“技术”有多种形式。“技术支持”可能包括由具有开发适用于弹道导弹的辐射硬化微电路或核事件探测器（X射线、磁脉冲、热效应）经验的人员或组织提供的指导，并且其可能在项目或生产现场或附近的教室担任培训人员。一个国家可以从一个或多个外国实体获得“技术支持”——这些实体拥有可提供实际经验的设计和开发设施，以开发或实施所需的技术。一个国家也可接受采购援助；其形式包括协助取得设备、机械和材料，或指导应购买哪些项目。在培训期间收到的任何手册和材料均会被视为“技术资料”。

**典型的导弹相关用途：**本节所述“技术”用于保护弹道导弹内的电子部件免受核爆炸的辐射影响。

**其他用途：**核影响保护“技术”可用于专门从事核硬化设备的其他行业。地面硬化微电路可用于高辐射环境，如安全、仪器、控制、探测器和用于核反应堆及高能物理粒子加速器的机器人。

**外观（视制造情况而定）：**不适用。

**外观（如包装所示）：**不适用。

类别II - 项目19  
其他整套运载系统



## 类别II - 项目19：其他整套运载系统

## 19.A.设备、总成和组件

19.A.1.项目1.A.1未涵盖的整套火箭系统（包括弹道导弹、太空运载火箭和探空火箭），且其“射程”可达到或超过300公里。

- |         |        |
|---------|--------|
| • 澳大利亚  | • 巴西   |
| • 保加利亚  | • 中国   |
| • 捷克共和国 | • 埃及   |
| • 法国    | • 德国   |
| • 印度    | • 伊朗   |
| • 以色列   | • 意大利  |
| • 日本    | • 利比亚  |
| • 朝鲜    | • 巴基斯坦 |
| • 新西兰   | • 南非   |
| • 俄罗斯联邦 | • 西班牙  |
| • 韩国    | • 美国   |
| • 英国    |        |

**属性和用途：**项目19.A.1中所述的火箭系统在多数方面与项目1.A.1所述的系统相似；但是，没有要求具有500公斤或更大有效载荷承载能力，这意味着，这些系统的尺寸可能比项目1.A.1中所述的系统要小得多。

本项目所涵盖的系统评价必须考虑到其权衡有效载荷和射程的能力。这种固有能力和规格或设计的操作概念而显著不同。

这些系统均由MTCR管制，因为它们适合用于运送化学武器和生物武器，并且，这些武器不像核武器受到临界质量限制那样受到实质最小重量的限制。

## 全球化生产



**工作原理：**这些系统的工作原理与大型火箭系统完全相同，通常包括四个基本要素（有效载荷或弹头、推进子系统、制导和控制子系统、以及整体结构）。

此类弹道导弹具有与项目1.A.1中所述的大型系统相同的工作特性。这两个类别可能拥有一个或多个火箭级，并且可能使用固体或液体推进剂、或混合推进剂。相比之下其在项目1.A.1中所述的更大型系统，项目19.A.1所管制的导弹更可能从飞行器上发射。后一种发射方法在高空实施，以减少大气阻力（阻力因素变得更加重要，因为导弹和SLV尺寸更小）。

**典型的导弹相关用途：**弹道导弹用于将武器有效载荷运送到指定目标。潜在的低质量有效载荷包括化学武器和生物武器。许多现有的导弹在运载超过500公斤有效载荷时达不到300公里射程能力（因此不受项目1.A.1管制）；但是，这类导弹经常可重新设计，以用于将较小的有效载荷（<500公斤）运送到大于300公里的距离。

这表明，在评估本项目所涵盖的系统时，务必考虑其权衡有效载荷和射程的能力。

航天运载火箭和探空火箭用于将卫星送入轨道、或在大气层上层收集数据。从20世纪50年代开始，探空火箭用于收集高空大气的科学数据。在21世纪，科学家们重新表现出相应的兴趣，将小型科学有效载荷送入亚轨道，为了获得几分钟的自由落体（暴露在微重力下）的数据。同样，人们对可将小型卫星送入轨道的小型航天运载火箭（SLV）重新产生了兴趣。从2017年左右开始，世界各地的多家私营商业企业都在寻求开发这种更小的航天运载火箭，期望有客户专门发射小型有效载荷，比如立方体卫星（小于10公斤）。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**此类别中的整套火箭系统在外观上与项目1.A.1中的整套系统非常相似，但规模较小。在装配好后，其外形为又大又长的窄体圆柱体，通常长约5米，直径0.5米，重1500公斤（满载推进剂时）。图162提供了项目19.A.1所述的探测火箭的典型示例。在本控制标准下所包括的导弹可能有多个火箭级，或仅有一个火箭级。如果使用固体推进剂，它们相对较重；如果设计用于液体推进剂，在未加燃料时，它们相对较轻。



附图162：一种大型类别II探空火箭，能将250公斤有效载荷送到400公里的射程范围。火箭的固体推进剂发动机（带钢外壳），已安装好四个蜂窝状尾翼和钛合金前缘。（JAXA）

**外观（如包装所示）：**火箭系统的主要组件通常装在板条箱或密封的金属容器中，以运送到发射地点附近的组装设施，并在其中进行组装和测试其是否就绪可供发射。但是，相比大型运载火箭，小型运载火箭更可能在运输时已完全组装好。具体的例子是移动弹道导弹；其可以完全组装好并储存在一个运输举式发射器（TEL）的水平位置，并在必要时移动到发射地点。小型导弹和航天运载火箭可能由飞行器运输，或从飞行器上发射。

19.A.2.项目1.A.2未涵盖的整套无人机系统（包括巡航导弹、靶机和侦察无人机），且其“射程”可达到或超过300公里。

**属性和用途：**在属性方面，由于没有了具有500公斤有效载荷携带能力的要求，项目19.A.2中所涵盖的无人机系统比项目1.A.2中的系统更多样化。因此，此无人机类别包含许多较小的长续航力和中等高度长续航力（MALE）无人机，其最大起飞重量（范围小于50公斤至1500公斤）远低于满足项目1.A.2标准的大型高空长航时（HALE）系统。

本项目下所涵盖的系统评估必须考虑权衡有效载荷与射程的能力。这种固有能力的规格或设计的操作概念而显著不同。这些系统均由MTCR管制，因为它们适合于运送化学武器和生物武器，并且，这些武器不像核武器受到临界质量限制那样受到实质最小重量的限制。

与更大型的MTCR类别I无人机系统一样，项目19.A.2所涵盖的无人机是由小型涡轮或活塞发动机驱动的吸气式飞行器；这些发动机采用开放式或导管式螺旋桨进行驱动。长续航能力和MALE无人机的典型工作高度在5000米到8000米之间，最大续航能力在12小时到48小时之间。

巡航导弹与大多数其他无人机的区别在于，其被用作武器运载平台，并且，其飞行轨道往往能将它们对防御的脆弱性降到最低。此外，巡航导弹并没有任何设计的回收手方式（例如起落架、降落伞等）。巡航导弹几乎能够以任何速度飞行，但它们通常采用小型喷气发动机提供动力，并且以高亚音速（低于900公里/小时）飞行。图163展示了一款类别II反舰巡航导弹。

**工作原理：**无人机系统在飞行过程中可通过机载导航系统进行控制，且能够沿着导航点按预定的路线飞行。或者，通过机载数据链路中继，无人机系统的航线可在飞行中通过地面系统的命令进行调整。无人机地面站包括一个飞行控制系统（通常是一个操纵杆控制台）、以及一系列监视器和记录设备。同时，在受控飞行过程中，机载飞行控制系统可维护无人机系统，调整控制面，以保持理想的飞行路径。



附图163：类别II反舰巡航导弹。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

此类别中的巡航导弹的工作防水与项目1.A.2所述的巡航导弹完全相同：大部分都包含一个传感器系统，以通过地形特征或目标特征引导它们飞向目标。巡航导弹越来越多地使用惯性导航系统，由全球导航卫星系统（GNSS）接收器更新数据，以辅助或代替地形辅助导航系统，引导它们飞行到目标附近。这些导弹可从运输升举式发射器（TEL）发射，也可从船只、潜艇或飞机发射。

与项目1.A.2中所述的其他无人机一样，项目19.A.2所涵盖的系统通常配备几种类型的有效载荷，包括传感器设备，包含航空电子设备和数据链路，并由地面控制组件提供支持。在操作中，UAV飞行器（包括有效载荷和航空电子设备）及其地面支持设备的集合通常称为无人机系统（UAS）这些类别II无人机和较大的类别I无人机之间的一个关键区别在于，它们的尺寸范围更大，重量更轻，因此可允许同样更广泛的发射选择。许多MALE无人机可通过传统的轮式发射起飞和着陆回收，而一些较小的无人机则可使用气动或弹性弹射器（图164）和助推器发射。这些小型系统中，许多也可能为单兵便携式无人机。

**典型的导弹相关用途：**本项目所述无人机能够将小于500公斤的有效载荷运送到等于或大于300公里的射程。

**其他用途：**有效载荷可能包括多个任务系统，包含情报、监视和侦察（ISR）设备和常规武器。小型无人机更可能只用于ISR任务和科学研究。

**外观（视制造情况而定）：**在本项目下受到管制的整套无人机系统具有多种形状和特征。最常见的飞行器采用固定翼和吸气推进系统。新版本的旋翼无飞机设计可实现超过300公里的飞行距离。

专用无人机系统通常呈锥形，有时在机身前端或机头附近设有一个球状区域。此项目下控制的整套无人机系统也可能包括改装成为自主飞行、遥控或可视需要进行驾驶操纵的载人飞行器。此类系统通常也常保留一个驾驶舱；在飞行过程中，该驾驶舱可能留空或装满电子设备或有效载荷。项目19.A.2所涵盖的大型无人机与项目1.A.2中所述的无人机拥有多个共同的特性，其中可能包括：安装在机身中部的大跨度机翼、在机头上方有明显凸起或圆顶的圆柱形机身、后置发动机、V型或倒V型尾翼、以及可完全伸缩的起落架。在本类别中所述的巡航导弹与项目1.A.2中所述的巡航导弹外观非常相似。



**外观（如包装所示）：**类别II的无人机系统（包括巡航导弹）均由不同的制造商在不同的地点制造各种部件或部分，然后在军事基地或民用生产设施进行组装。本项目所描述的无人机系统作为整套装置包装，也可在断点处拆分，并使用与项目1.A.2中所述的无人机相同的程序和材料进行包装。



附图164：一架中等续航能力无人机。尽管体积小，这种弹性弹射无人机能够携带1公斤有效载荷（红外和数码相机），且航程可达400公里。（Aerovision Vehiculos Aereos, SL）



19.A.3.项目1.A.2或19.A.2未涵盖的整套无人机系统，且具有所有以下特性：

a. 具有任何以下特性：

1. 具有自主飞行控制和导航能力；或者
2. 在人类操作人员直接视野范围之外进行受控飞行的能力；并且

b. 具有任何以下特性：

1. 安装有容量超过20公升的气溶胶喷洒系统/机制；或者
2. 设计或修改以安装容量超过20公升的气溶胶喷洒系统/机制；或者

说明：

项目19.A.3并不管制专门为娱乐或比赛目的而设计的模型

技术说明：

1. 气溶胶由燃料组分之外的颗粒或液体、副产品或添加剂组成，作为“有效载荷”的一部分，用于分散到大气中。气溶胶的例子包括用于作物除尘的杀虫剂和用于播云的干化学品。
2. 气溶胶喷洒系统/机制包括所有储存气溶胶及其将其喷洒到大气中所必需的装置（包括机械装置、电力装置、液压装置）。其包括将气溶胶喷入燃烧废气蒸汽和螺旋桨滑流的潜在应用。

**属性和用途：**项目19.A.3包括配备或设计可携带气溶胶喷射系统/机构的无人机；其容量超过20公升，并具备自主飞行控制和导航能力，或能在人类操作人员视线以外保持受控飞行。

**工作原理：**无人机系统可以基于专门为无人驾驶飞行而建造的飞行器。无人机系统也可能为一种载人飞行器的改进型，包括固定翼飞机或直升飞机。根据起飞方式，飞行器可以隐藏并从多个位置发射，包括崎岖的跑道、海上船只或标准机场。无人机系统可通过机载导航系统控制；这种无人机可按预定的航路点飞行。或者，无人机系统的航线可在飞行中通过地面系统的命令



附图165：一个模块化的空中喷洒系统，用于杀虫剂的应用，可使用一个称为超小体积的专用喷雾臂喷嘴的设置（就像此处展示的这些喷嘴一样）在一英亩土地上喷洒半盎司至一盎司的化学物质。（美国空军）

- 澳大利亚
- 捷克共和国
- 法国
- 印度
- 伊拉克
- 意大利
- 利比亚
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰
- 英国
- 美国
- 巴西
- 中国
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 以色列
- 日本
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 叙利亚
- 阿联酋

### 全球化生产



通过来自其他平台的数据链路中继进行调整。同时，在受控飞行过程中，机载飞行控制系统可维护无人机系统，调整控制面，以保持系统的理想飞行路径。

生物战剂（BW）可通过转化成气溶胶实现武器化。在本项目中，气溶胶定义为燃料组分之外的颗粒或液体、副产品或添加剂；其作为无人机系统“有效载荷”的一部分，以用于分散到大气中。此类气溶胶可能包括用于保护农作物免受昆虫侵害的杀虫剂，以及喷洒到大气中用于造云的干燥化学物质。喷雾系统至少包括一个储存气溶胶的容器、一个将气溶胶输送到喷雾喷嘴的泵和用于喷洒气溶胶喷雾的喷嘴。（图165）

**典型的导弹相关用途：**生物战剂（BW）或使用雾化云的化学剂是最有效的传播手段。

无人机（UAV）飞行轨迹（包括巡航导弹的飞行轨迹）适合用于喷洒生物和化学药剂；因为导弹可预先编程飞越选定的目标，然后在一段时间内进入低空喷洒弹头舱中的药剂。

**其他用途：**本项目所述无人机可用于农业和害虫控制行业。

**外观（视制造情况而定）：**载有喷雾器的无人机、或经改装后可携带此类系统/机构的无人机形式多样。航程和有效载荷能力各异；并且，其可为固定翼或旋转翼。此项目下控制的整套无人机系统也可能包括改装成为自主飞行或遥控飞行的载人飞行器。此类修改后的飞行器通常也会保留一个驾驶舱；在飞行过程中，该驾驶舱可能留空或装满电子设备或有效载荷。

大多数用于进行自动气溶胶喷洒的已知系统都基于直升机改造而来。这些垂直起降（VTOL）的无人机通常用于农业用途，用以给作物喷洒农药或化肥。此类别中的系统的特点通常是：在飞行器腹部或两侧安装一个或多个有效载荷舱、以及喷嘴架及/或锥形喷嘴。这些飞行器也可安装观测有效载荷，包括电视、红外摄像机和其他传感器。设计用于农业喷洒的旋翼无人机（如图 166所示）由于命令和控制的限制以及飞行器所预定的任务（规定了近距离喷洒任务），往往具有较小的任务半径、航程和续航能力。一般来说，

其工作时间不能超过几个小时，距离也无法超过几英里；但是，在这个类别中，长续航能力设计是可实现的。

固定翼平台上的气溶胶喷洒无人机既可设计成装备储罐和喷洒装置的无人机，也可设计成配备自主控制系统的喷雾飞行器。其可能配备内部或外部储罐、以及安装在飞行器腹部、机鼻、尾部或机翼上的喷射系统。

**外观（如包装所示）：**此项目下管制的无人机系统可能按照项目1.A.2中所述的方式包装运输。这些无人机通常拆分为几个独立的组件和子系统包装，然后在需要时组装再在一起，以投入使用。各个子系统可能包括航空电子设备、数据链路、地面站以及发射和回收系统。各个组件可能包括机身、机翼和控制表面、和起落装置。某些无人机系统也包括用于着陆的滑块，并且使用弹射器作为发射机构。储罐和喷雾装置可能采用板条箱包装，并单独运输。



附图166：一种旋翼无人机，设有用于农业用途的化学储罐和喷嘴架。（Yamaha）

并且使用弹射器作为发射机构。储罐和喷

## 19.B.测试和生产设备

### 19.B.1.专门设计用于项目19.A.1或19.A.2中所列的各种系统的“生产设施”。

**属性和用途：**专门为制造整套运载系统而设计的生产设施形式多种多样。其中一些设施集成到一个更大的工业综合体中，其中包括设计和测试设施；而另一些则远离人口密集地区。这两种设施形式都包含所有必要的夹具、卡具和相关工具，以用于生产火箭或无人机系统。弹道导弹和航天运载火箭的设施至少需要一幢足够大的建筑物，以装配整套系统，并容纳完成任务所需的对准装置和材料搬运设备。无人机设施可能要小得多，并类似于普通的仓库或工业场所。

**工作原理：**材料、组件和子组件均采用箱子、板条箱的形式运送到生产设施，而较大的货物则采用托盘、卡车或有轨电车的形式。对于火箭系统，其中包括燃料和氧化剂储罐或发动机外壳、发动机组件、蒙皮和有效载荷。对于无人机系统，其中包括机身、翼梁和发动机总成。物料才采用叉车、塔吊等物料搬运设备搬运到生产设施的适当位置。然后使用夹具、卡具、对准设备和各种工具来制造导弹或无人机系统。对于大型导弹或航天运载火箭，将采用对准激光来辅助完成这个过程。

**典型的导弹相关用途：**生产设施用于将导弹系统从组件和部件装配成为整套系统。在每一个生产步骤结束时，都要进行机械和电气适配性以及功能测试，以验证装配是否已就绪进入下一步骤。在组装完成并通过所有生产试验后，火箭可在预定的本体断点处进行拆分。拆分后的导弹部件会装入单独的集装箱或板条箱，以运往长期储存的设施，或者运往作业发射点，进行最后的重新组装和使用。然而，无人机系统（包括巡航导弹）通常是在完全装配好之后再运输到作战单位（取决于发射平台的类型）或仓库进行长期存储。

**其他用途：**各种夹具、卡具和工具通常针对单个火箭或无人机系统而设计。修改这些装置以用于其他用途既不实用也不经济。

**外观（视制造情况而定）：**夹具和固定装置通常使用焊接或螺栓将大型钢板和工字钢或管状构件组装，并安装在生产建筑的地板上。在某些情况下，这些固定装置安装在浮动垫片上，而不是用螺栓固定在地板上；这种垫片可将结构与振动隔离开来，否则，可能会导致其精度参考点出现偏差。

**外观（如包装所示）：**某些系统的装配夹具通常太大、太重，无法作为完整的装置包装和运输到生产工厂。因此，其部件通常单独装在大板条箱中运输，或放在货盘上加以保护，以便于在现场组装。其将会被牢固地固定在板条箱上，以防止移动和损坏。较小的夹具可以单独采用板条箱包装或

用托盘进行装运。大型工厂可能会在现场生产装配夹具，以作为其整体制造工作的一部分。

### 19.C.材料

无

### 19.D.软件

19.D.1.可协调多个子系统功能的“软件”，专门设计或修改用于项目19.A.1或19.A.2中所述的各个系统。

说明：

为了确保载人飞行器转换如项目19.A.2.所述的无人机那样运行，项目19.D.1包括各种“软件”，如下：

- a. 专门设计或修改以将转换设备与飞行器系统功能进行整合的“软件”；
- b. 专门设计或修改以将飞行器作为无人机操作运行的软件。

**属性和用途：**本项目所述软件的性质和用途与项目1.D.2所述软件相同。

**工作原理：**本项目所述软件的工作原理与项目1.D.2所述软件相同。

**典型的导弹相关用途：**本项目所述软件拥有与项目1.D.2所述软件相同的导弹相关用途。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**本项目所述软件的外观与项目1.D.2所述软件相同。

**外观（如包装所示）：**载有控制多个子系统且专门设计或修改用于项目19.A所述各个系统的软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光盘、U盘和文件与任何其他存储介质并没有显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件和文件可通过计算机网络或互联网传送。



**附加信息：**一般来说，小型火箭系统没有飞行软件；这些系统属于非制导的、自旋稳定的“瞄准射击”系统。一个二维/三自由度弹道仿真代码可加载到发射控制台，或可能用于准备发射台。

## 19.E.技术

19.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目19.A.1或19.A.2中所述设备的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**本项目所述技术的性质和用途与项目1.E.1所述的技术相同。

**工作原理：**本项目所述技术的工作原理与项目1.E.1所述的技术相同。

**典型的导弹相关用途：**本项目所述技术与项目1.E.1所述的技术具有相同的典型导弹相关用途。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**不适用

**外观（如包装所示）：**不适用

类别II - 项目20  
其他整套子系统

## 类别II - 项目20：其他整套子系统

## 20.A.设备、总成和组件

20.A.1.整套子系统，如下：

- a. 项目2.A.1未涵盖的单个火箭级，可用于项目19.A中所述各个系统；
- b. 项目2.A.1未涵盖火箭推进子系统，可用于项目19.A中所述各个系统，如下：
  1. 总脉冲容量等于或大于 $8.41 \times 10^5$  Ns（但小于 $1.1 \times 10^6$  Ns）的固体推进剂火箭发动机或混合火箭发动机；
  2. 整合、或设计或修改以整合到总脉冲容量等于或大于 $8.41 \times 10^5$  Ns（但小于 $1.1 \times 10^6$  Ns）的液体推进剂或凝胶推进系统的液体推进剂火箭发动机或凝胶推进剂火箭发动机。

- 巴西
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 朝鲜
- 韩国
- 英国
- 美国

- 中国
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦

全球化生产



**属性和用途：**用于项目19.A.1中所述系统的整套子系统（包括固体、液体、混合或凝胶推进剂火箭级、固体、混合或凝胶推进剂火箭发动机和液体火箭发动机）在大多数方面与项目2.A.1中所管制的系统相似。其关键差别在于，在项目19.A所管制系统无需具备500公斤或500公斤以上的有效载荷携带能力。这些系统的尺寸越小，就说明它们子系统组件和推进系统的尺寸也可能越小，因此，其动力也就比项目2.A.1所管制的系统要小。

符合项目20.A.1各项要求的固体、混合和凝胶推进剂火箭发动机，但并不符合项目2.A.1各项要求的火箭发动机相对少见，因为该控制标准的总脉冲阈值非常接近。项目20.A.1.b.1的阈值超过项目2.A.1.c.1阈值的四分之三。

液体推进剂火箭发动机拥有非常广泛的尺寸（推力幅度）。其范围从大型航天发射发动机到旨在调整航天飞行器在大气层外轨道的小型反应控制发动机。虽然这些小型反应控制发动机在低推力下工作，但它们通常能够长时间的燃烧（数千秒）；因此，它们也能达到项目20.A.1.b.2规定的总脉冲控制标准。实际上，任何液体火箭发动机的总冲量都由与发动机相连的推进剂储罐体积来决定。

在21世纪，小型火箭级及其固体发动机或液体发动机越来越受关注——其目的是将各种超小型卫星送入地球轨道。固体火箭发动机有时也用于近地轨道外的航天器机动。

**工作原理：**火箭级一般由其结构、固体或液体推进系统和控制系统组成。与大型火箭一样，多级火箭系统在推进剂耗尽时会丢弃较低的火箭级。有关工作原理的详情，请参阅《MTCR手册》项目2.A.1.a和2.A.1.c中相应的说明。

**典型的导弹相关用途：**项目20.A.1所管制的火箭级是火箭系统的必要和重要的子系统，也是火箭系统的组成部分。其也会用于导弹的测试和开发。固体、混合及凝胶推进剂火箭发动机和液体推进剂发动机提供推力，将系统加速到所需的速度。

**其他用途：**在测试设施中，会采用相对较小的固体火箭发动机来实现高加速度和高速度，特别是用来推动火箭滑车，以使测试物体在地面轨道上加速。小型液体火箭发动机广泛应用于卫星和航天器。

**外观（视制造情况而定）：**项目20.A.1所管制的火箭级、固体、混合及凝胶推进剂发动机和液体发动机看起来就像项目2.A.1所管制的大型火箭级和发动机的缩小版本。项目20.A.1所管制的个别火箭级一般为圆柱形，

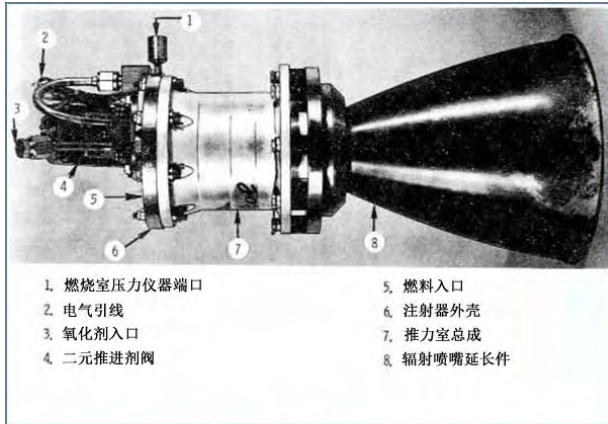
长1.5米至3米，直径0.3米至1米。固体火箭级和发动机通常为采用坚硬的钢板、复合材料（树脂纤维）或两者组合制成的圆柱体。液体火箭级主要是由推进剂储罐壁组成的圆柱体，并且，这些储罐通常采用铝制成。

固体推进剂火箭发动机为圆柱形管体，两端设有壳体端盖，分别用于连接点火装置和喷嘴（图167）。喷嘴通常在装运前就安装好。这些发动机的大小和尺寸取决于它们的用途。如图168所示的固体火箭发动机直径为0.7 m，长度1.2 m。其采用接近球形的外壳形状；这可使其适合在大气层以外的太空中进行机动，包括导弹上面级和航天器机动。

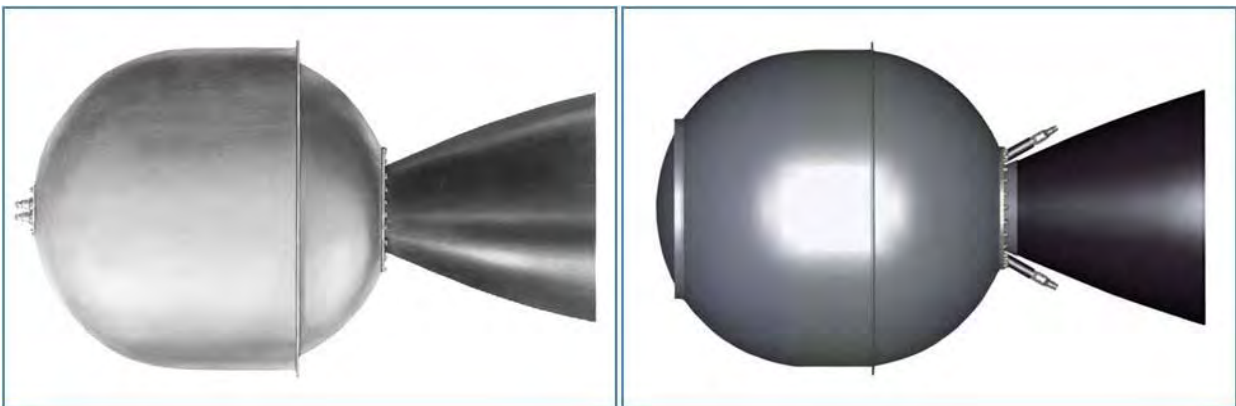
相比大型发动机，相对较小的导弹的液体火箭发动机不太可能包括涡轮驱动的旋转离心泵（涡轮泵）。图167展示了这种挤压式发动机的一个示例；其设计目的是将推进剂从压力更高的储罐中挤压到发动机燃烧室内。

**外观（如包装所示）：**火箭级采用特制的钢或木容器或板条箱进行装运。固体火箭发动机通常采用钢制或铝制容器或板条箱装运。液体

火箭发动机也采用特别设计的容器或板条箱装运。



附图167：左侧：反应控制发动机；左下角：一堆在类别II下受管制的固体推进剂火箭发动机。该照片左侧发动机尺寸足以落入类别I项目2的管制范围。下方：装有四个类别II固体推进剂火箭发动机的集装箱侧面图。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版，（2005年5月））



附图168：左侧是一个类别II火箭发动机，自1975年以来，其一直用作各种应用中的远地点反冲发动机。右侧是2006年开发的同款发动机的一个版本。（ATK）



## 20.B.测试和生产设备

### 20.B.1.专门设计用于项目20.A中所列的各种子系统的“生产设施”。

**属性和用途：**子系统生产设施通常是大型工业区域，设计用于生产固体推进剂火箭发动机或液体推进剂火箭发动机。固体推进剂混合设施通常建在偏远地区，远离居民区，以确保安全。

**工作原理：**各种子组件在其生产设施中制造和测试，然后运往储存或最终组装区域。原材料（例如钢板）轧制成适当的形状，并焊接在一起形成圆柱体，以作为固体推进剂火箭发动机的壳体。壳体端盖焊接在这些钢制圆柱体上，以完成外壳。每个壳体端盖都有一个加强的圆形开口，用于安装火箭级的点火器和喷嘴。

液体推进剂火箭发动机或凝胶推进剂火箭发动机是一种复杂的机械装置，需要许多精密加工和装配步骤，并且通常须在净室中进行。小型精密零件通过各种步骤进行铸造、加工、清洁和组装。

**典型的导弹相关用途：**这些设施中所制造的组件和总成将用于建造和测试项目20.A中所列出的各个项目。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**项目20.B.1中的整套固体、混合、凝胶推进剂火箭发动机、液体推进剂火箭发动机的生产设施和设备与项目2.B.1中所述的生产设施和设备相似。本项目所述的设施和设备可能与设计用于生产较大火箭级或液体推进剂火箭发动机的设施和设备没有任何区别。但是，其尺寸可能更小。项目20.B.1所管制的单个火箭级和发动机的生产设施和设备类似于项目2.B.1中所述的生产设施和设备；并且，在大多数情况下，这些设施与设备与大型火箭级和发动机的生产设施和设备没有任何区别。

**外观（如包装所示）：**本项目中所述述的设施和设备可使用与项目2.B.1中所述用于整套火箭级和固体、混合或凝胶推进剂火箭发动机和液体推进剂火箭发动机相同的程序和材料进行包装。

### 20.B.2. 专门设计用于项目20.A中所列的各种子系统的“生产设备”。

**属性和用途：**这些子系统的生产需要专门针对特定类型子总成量身定制的设备。每个子系统生产设施必须包含专门的设备、夹具、卡具、模具和芯轴，以用于制造各种组件、组装和测试这些组件。

**工作原理：**用于建造固体推进剂火箭发动机的设备包括金属加工机械、用于研磨、过滤和混合推进剂的设备、用于形成发动机核心或燃烧面的模具和芯轴、用于制造发动机喷嘴并进行热处理的设备、以及用于测试完工发动机推力矢量控制系统的设备。设施中可能还包含缠绕设备，以用于使用复合纤维材料覆盖发动机外壳。

液体推进剂火箭推进子系统的每个部件都需要各自的生产设备。推进剂开关阀需要铣床来制造各种金属部件、以及用于质量控制的流量和泄漏测试设备。电火花加工（EDM）广泛应用于液体火箭发动机注射器的制造。在最初开发时，该工艺过程由安装夹具和手动控制进行操控。现在，计算机控制的EDM和CAD/CAM链接已成为标准。

**典型的导弹相关用途：**使用本项目中所述设备制造的组件和总成将用于建造和测试项目20.A中所列的各个系统。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**项目20.B.2.中的“生产设备”类似于项目2.B.1中所述的整套火箭级和固体、混合、凝胶推进剂火箭发动机、液体推进剂火箭发动机的生产设备。本项目所述的和设备可能与设计用于生产较大火箭级或液体推进剂火箭发动机的设备没有任何区别。但是，其尺寸可能更小。

**外观（如包装所示）：**本项目中所述的“生产设备”可使用与项目2.B.2中所述用于整套火箭级和固体、混合或凝胶推进剂火箭发动机和液体推进剂火箭发动机相同的程序和材料进行包装。

### 20.C.材料

无

## 20.D.软件

20.D.1.专门设计或修改以用于项目20.B.1中所述各种系统的“软件”。

**属性和用途：**各种自动化和计算机辅助制造程序（包括数字控制）越来越多地用于快速、准确且高重复地生产各种导弹部件。这些程序需要经过专门设计的软件。

**工作原理：**现代机床均采用计算机数控（CNC）方式。每套机床上的微处理器会读取用户创建的G代码程序，然后执行预先编程的操作。个人电脑可用于设计零件，也可用于编写程序；具体程序编写可通过手工输入G代码方式进行，或者使用计算机辅助制造（CAM）软件从用户的刀具和刀具路径输入资料来创建G代码。

**典型的导弹相关用途：**CNC数控机床广泛应用于导弹系统零件的制造和测试中，并依靠内部软件和CAM软件制造各种导弹系统的零部件。CNC设备用于控制和管理钢制发动机外壳生产设施所用的滚压成型过程，以及将环氧树脂或聚酯树脂涂层纤维涂在旋转芯轴上以制造复合发动机外壳的绕线机。数控车床和铣床可用于将专用的石墨或碳钢坯制成固体推进剂发动机喷嘴。

**其他用途：**在经修改后，用于操作组件制造设备的软件也可用于控制民用和军用航空工业各种产品的生产。

**外观（视制造情况而定）：**通常，这种软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有这种软件的磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和包含导弹生产控制软件的文件与其他存储介质并不存在显著区别。除非软件在适当的计算机上运行，否则，只有标签和随附的文档才能表明其用途。这种软件（包括文件）可通过计算机网络传送。

20.D.2.项目2.D.2未涵盖的“软件”，专门设计或修改以“用于”项目20.A.1.b中所述的火箭发动机。

**属性和用途：**本项目所述“软件”的性质和用途与项目2.D.2所述软件相同。

**工作原理：**本项目所述“软件”的工作原理与项目2.D.2所述软件相同。

**典型的导弹相关用途：**本项目所述“软件”拥有与项目2.D.2所述软件相同的导弹相关用途。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**通常，这种软件以计算机程序的形式存储在印刷、磁性、光学或其他存储介质中。任何通用媒体，包括磁带、软盘、可移动硬盘、U盘、光盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**本项目所述“软件”的包装外观与项目2.D.2所述软件相同，并可通过互联网传输。

## 20.E.技术

20.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目20.A、20.B或20.D中所述设备或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**项目20.E.1中受管制的技术涵盖

项目20.A、20.B或20.D中所述设备或软件开发、生产或使用所需的说明和知识。

**工作原理：**“技术支持”可以多种形式提供。技术支持可能包括在生产现场或附近的教室担任培训师且在一个或多个受管制学科（如液体推进剂火箭发动机）具有丰富经验的人员提供指导。一个国家可能从一个或多个咨询服务机构获得技术支持；这些机构可能专长于受管制过程或协助采购难以获得的部件或材料等。此外，一个国家可以通过派遣学生到其他拥有必要技术的国家接受技术支持，以便学习和实践建设必要系统所需的技能。在培训期间所收到的手册和材料都可能符合技术资料的范畴。

**典型的导弹相关用途：**建造导弹组件所需的技术支持仅用于这些用途，且例外情况有限。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**不适用

**外观（如包装所示）：**不适用



## 典型索引

### A

加速器 • 292、293  
 加速度计 • 54、190、191、192、194、202、204、  
 209、210、211、254、298  
 增材制造 • 47、49、51、92、93、100、114、121  
 气体热力学测试设备 • 295、296  
 测高仪 • 43、201、231、232、233  
 铝 • 121、122、127、276  
 模拟-数字转换器 (模数转换器) • 275  
 姿态 • 13、24、40、88、90、118、201、202、203、  
 219、220、228  
 自动驾驶 • 204、219  
 自动驾驶 • 16、53、250、317、334、335、336

### B

平衡机 • 209、210  
 滚珠轴承 • 80、81  
 铍 • 121  
 硼 • 121、122、172  
 韧致辐射 • 292

### C

CAD/CAM • 49、93、345  
 碳-碳 • 48、145、161、163、165、167、172、179  
 碳硼烷 • 135  
 碳硼烷 • 135  
 离心机 • 209、211  
 陶瓷 • 25、49、50、83、90、152、153、154、155、  
 169、170、171、172、173、182、239、271、311、  
 341、342、324  
 化学文摘社 (CAS) 编号 • 119、127 氯酸  
 盐 • 123  
 铬酸盐 • 123  
 燃烧室 • 20、21、29、32、33、34、37、341、342、  
 61、64、76、77、79、80、81、84、87、89、90、107、  
 118、124、138、154、155、159、160、161、223、  
 290、291、296、342  
 复合材料 • 4、21、26、30、33、40、47、48、51、  
 70、75、84、92、93、111、114、115、116、121、  
 130、133、137、144、145、146、149、150、151、  
 155、156、161、162、164、165、166、169、170、  
 172、173、174、178、180、181、233、235、237、  
 245、310、311、325、342、345、346

计算机 • 3、14、15、16、17、27、36、49、50、51、52、53、  
 54、55、56、57、58、59、66、93、99、100、101、102、139、  
 140、147、149、160、179、180、181、187、199、211、212、  
 213、214、215、216、219、223、224、225、226、227、228、  
 229、234、238、239、242、243、244、246、249、251、256、  
 258、265、266、267、268、270、271、272、273、275、276、  
 278、282、283、292、298、299、302、303、304、305、306、  
 312、313、314、317、318、338、345、346、347  
 立方烷 • 121

### D

设计或修改 • 17、52、59、215、236、248、251、338  
 探测器 • 190、194、314、317、322、323、324、326、327  
 多普勒 • 201、232、233、238、242  
 无人机 • 10

### E

电磁铁 • 28、49、93、169、172、219、231、233、234  
 254、281、309、310、313、315  
 机电 • 40、46、76、140、229  
 发动机、联合循环 • 63、65  
 发动机、燃气轮机 • 61、62、80、84、86、100、155、170、173  
 发动机、液体推进剂 • 4、18、32、39、45、46、49、51、52、  
 53、57、59、77、82、83、91、94、100、101、103、117、  
 124、138、178、288、298、300、341、342、344、345、348  
 发动机、脉冲喷射发动机 • 63、64、65、93、101、102  
 发动机、冲压喷气发动机 • 93、63、64、65、66、67、93、99、  
 101、102、121、122、155  
 发动机、超燃冲压喷气发动机 • 63、64、65、93、99、101、102  
 发动机、涡扇发动机 • 61、62、63、65、80、85、91、92、93、  
 99、101  
 发动机、涡轮喷气发动机 • 61、62、63、65、80、84、85、93、  
 91、92、93、99、101、155  
 发动机、涡轮螺桨发动机 • 80、84、85、86、87、  
 91、92、93、101  
 发动机、涡轮冲压组合式喷气发动机 • 65  
 举升式发射器 • 250  
 酯 • 116、136、137  
 三元乙丙橡胶 (EPDM) • 48、70、99  
 爆炸螺栓 • 73、74、75

### F

二茂铁 • 134、135  
 纤维/丝束铺设 • 146、147、148、178  
 纤维带 • 146、148、149  
 纤维缠绕机 • 146、147、148、178

飞行控制系统 • 8、16、17、36、54、187、213、219、220、221、223、224、225、226、227、228、229、331、335  
 流能磨 • 107、112、139

## G

龙门架 • 146、148、149、151、248、250、288  
 全球导航卫星系统 (GNSS) • 36、332  
 GLONASS • 236  
 GPS • 10、201、202、216、236、243  
 重力梯度仪 • 254、255  
 石墨 • 34、48、52、75、80、93、145、158、159、162、167、168、169、346  
 重力计 • 191、254、255、256  
 制导装置 • 36、37、38、40、73、190、192、193、194、196、219、236、245、270  
 陀螺航天指南针 • 36、187、188、211、212  
 陀螺仪 • 36、50、54、186、190、191、200、201、205、208、209、210、211、212、214、298  
 陀螺稳定器 • 194、213、219

## H

铪 • 172、173  
 HALE • 7、9、62、271、331  
 隔热罩 • 24、25、26、27、138、144、145、149、150、166、172、182  
 散热器 • 26、27、239、271、276、277  
 混合式计算机 • 304  
 液压 • 22、40、62、73、74、75、76、77、94、95、221、222、223、224、228、229、251、252、298  
 肼 (联氨) • 82、83、117、118、119、122、124、126  
 端羟基聚丁二烯 • 116

## I

指示器头 • 210  
 惯性测量 • 36、187、199、201、202、203、204、214、215  
 惯性导航 • 9、52、191、202、204、208、213、214、238、239、242、254、332  
 红外 • 88、106、140、162、233、238、260、284、298、309、315、317  
 隔热件 • 26、48、63、69、70、71、72、81、83、92、93、97、98、99、102、107、161、200、286、292、303、305、325  
 综合飞行仪表 • 186、187、190、191、192、193、194、199、211、212、213、214、219、234、236、270  
 综合导航系统 • 37、56、201、202、203、215、270  
 干涉仪 (干扰计) • 238

交织机 • 178  
 级间机构 • 21、73、74、75、91、99、101、102、144、149、164、176、240、241  
 等静压机 • 160、161、179、180

## J

喷气叶片 • 39、41、57、172、223、228  
 夹具 (工装夹具) • 12、13、14、46、47、49、91、92、93、94、223、224、337、338、345  
 JP-10 • 121、122

## L

层压板 • 144、159、164、325  
 激光 • 43、168、194、204、208、211、212、213、214、216、224、231、232、238、242、261、262、282、337  
 发射台 • 240、248、250  
 LIDAR • 231、233

## M

机床 • 51、99、100、346  
 镁 • 106、122、282  
 磁航向传感器 • 203公 • 7、9、331、332  
 芯轴 • 12、46、47、48、51、91、94、95、107、140、144、146、148、150、164、182、345、346  
 马氏体时效钢 • 176、177  
 MARV • 23、24  
 分离机构 • 73、74、101、102  
 分级机构 • 148、73、74、93、101、102  
 金属粉末 • 107、114、115、121、139、140  
 微电路 • 28、190、237、321、322、323、324、326、327  
 导弹、弹道 • 3、4、5、6、8、17、18、21、33、35、37、40、41、44、46、57、59、69、74、79、81、82、83、85、88、89、92、101、103、115、125、130、135、144、170、172、187、190、191、199、202、217、228、231、232、233、234、239、242、245、248、249、251、254、255、256、271、276、285、295、298、300、305、307、310、314、315、317、319、322、323、324、326、327、329、330、337  
 间歇式搅拌机 • 110、111、130  
 连续式搅拌机 • 110、111、130  
 建模 • 302、303、305、306、307  
 钼 • 159、174、175、176  
 运动模拟器 • 208、210

## N

氯丁橡胶 • 70、99  
 硝酸 • 82、106、117、125、126、127  
 腈 • 70、99  
 喷嘴 • 20、21、26、29、30、32、33、34、39、40、41、46、47、48、51、52、53、57、62、64、65、69、70、71、72、75、79、80、82、85、87、88、89、90、93、95、99、100、102、114、115、124、144、145、151、154、155、156、158、159、161、162、163、164、165、166、167、168、170、172、174、175、178、179、180、181、182、219、222、223、225、286、290、292、295、296、335、342、344、345、346

## O

氧化剂 • 2、12、21、29、32、33、34、48、76、77、79、80、81、82、83、87、90、91、92、97、98、112、114、116、117、118、121、122、123、124、125、126、127、128、129、131、132、139、177、178、337

## P

油漆 • 112、114、121、131、144、158、310、311、315、316  
 有效载荷 • 2、3、4、7、8、9、10、17、18、23、24、26、27、29、43、56、58、65、73、75、81、82、108、114、146、152、172、186、212、233、240、270、281、302、303、305、310、312、315、329、330、331、332、335、337、341  
 高氯酸盐 • 107、116、123  
 等离子体通道 • 295、296  
 增塑剂 • 136  
 气动 • 73、74、75、281、332  
 聚丙烯腈 (PAN) • 145、152、166  
 聚丁二烯 • 70、99、116、131  
 聚合物 • 130、131、132、133、152、153  
 定位台 • 210  
 预浸材料 • 148、156、164、165、181  
 生产设备 • 12、49、93、105、107、108、109、113、114、139、140、141、178、207、208、216、345  
 生产设施 • 10、12、15、46、47、48、91、92、105、252、333、337、344、345  
 表面光度仪 • 208  
     推进剂 • 3、4、14、20、29、30、33、49、73、76、81、82、87、89、90、93、95、98、107、108、110、113、114、115、116、118、121、122、123、124、125、126、127、128、129、130、131、132、133、134、135、136、137、139、140、141、146、152、176、223、250、287、290、292、294、330、341、342、345  
     推进剂控制系统 • 76  
     双基推进剂 • 114

凝胶推进剂 • 34、35、52、53、76、83、87、88、99、101、138、287、341、342、344、345  
 液体推进剂 • 3、4、20、21、32、33、34、35、49、77、79、81、82、83、84、88、91、93、105、106、121、124、138、139、140、141、177、329、330、345  
 浆体推进剂 • 76、107  
 固体推进剂 • 3、4、20、21、22、30、32、33、34、45、46、47、48、52、53、57、64、69、70、71、79、80、82、88、92、93、94、97、98、99、100、102、107、108、109、111、112、114、115、121、123、128、130、133、135、136、137、138、139、140、141、172、288、292、298、330、342、344、345、346  
 热分解 (热解) • 47、180

## R

雷达 • 10、27、29、43、45、56、169、199、201、203、213、214、216、231、232、233、234、238、242、257、260、309、312、313、314、317、318  
 雷达截面 • 312、318  
 雷达测距仪 • 261  
 辐射硬化 • 28、197  
 雷达天线罩 • 170、318、324、325  
 速率转台 • 208、209  
 再入飞行器 • 16、17、23、32、35、45、47、50、54、56、58、83、88、145、172、197、211、239、245、285、324  
 反射率 • 312  
 反射计 • 208  
 火箭发动机壳体 • 46、69、70、71、72、92、97、99、107、108、115、130、344  
 凝胶推进剂火箭发动机 • 341  
 混合推进剂火箭发动机 • 33、34、69、79、80、99、101、130、341、  
 固体推进剂火箭发动机 • 20、29、30、32、33、39、40、42、65、69、70、79、107、114、115、116、123、128、130、132、133、138、144、146、164、176、223、287、288、290、292、294、341、342  
 火箭级 • 20、21、22、23、32、35、39、75、81、82、84、287、341、342、344、345  
 火箭系统 • 2、3、4、5、12、17、20、21、26、54、55、82、83、91、93、115、121、122、145、167、182、186、212、213、214、215、220、221、225、226、227、236、238、251、257、260、266、270、273、287、302、306、307、312、329、330、337、339、342  
 探空火箭 • 4、18、33、59、79、100、103、228、300、307、330

## S

保险、备炸、引信和击发 (SAFF) • 27、28、43、44、45、56、58  
 卫星通信系统 (SATCOM) • 10、258  
 卫星 • 2、4、32、83、84、90、115、118、126、187、223、236、243、245、258、271、276、290、303、306、310、315、317、322、323、330、342  
 监测控制和数据采集 (SCADA) • 14  
 散射仪 • 208  
 伺服阀 • 76、77、79、91、99、101、222、223、228  
 振荡器 • 281、282、291、298  
 碳化硅 • 171、172  
 发射井 • 125、240、248、250、325  
 模拟 • 59、102、178、216、217、225、226、227、229、281、302、303、305、306、307、339  
 航天运载火箭 • 2、4、21、30、32、33、40、59、77、79、81、82、83、88、89、115、125、165、220、248、249、263、300、323、330、337  
 专门设计 • 12、16、17、22、28、38、50、52、83、84、95、99、101、105、150、162、207、208、214、226、236、282、315、316、317、318、337、338、343  
 稳定器 (稳定剂) • 107、136、137、139、147  
 隐身 • 9、309、310、315、319  
 捷联式 • 38、192、194、199、204、208

## T

储罐 • 4、12、20、21、29、32、33、34、35、40、41、46、53、59、74、76、79、80、81、82、83、84、91、93、95、99、105、114、118、119、124、125、126、127、131、138、146、147、152、176、178、179、194、249、250、286、287、288、293、335、336、337、342  
 铺带机 • 148、149、178  
 遥控 • 256、257、258、261  
 遥测技术 • 27、56、256、257、258、260、261、263、266、267、268  
 地形 • 9、36、189、193、231、232、234、235、238、242、254、255、332  
 热电池 • 263

推力矢量 • 39、40、42、47、53、57、170、173、220、221、223、225、345  
 推进器 • 53、74、90、118、219、281、282、283、291、钛金 • 33、40、49、63、79、84、119、172、176、177、追踪系统 • 260、261  
 钨 • 41、172、174、175、292  
 涡轮泵 • 40、53、59、76、77、78、79、80、287、292、342、

## U

超高温陶瓷 (UHTC) • 171、172  
 脐部 • 240、241、265  
 无人机 • 7、61、85、115、144、231、281、302、310  
 可用的 • 7、20、32、178、312、323

## V

气相淀积 • 153、154、167  
 垂直起降 • 335  
 振动测试 • 209、281、282、283、284、291、298、299、300

## W

编织机 • 150、151  
 风洞 • 224、227、228、229、284、285、286、295、296、299

## Z

锆 • 121、122、173