



# 导弹技术控制制度 (MTCR)

附件手册  
2017

## 电子目录

### 介绍材料与定义

简介 - 导弹技术控制制度（MTCR）附录I - MTCR指南  
附录II - 单位、常数、首字母缩写和缩略词（用于《MTCR附件》中） 附录III - 转换表  
附录 - MTCR谅解声明  
MTCR 附件介绍、定义、和术语

### 类别I

项目1 - 整套运载系统  
项目2 - 可用于整套运载系统的整套子系统

### 类别II

项目3 - 推进部件及设备  
项目4 - 推进剂、化学物品和推进剂生产  
项目5 - 保留  
项目6 - 结构部件的生产、热解沉积和致密化以及结构材料  
项目7 - 保留  
项目8 - 保留  
项目9 - 仪表、导航和测向  
项目10 - 飞行控制  
项目11 - 航空电子设备  
项目12 - 发射支持  
项目13 - 计算机  
项目14 - 模拟数字转换器  
项目15 - 测试设施及设备  
项目16 - 建模仿真与设计集成  
项目17 - 隐形  
项目18 - 核影响保护  
项目19 - 其他整套运载系统  
项目20 - 其他整套子系统

简介  
导弹技术控制制度  
(MTCR)

## 简介 - 导弹技术控制制度（MTCR）

- 阿根廷
- 澳大利亚
- 奥地利
- 比利时
- 保加利亚
- 巴西
- 加拿大
- 捷克共和国
- 丹麦
- 芬兰
- 法国
- 德国
- 希腊
- 匈牙利
- 冰岛
- 印度
- 爱尔兰
- 意大利
- 日本
- 卢森堡
- 荷兰
- 新西兰
- 挪威
- 波兰
- 葡萄牙
- 韩国
- 俄罗斯联邦
- 南非
- 西班牙
- 瑞典
- 瑞士
- 土耳其
- 乌克兰
- 英国
- 美国

MTCR合作伙伴



导弹技术控制制度（MTCR）是一个非正式和自愿的国家联盟；这些国家都有共同的目标，即不扩散能够运载大规模毁灭性武器（载人飞行器除外）的系统，并设法协调旨在防止这些系统扩散的国家出口许可证工作。MTCR最初由加拿大、法国、德国、意大利、日本、英国和美国于1987年建立。随后，MTCR伙伴数目增加到总计35个国家；并且，所有这些国家在该制度内拥有平等的地位。

MTCR发起最初部分是为了应对大规模杀伤性武器（WMD）、尤其是核武器、化学武器和生物武器的日益扩散。大规模杀伤性武器扩散的风险已被公认为国际和平与安全的威胁；这一点得到包括1992年1月31日《联合国安理会首脑会议宣言》等各方认可。虽然该制度最初主要专注于核武器扩散，但在2001年9月11日的悲剧事件之后，大家认识到，还必须采取更多行动，以防止大规模杀伤性武器运载系统落入恐怖主义组织和个人手中，以此减少相关威胁风险。应对这种威胁的一种方法是：对可用于运载大规模杀伤性武器系统的导弹设备、材料和相关技术转让保持警惕。

MTCR的基础在于遵守适用于管制项目（《MTCR设备、软件和技术附件》）整体通用清单的通用出口政策指导方针（《MTCR指导方针》）。MTCR并不将出口许可决定作为一个联合的整体。相反，个别合伙人负责根据主权国家自由裁量权并依据国家立法和惯例来执行《指导方针和附件》的规定。

所有MTCR决定均在协商一致的基础上作出；并且，MTCR合作伙伴将根据该制度的总体目标定期交换有关国家出口许可问题的信息。全体会议每年举行一次，并轮流主持。最近的全体会议举行的地点与时间分别如下：丹麦哥本哈根举行（2006年）、希腊雅典（2007年）、澳大利亚堪培拉（2008）、巴西里约热内卢（2009年）、阿根廷布宜诺斯艾利斯（2011年）、德国柏林（2012年）、意大利罗马（2013年）、挪威奥斯陆

（2014年）、荷兰鹿特丹（2015年）和韩国釜山（2016年）。此外，闭会期间，各合作伙伴每月通过在巴黎举行的联络点（POC）会议进行磋商；此外，还根据具体情况特别举行各种技术专家会议、资料交流和执法专家会议。MTCR未设秘书处；因此，MTCR制度的工作文件通过联络点分发，且其职能由法国外交部履行。

### 《MTCR设备、软件和技术附件》

《MTCR设备、软件和技术附件》是MTCR制度的管制项目清单——其涵盖军事和双重用途，且几乎包括开发、制造和操作能够运载大规模杀伤性武器系统所需的所有关键设备、材料、软件和技术。该附件分为“类别I”和“类别II”项目。合作成员国在审议该附件中所包含的所有项目转让时采取克制态度，并且，所有此类转让均根据具体情况进行咨询。该附件定期更新，以提高其明晰度，并考虑各种不断发展的技术。

其中，最大的限制适用于类别I的项目。这些项目包括：具有超过300公里射程/500公斤有效载荷阈值的整套火箭系统（包括弹道导弹、航天运载火箭和探空火箭）和无人机系统（包括巡航导弹系统、靶机和侦察无人机）、该类系统的生产设施、以及包括各种火箭级、再入飞行器、火箭发动机、制导系统和弹头机构等主要子系统。

该附件的其余部分则被视为类别II；其中包括类别I中所未包含的、最大射程等于或超过300公里的整套火箭系统（包括弹道导弹系统、航天运载火箭和探空火箭）和无人机（包括巡航导弹系统、靶机和侦察无人机）项目。此外，还包括各种设备、材料和技术——其中大多数用于大规模杀伤性武器运载系统之外的其他用途。虽然仍同意保持克制，但在处理类别II转让申请时，各合作伙伴具有更大的灵活性。

## 《MTCR附件手册》

本附件手册旨在协助对《MTCR附件》的项目实施出口管制。其说明MTCR管制设备和技术的具体内容、如何使用这些设备和技术、其如何发挥作用、其可能有哪些其他用途以及具体示例。该附件包括非常广泛的项目；并且，该手册仅强调对运载系统设计和制造最关键的各项技术。该手册以2016年10月20日生效的《MTCR附件》为基础。《MTCR附件》的最新版本可通过MTCR网站查阅：[www.mtcr.info](http://www.mtcr.info)。

该手册按项目和分项组织，类似《MTCR附件》。每个章节都遵循同样的格式：采用突出显示的小节中重现《MTCR附件》的正文，然后在其后附上详细的说明和图像。任何与特定分项相关的《MTCR附件》都包括正文，以方便轻松阅读。每个分项都进行独立探讨。当阅读各分项时，读者应该注意该项目的标题文本：其可能包含每个分项的附加描述符。在适用的情况下，突出显示的文本中还附有侧框，用于标记能够生产或出口特定分项内容的国家。可能生产个别项目特定技术或系统的国家名单仅供参考，但并非详尽清单。

《MTCR附件手册》由美国政府编写，旨在促进对MTCR管制项目的有效出口控制。与《MTCR指导方针和附件》不同，此手册并非MTCR官方记录文件。本手册中的图片、网站和其他参考资料旨在提供类似于《MTCR附件》所描述的材料和设备之示例。请务必注意，某些项目或设备出现在照片、网站或参考文件中，并不一定意味着该照片或参考文件中的项目符合MTCR控制规范的规定。项目控制状态根据具体产品的技术规格逐项审议来决定。

附录I  
导弹技术控制制度  
（MTCR）指导方针

## 附录I - 适用于敏感导弹相关转让内容的导弹技术控制制度（MTCR） 指导方针

1. 这些指导方针的目的在于限制大规模杀伤性武器（即核武器、化学武器和生物武器）扩散的危险；具体办法是控制可用于这些武器运载系统（载人飞行器除外）的技术和产品转让。本指导方针旨在限制受控物品及其技术落入恐怖组织和个人手中的风险。本指导方针并不旨在阻碍各国的航天计划或此类计划中的国际合作，只要此类计划不会用于大规模杀伤性武器的运载系统。本指导方针（包括随附的《附件》）构成一个基础架构，以控制向任何超出政府辖区以外目的地进行产品和技术转让，或者控制所有能够运载大规模杀伤性武器的运载系统（载人飞行器除外）、以及有效载荷和射程等性能参数超过规定参数范围的导弹相关设备和技术的转让。合作成员国在审议《附件》中所包含的所有项目转让时都会采取克制态度，并且，所有此类转让均根据具体情况进行审议。政府将根据国家法律来执行该《指导方针》。

2. 《附件》包括两类项目，其中包括设备和技术。类别I项目，均为《附件》的项目1与项目2，且均属于最高敏感度项目。如果某个系统中包括类别I项目，该系统也会被视为属于类别I范围，除非其所包含的项目可进行分离、移除或复制。无论其目的如何，在审议类别I的转让时，都会采取特别克制，并且，会提供强有力的理由来拒绝该类转让。如果政府根据所有、具有说服力的信息、并按照第3文段中所包含的各种因素评估后，认为相关项目计划用于大规模杀伤性武器的运载，在审议《附件》中任何项目、或任何导弹（无论是否包含在本《附件》中）的转让时，也会采取特别克制的态度，并且会提供强有力的理由来拒绝该类转让。在进一步通知之前，不会对类别I产品生产设施的转让进行授权。其他类别I项目的转让仅在极少数情况下授权，且其授权条件还包括：政府（A）获得具有约束力的政府间承诺，且体现本指导方针第5文段中所要求的接受国政府保证；并且（B）负责采取一切必要的措施确保该产品仅用于规定的最终用途。据了解，转让的决定仍然属于政府的唯一主权判断。

3. 在评估《附件》项目的转让申请时，将考虑到下列因素：

- A. 大规模杀伤性武器的问题；
- B. 接受国导弹及太空计划的能力和目標；
- C. 该转让对于大规模杀伤性武器运载系统（载人飞行器除外）的潜在发展是否具有重要意义；
- D. 对于该转让最终用途的评估，包括下文第5.A文段和5.B文段中所述的接受国的向关保证；
- E. 相关多边协定的适用性。
- F. 管制物品落入恐怖组织和个人手中的风险。



4. 在国家法律允许的范围内，与《附件》任何项目直接相关的设计和生产技术转让将与设备本身一样受到严格的审查和控制。
5. 如果转让项目能够用于大规模杀伤性武器的运载系统，则政府只有在收到接受国政府的适当保证后，才会授权转让《附件》中的项目，且该保证应该表明：
  - A. 相关项目仅用于所述目的，并且，未经政府事先同意，不得修改其用途，且不得对相关项目进行修改或复制；
  - B. 未经政府同意，相关项目、其复制品及其衍生产品均不得再转让。
6. 为促进《指导方针》的有效实施，政府将在必要和适当的情况下与其他采用同样指导方针的国家政府交换有关资料。
7. 政府将：
  - A. 如果出口商已通过政府主管部门得知，该项目可能全部或部分计划用于与大规模杀伤性武器运载系统（载人飞行器除外）相关的用途，则规定其国家出口控制部门对未列入清单的项目要求提供授权；
  - B. 并且，如果出口商知道未列入清单的项目计划全部或部分用于该类活动，则在与国家出口管制法规不冲突的前提下，规定由出口商将上述内容通知相关部门，后者将决定是否适合对涉及标的项目的出口进行授权。
8. 欢迎所有国家为了国际和平与安全的利益遵守这些指导方针。

# 附录II

## 单位、常数、首字母缩写 和缩略词

## 附录II - 本附件中所用的单位、常数、首字母缩写和缩略词

ABEC:	环形轴承工程委员会
ABMA:	美国轴承制造商协会
ANSI:	美国国家标准协会
埃米:	$1 \times 10^{-10}$ 米
ASTM:	美国材料试验协会
bar (巴尔):	压力单位
°C:	摄氏度
cc:	立方厘米
CAS:	化学文摘社
CEP:	等机率圈
dB:	分贝
g:	克; 此外, 也指代重力加速度
GHz:	千兆赫兹
GNSS:	全球导航卫星系统, 例如 ‘Galileo’ ‘GLONASS’ - 全球导航系统; ‘GPS’ - 全球定位系统
h:	小时
Hz:	赫兹
HTPB:	端羟基聚丁二烯
ICAO:	国际民用航空组织
IEEE:	电气与电子工程师协会
IR:	红外
ISO:	国际标准化组织
J	焦耳
JIS:	日本工业标准
K	开尔文 (绝对温标)
kg:	公斤
kHz:	千赫兹
km:	公里
kN:	千牛
kPa:	千帕
kW:	千瓦
m:	米
MeV:	兆电子伏特或百万电子伏特
MHz:	兆赫兹
Milligal (毫伽):	$10^{-5} \text{ m/s}^2$ (也称为mGal、mgal或毫伽)
mm:	毫米
mm Hg:	水银柱高度 (毫米)
MPa:	兆帕
mrاد:	毫弧度
ms:	毫秒
μm:	微米

N:	牛顿
Pa:	帕（帕斯卡）
ppm:	百万分之一
rads (Si):	辐射吸收剂量
RF:	无线电频率（射频）
rms:	均方根
rpm:	每分钟转速
RV:	再入飞行器
s:	秒
Tg:	玻璃相变温度
Tyler:	泰勒筛孔尺寸，或泰勒标准筛目系列
UAV:	无人机
UV:	紫外线

## 附录III - 转换表

附录III - 转换表

此附件所使用的转换表		
单元 (源单位)	单元 (目标单位)	转换
巴尔	帕斯卡 (帕)	1巴尔 = 100千帕
g (重力加速度)	m/s <sup>2</sup>	1 g = 9.806 65 m/s <sup>2</sup>
mrad (毫弧度)	度 (角度)	1 mrad ≈ 0.0573°
rads	尔格/	1 rad (Si) = 100尔格/硅克 (= 0.01 gray [Gy])
Tyler 250目筛网	mm	适用于Tyler 250目筛网, 筛孔大小0.063 mm

# 附录 - 谅解声明

## 附录 - 谅解声明

### 谅解声明

各成员同意，在某些特定情况下，如果允许使用“国家同等标准”替代具体的国际标准，那么，在该类国家同等标准中规定的技术方法与参数应该可确保满足具体国际标准所规定的标准要求。



# MTCR附件介绍、定义和术语

## MTCR附件 - 介绍、定义、和术语

### 1. 简介

- (a) 此《附件》包括两类项目，其中包括设备、材料、“软件”或“技术”。类别I项目，均为《附件》的项目1与项目2，且均属于最高敏感度项目。如果某个系统中包括类别I项目，该系统也会被视为属于类别I范围，除非其所包含的项目可进行分离、移除或复制。类别II项目为《附件》中未归类为类别I的项目。
- (b) 在审查项目1和19中所述的成套火箭和无人机、以及《技术附件》中所列的设备、材料、“软件”或“技术”的转让申请时，对于该类系统的潜在用途，政府将考虑其权衡“射程”和“有效载荷”的能力。

**(c) 通用技术说明：**

在国家法律允许的范围内，与本《附件》中任何管制商品直接相关的“技术”转让均根据每个项目的规定进行控制。任何《附件》项目的出口批准也授权向同一个最终用户出口安装、操作、维护和修理该项目所需的最低限度“技术”。

说明：

管制不适用于“进入公共领域的技术”或“基础科学研究”。

**(d) 通用软件说明：**

本《附件》并不控制以下类型的“软件”：

1. 可由公众通过以下方式正常获取的软件：
  - a. 在不设限制的情况下，通过以下列方式在零售点销售的软件：
    1. 场外交易；
    2. 邮购交易；或
    3. 电子交易；或
    4. 电话交易；及
  - b. 设计由用户自行安装、且无需供应商提供进一步实质性支持的软件；或
2. “已进入公共领域的软件”。

说明：

“通用软件说明”仅适用于通用的大众市场“软件”。

**(e) 通用最低限度软件说明：**

任何《附件》项目的出口批准也授权向同一个最终用户出口或转让安装、操作、维护和修理该项目所需的最低限度“软件”（源代码除外），以确保该项目按照原设计安全运行。

说明：

*“通用最低限度软件说明”还授权出口用于修正之前合法出口项目的缺陷（漏洞修复）的“软件”，只要该项目的能力及/或性能不会因此而提升。*

**(f) 化学文摘社（CAS）编号：**

在某些情况下，化学物品使用名称和CAS编号列出。无论名称或CAS编号如何，同类结构式的化学物品（包括水合物）也同样受到管制。所显示的CAS编号旨在帮助识别特定化学物品或混合物是否受到管制，无论其命名法如何。CAS编号不能用作唯一标识符，因为列表中的某些化学物品形式拥有不同的CAS编号，并且，包含某个所列化学物品的混合物也可能拥有不同的CAS编号。

## 2. 定义

出于本《附件》之目的，本文件使用以下定义：

### “准确性”

通常以不准确度来衡量，其指代所示值与公认标准或真实值之间的最大偏差，包括正负偏差。

### “基础科学研究”

实验或理论工作，其主要是为了获得各种现象或可观察事实的基本原理新知识，而不是主要针对具体的实践目的或目标。

### “开发”

与“生产”之前的所有阶段相关，例如：

- 设计
- 设计研究
- 设计分析
- 设计概念
- 原型机的组装和测试
- 试生产计划
- 设计数据
- 将设计数据转换为产品的过程
- 配置设计
- 整合设计
- 布局

### “进入公共领域”

这是指其进一步传播不会再收到任何限制的“软件”或“技术”。（版权限制并不能消除某些“软件”或“技术”“已进入公共领域”的属性。）

### “微电路”

一种设备器件，其中，许多无源及/或有源元件被视为不可分割地关联在一个连续结构上或内部，以执行电路的功能。

### “微程序”

在特殊存储器中保存的一系列基本指令，其运行通过引入其参考指令寄存器来初始化。

### “有效载荷”

特定火箭系统或无人机（UAV）系统能够携带或运载的总质量，其该类系统并非用于航班执飞。

说明：

“有效载荷”中所包含的具体设备、子系统、或组件等，取决于所述运载工具的类型和配置。

技术说明：

1. 弹道导弹

a. 带分离式再入飞行器（RV）的系统的“有效载荷”包括：

1. 再入飞行器，包括：
  - a. 专用的制导、导航和控制设备；
  - b. 专用的对抗设备；
2. 任何类型的弹药（例如，爆炸性和非爆炸性弹药）
3. 弹药的支持结构和部署机制（例如，将RV捆绑火箭或被动段运载工具或将其与分离的硬件）；其可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
4. 保险装置、备炸装置、引信装置或击发装置
5. 可将RV与火箭或被动段运载工具分离的任何对抗设备（例如，诱饵、干扰机或箔条投射器）；
6. 火箭或被动段运载工具或姿态控制/速度调整模块，不包括对于其他各级运行至关重要的系统或子系统。

b. 带非分离式再入飞行器（RV）的系统的“有效载荷”包括：

1. 任何类型的弹药（例如，爆炸性和非爆炸性弹药）
2. 弹药的支持结构和部署机制——该类结构或机制可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
3. 保险装置、备炸装置、引信装置或击发装置
4. 任何对抗设备（例如，诱饵、干扰机或箔条投射器）——该类设备可拆除，且不会破坏运载工具的完整性。

2. 航天运载火箭

“有效载荷”包括：

- a. 航天飞机（单个或多个），包括卫星；
- b. 航天飞机与运载火箭的适配器，包括远地点/近地点反冲发动机或类似的操纵系统和分离系统（如适用）。

3. 探空火箭

“有效载荷”包括：

- a. 任务所需的设备，例如，特定任务数据收集、记录或传输所用的设备；
- b. 回收设备（例如降落伞）——该类设备可拆除，且不会破坏运载工具的完整性。

#### 4. 巡航导弹

“有效载荷”包括：

- a. 任何类型的弹药（例如，爆炸性和非爆炸性弹药）
- b. 弹药的支持结构和部署机制——该类结构或机制可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
- c. 保险装置、备炸装置、引信装置或击发装置
- d. 对抗设备（例如，诱饵、干扰机或箔条投射器）——该类设备可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
- e. 信号变更设备——该类设备可拆除，且不会破坏运载工具的完整性。

#### 5. 其他无人机（UAV）

“有效载荷”包括：

- a. 任何类型的弹药（例如，爆炸性和非爆炸性弹药）
- b. 保险装置、备炸装置、引信装置或击发装置
- c. 对抗设备（例如，诱饵、干扰机或箔条投射器）——该类设备可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
- d. 信号变更设备——该类设备可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
- e. 任务所需的设备，例如，特定任务数据收集、记录或传输所用的设备；以及支持结构——该类结构可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
- f. 回收设备（例如降落伞）——该类设备可拆除，且不会破坏运载工具的完整性；
- g. 弹药的支持结构和部署机制——该类结构或机制可拆除，且不会破坏运载工具的完整性。

#### “生产”

指所有生产阶段，例如：

- 生产工程设计
- 制造
- 整合
- 组装（装配）
- 检查验收
- 测试
- 质量保证

#### “生产设备”

指工装、模板、夹具、心轴、模具、卡具、对准机构、测试设备、其他机械及其中的部件，但限于设备设计或改装以用于“开发”或“生产”某个或多个阶段的设备。

### “生产设施”

指“生产设备”及其中经过专门设计且整合到各装置中的“软件”，以用于“开发”或“生产”的一个或多个阶段。

### “程序”

一系列指令，用于在电子计算机中执行某个过程，或转换为可由电子计算机执行的一种形式。

### “辐射硬化”

指组件或设备经设计或额定为可耐受相应的辐射水平，其可达到或超过 $5 \times 10^5$  rads (Si)的辐射总剂量。

### “射程”

特定火箭系统或无人机（UAV）在稳定飞行模式下飞行的最大距离，按其轨道在地球表面的投影进行测量。

#### 技术说明:

1. 根据系统的设计特点，在满载燃料或推进剂的情况下，在确定“射程”时，将考虑系统的最大能力。
2. 火箭系统和无人机系统的“射程”将独立于任何外部因素，包括操作限制、遥感技术的限制、数据链接或其他外部约束条件。
3. 对于火箭系统，“射程”将根据可最大化“射程”的弹道确定，且假设国际民航组织（ICAO）的标准大气条件为无风。
4. 对于无人机系统，“射程”将使用最省油的飞行剖面图（例如，巡航速度和高度）基于单程飞行距离来确定，且假设国际民航组织（ICAO）的标准大气条件为无风。

### “软件”

一个或多个“程序”或“微程序”的集合，且固定在任何有形的表达媒介中。

### “技术”

指某个产品“开发”、“生产”或“使用”所需的特定信息。该类信息可能以“技术资料”或“技术支持”的形式而存在。

### “技术支持”

可能包括以下形式：

- 指导
- 技能
- 培训
- 应用知识
- 咨询服务

### “技术资料”

可能包括以下形式：

- 蓝图
- 平面图
- 示意图
- 模型
- 配方
- 工程设计和规范
- 在其他媒介或设备上写下或记录的手册或说明，例如：
  - 光碟
  - 磁带
  - 只读存储器

### “使用”

指：

- 操作
- 安装（包括现场安装）
- 维护
- 维修
- 检修
- 翻新



### 3. 术语

如果以下属于出现在文本中，其应该根据以下释义进行解读：

- (a) “专门设计”是指某些设备、部件、组件、材料或软件因“开发”的结果而具有与众不同的属性，且可用于特定的预定用途。例如，某台“专门设计”用于某款导弹的设备将只有在其没有其他功能或用途时，才会被视为“专门设计”设备。同样，某台“专门设计”用于生产特定类型组件的制造设备只有在其无法生产其他类型组件时，才会被视为“专门设计”的制造设备。
- (b) “设计或修改”是指通过“开发”或修改而具有适用特别用途的设备、部件或组件。经过“设计或修改”的设备、部件、组件或“软件”可用于其他用途。例如，设计用于导弹用途的钛涂层泵可用于推进剂以外的腐蚀性液体。
- (c) “适用于”、“可用于”、“可用作”或“能够”是指设备、部件、组件、材料或“软件”适合特定的用途。该类设备、部件、组件或“软件”无需针对该特定用途进行配置、修改或指定。例如，任何军用规格的存储电路都“能够”在导向系统中运行。
- (d) 对于“软件”，“修改”是指故意对“软件”进行修改，以使其具有相应的属性，令其适合特定目的或用途。其属性还可能使其适合其“修改”目的之外的其他目的或用途。

类别I - 项目1:  
整套运载系统

## 类别I - 项目1：整套运载系统

### 1.A.设备、总成和组件

1.A.1. 能够运载至少500公斤“有效载荷”且“射程”至少达到300公里的整套火箭系统（包括弹道导弹、航天运载火箭、和探空火箭）。

- 巴西
- 中国
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 韩国
- 叙利亚
- 英国 • 美国
- 加拿大
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 西班牙
- 乌克兰

全球化生产



**属性和用途：**整套火箭系统是独立的导弹和运载火箭，其内部携带燃料和氧化剂，并将其有效载荷加速到极高的速度。推进剂耗尽（“燃尽”）后，许多系统的有效载荷继续在主要属于无动力的弹道轨道上运行；其或者进入轨道，或者瞄准地球上的某个目标。根据其射程和轨道，火箭可能会离开大气层，也可能不会离开大气层。

整套火箭系统通常包括以下4个部分：（1）有效负载或弹头；（2）一个或多个推进子系统，以将有效载荷加速到所需速度；（3）一个制导和控制系统，其导航和引导火箭沿着预定的飞行轨道到达预定的目的地（但是，并非所有火箭都拥有制导系统）；以及（4）将所有部分连接在一起的结构部件。

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。导弹的固有能力和制造商的规格或设计的操作概念而显著不同。例如，指定用于运载小型卫星（500公斤以下）进入轨道的航天运载火箭可能能够将500公斤以上的有效载荷运送到300公里以上的距离，因而超出了控制标准。

**工作原理：**火箭推进的工作原理是将运载工具中的物质朝着所期望的导弹运动相反的方向喷射而出（动量守恒定律）。当废气高速排出时，相对于排出的总质量来说，导弹的剩余部分质量较小，从而可实现高速和远距离的高性能。极高的排气速度与推进剂的高温燃烧相关。导弹内的推进剂可能为固体、液体或两者的混合物；但是，排气始终都由高温气体组成。为确保导弹剩余部分实现较小的质量，需要使用轻量化技术，例如，采用轻型发动机和高强度材料制成的高效结构。

在发射前，要检查整套火箭系统和子系统是否准备就绪，并将飞行计划或轨迹编入火箭的制导计算机；该计算机用于控制和操纵火箭，以保持正确的轨道。火箭系统的总飞行时间、再入速度和射程可以通过改变计划轨道来操纵。

弹道导弹有三个主要飞行阶段：“助推阶段”或“上升阶段”、“中期阶段”和“弹道末段”。在助推阶段，液体或固体推进剂产生推力以发射导弹，并将其加速到最大速度。远程导弹通常包括多个火箭级：当燃料耗尽或不再需要时，各级的推力会终止，并与火箭的剩余部分分离，然后，下一级点火启动。



附图1：航天运载火箭的发射。  
(ULA - Carleton Bailie)

对于飞离大气层的弹道导弹，在“中期阶段”，导弹会在助推后滑行到重新进入大气层的位置。在此阶段的初始部分，导弹飞行高度将继续增加，直至远地点（离地球最远的点）。如果导弹携带多个弹头，通常会在这个阶段发射或弹射。某些弹头可能要等到导弹重新进入大气层前不久才会发射出去；在某些情况下，有效载荷会附着在导弹上一起重重新进入大气层时。

如果弹头与导弹本体分离，则会携带于再入飞行器（RV）舱内。RV会置于有效载荷总成内携带，后者可能包括多个弹头和RV。在配备多个独立目标再入飞行器（MIRV）的导弹上，RV将使用被动段运载火箭携带；被动段火箭拥有自己的推进能力，可在太空中运动并针对设定的目标部署每个RV。

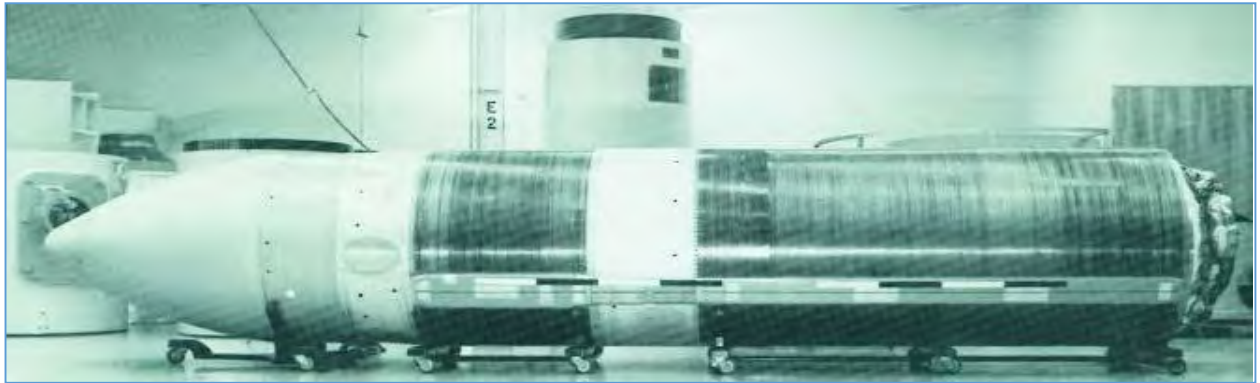
“弹道末段”导弹或弹头重新进入大气层后（低于120千米海拔）的轨道部分。

应该指出的是，虽然有些系统所列明的有效载荷及/或射程阈值低于此类别的最低阈值300公里和500公斤，但其也可能牺牲有效载荷来增加射程，或牺牲射程来增加有效载荷。射程和有效载荷的调整可通过增加或减少所携带的推进剂数量或通过其他修改来实现。这些变更可能导致所述项目超出制造商的规格或预期的操作概念。

**典型的导弹相关用途：**航天运载火箭和探空火箭分别用于将卫星送入轨道、或在大气层上层收集各种科学数据。这些系统与进攻型弹道导弹的关键区别在于它们的有效载荷和预期用途。随着武器有效载荷的增加和各种制导算法的出现，航天运载火箭和探空火箭都可用作弹道导弹运载工具。实际上，许多航天运载火箭都由弹道导弹发展而来，并与之共享组件。

多种现役弹道导弹被改造用作航天运载火箭。虽然探空火箭和弹道导弹一样，飞行高度都低于地球轨道，但是，由于不存在导弹发射方向的特定目标，它们的制导算法和轨道可能迥然不同。

**其他用途：**不适用



附图2：一种固体推进剂，潜艇发射弹道导弹。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

**外观（视制造情况而定）：**整套火箭系统包括各种大型的、长条形、狭窄的圆柱体。装配时，这些系统的尺寸通常至少达到8米长、0.8米直径、5000公斤重量（满载推进剂后）。弹道导弹系统和航天运载火箭的一些代表性照片如图1、图2和图3所示。潜艇发射弹道导弹（SLBM）可能相对较宽且较短，以适应潜艇用途（图2）。探空火箭如项目19.A.1所示，且探空火箭通常比项目1.A.1所控制的导弹要小。

图4展示了概念弹道导弹的扩展视图，其显示了一系列MTCR控制项目。为了举例说明不同类型的火箭，第一级采用固体推进剂展示，第二级采用液体推进剂展示。

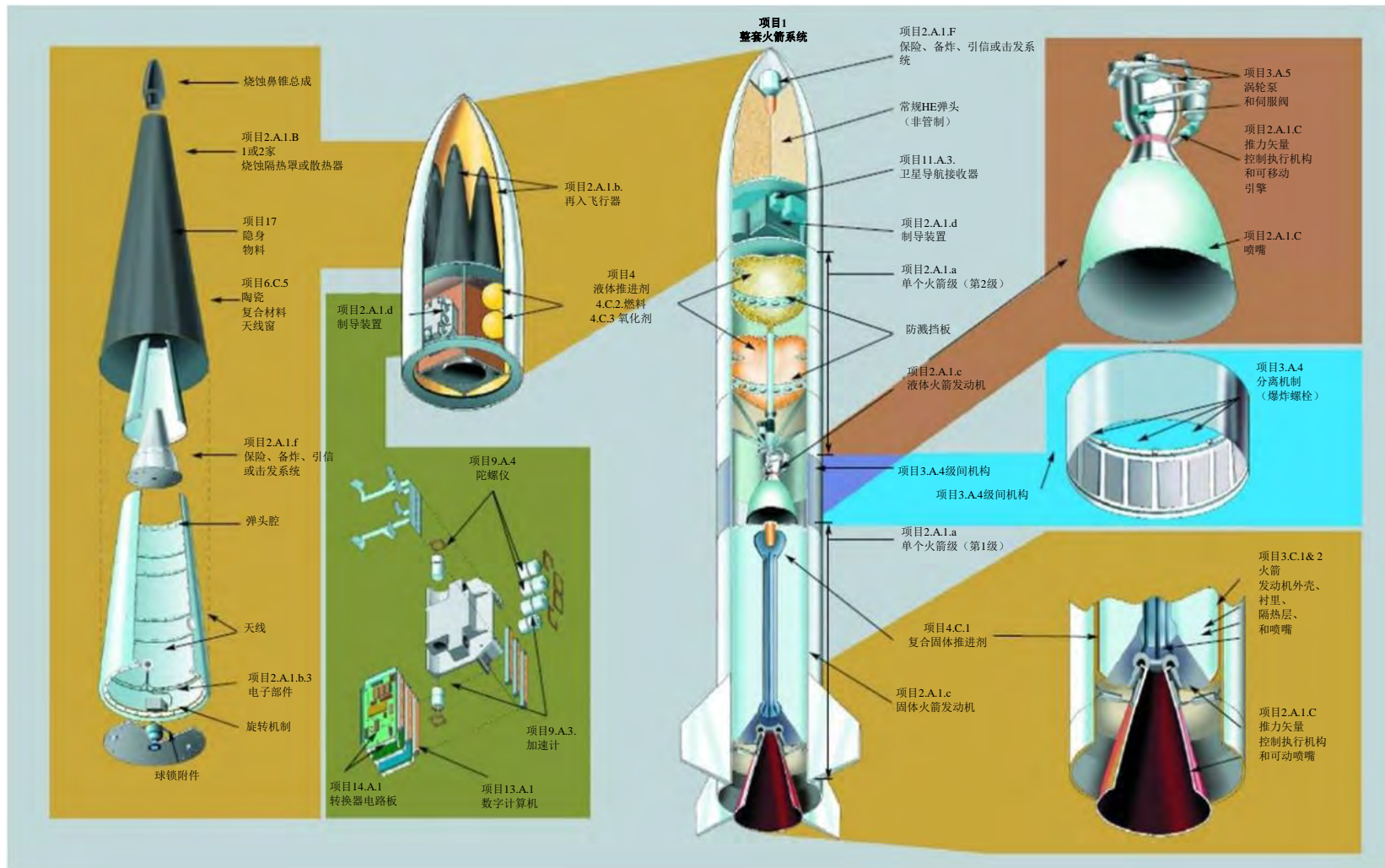
火箭前端或鼻锥通常有一个圆锥形、椭圆形、或球球状整流罩，用于装载有效载荷，并连接到圆柱形火箭本体，而火箭本体中则满载推进剂。火箭钝尾为直的喇叭形、或对称翅片状，以在发射和大气飞行期间保持稳定。火箭系统主体装备了用于固体推进剂的火箭发动机、或用于液体推进剂的液罐和发动机。火箭系统表面通常采用金属或复合材料制成，并带有吸热材料或防护涂层。根据其预期用途，有些表面可能无涂层（不进行涂漆或采用其他方式涂装）。

**外观（如包装所示）：**从制造商发货到其使用点或存储点，整套火箭系统很少包装成完整组装好的单元。相反，主要的子系统（各级）均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；然后在其中组装，测试其发射就绪情况，最后安装以准备垂直发射。导弹的最后装配有时会在水平位置完成，但是，某些导弹则通过各级垂直堆叠的方式来完成装配。

各种例外情况包括移动弹道导弹；其可在轮式车辆上以水平位置储存，然后以完全组装好的状态运送到发射地点。此类车辆可能是移动举升式发射器（MEL，与拖曳车辆连接的拖车）、或运输举升式发射器（TEL，拥有发动机和驱动系统的长车）。MEL或TEL都拥有一个装置，可在发射之前将导弹一端往上升举。移动导弹可能会装在一个圆筒内，以确保导弹在准备发射前不会暴露。



附图3：左侧：航天运载火箭（ISRO）。  
右侧：公路机动型SS-25固体推进剂单弹头洲际弹道导弹（ICBM）。  
（Maxim Shipenkov/法新社/Getty Images图片社）



附图4: 展示各种《MTCR附件》项目的概念弹道导弹的扩展视图。(《MTCR设备、软件和技术手册》第三版, (2005年5月))

1.A.2.能够运载至少500公斤“有效载荷”且“射程”至少达到300公里的整套无人机系统（包括巡航导弹、靶机和侦察无人机）。

- 澳大利亚
- 中国
- 法国
- 德国
- 以色列
- 巴基斯坦
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**无人机（UAV）系统通常是使用空气动力升力飞行的吸气式飞行器（从而在地球大气层中执行整个任务）。无人机通常采用小型涡轮或活塞发动机提供动力，以驱动开放式或导管式螺旋桨，或者驱动小型喷气发动机（《MTCR附件》项目3罗列了其中一些推进系统）。巡航导弹通常以高亚音速（低于900公里/小时）飞行；而其他无人机的飞行速度往往在360公里/小时到640公里/小时之间。

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。这种固有特性可能因制造商的规格或设计的操作概念而显著不同。

MTCR此部分包括的无人机系统属于大型系统，能够在约20,000米的高度飞行，具有24到48小时的持续飞行时间，最大起飞重量在2,500公斤到12,500公斤之间。这些无人机系统可称为高空长航时（HALE）无人机。项目1.A.2中也包括几个中等高空长航时（MALE）无人机。

巡航导弹用多种不同的定义；其可以在高空或接近地面的位置飞行。其他无人机系统可以且已改装来携带弹头攻击目标，因此，这些都是可执行特定任务的等效巡航导弹。有时，它们也与巡航导弹具有相似之处，如火箭推进、外观以及在飞行过程中接收和传输数据及命令的能力。巡航导弹和其他无人机的关键区别在于，后者设计为可重复使用的形式。因为其他无人机设计可在完成任务后返回；

它们通常与载人飞行器拥有许多共同的特点，例如安全的着陆机制、以及更大的机翼，以用于保持高度和增强续航能力。



附图5：高空长航时（HALE）无人机（UAV）。（美国空军）



巡航导弹和弹道导弹的根本区别在于飞行高度。巡航导弹通常在较低的大气层内飞行（低于20千米），且利用空气动力升力来获得和保持高度。相比弹道导弹，它们往往更便宜、体积更小，且通常在飞行过程中都有制导。巡航导弹的发射比弹道导弹更难探测。某些弹道导弹与巡航导弹也有共同的特点，比如，在飞行或较低的轨道上拥有额外的制导能力，但这些弹道导弹通常远高于巡航导弹的20公里最高飞行高度。

应该指出的是，虽然有些系统所列明的有效载荷及/或射程阈值低于此类别的最低阈值300公里和500公斤，但是，通过增加或减少所携带的燃料量或通过其他修改，其也可能牺牲有效载荷来增加射程，或牺牲射程来增加有效载荷。这些变更可能导致所述项目超出制造商的规格或设计的操作概念。

**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6：配备空对地导弹的无人机。  
(General Atomics Aeronautical Systems, Inc.)

巡航导弹利用空气动力升力在较低的大气层中飞行（低于20千米或65,617英尺的高度），且可在飞行轨道的任意一点改变方向或高度。这些特性——运行高度和可操作性——是巡航导弹和弹道导弹之间的关键区别。但是，和弹道导弹一样，巡航导弹也具有三个飞行阶段——助推阶段、巡航阶段和弹道末段。巡航阶段的速度可能从0.5马赫（海平面610公里/小时）到2.5马赫（海平面3060公里/小时或在15千米的高度2065公里/小时）不等。

巡航导弹可从地面车辆（通常称为运输举起式发射器（TEL）、舰船、潜艇或飞机上发射。如果从陆地和海上发射，巡航导弹将利用小型火箭助推器将从发射筒中发射出来，并加速到飞行速度。

巡航导弹拥有多轨道飞行能力，且经常执行预先计划的任务，经过专门设计可通过地形掩蔽或防御措施躲避来突破防御，并越来越多地使用隐形技术。大多数巡航导弹都包含一个传感器系统，可利用地形特征或目标特征来引导导弹朝着目标飞行。巡航导弹越来越多地使用惯性导航系统，



附图7：在检验台上可操作的巡航导弹，显示其经过改良的鼻锥，以降低雷达回波并增强空气动力学性能。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

该导航系统可通过卫星导航接收器进行更新，此外，还会使用地形辅助导航系统（或仅使用此系统）进行导航，以引导其到达目标附近，然后激活终端传感器，锁定目标。各种类型的传感器用于探测目标的独特信号、或匹配预先编程的目标区域的场景。到达目标后，巡航导弹会引爆弹头；或者，如有相应的装备，则发射子母弹。

其他无人机系统可以基于专门为无人驾驶飞行建造的飞行器，也可以基于载人飞行器（固定翼或直升机）进行改装。根据无人机的起飞方式，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。

大型无人机通常装备多种类型的有效载荷，包括传感器设备，包含航空电子设备和数据链接，并通过地面设备提供支持，包括任务控制设备（MCE）以及发射回收设备（LRE），其中包括一个地勤人员团队，且该团队的大小取决于需要人工操作的系统的复杂性和数量。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（包括MCE和LRE）的集合通常称为无人机系统（UAS）。

**典型的导弹相关用途：**虽然无人机系统最初主要用于侦察行动，但是，随着技术进步，无人机现已能够携带更大的有效载荷进行长距离、长时间飞行。因此，许多无人机现在已专门设计成为多任务系统，能够执行多种作业功能，包括：情报、监视和侦察（ISR）；目标识别；科学研究和战斗行动/武器运输。

巡航导弹通常专门用于将武器有效载荷运送到300公里至5500公里的距离。

**其他用途：**某些HALE无人机正用于支持改善飓风轨迹和强度预测的任务。HALE无人机可在恶劣天气条件下实现堪比卫星的长时间滞空停留，但是，其可更接近风暴，从而能够提供更精确的精度数据。在某些情况下，MALE无人机也会用于支持地球科学任务和高级航空技术发展项目。

**外观（视制造情况而定）：**许多无人机系统，包括靶机和侦察无人机，通常看起来就像没有驾驶舱的飞机。由于针对特定用途而进行设计，大型无人机系统外观都不尽相同，但大多数都会具有共同的特征：包括20米到40米之间的超大翅展（通常很纤薄）、和机身前端独特的球形设计，以用于装备航空电子设备和各种电子组件，包括卫星通信（SATCOM）天线、视线收发天线、导航仪器和全球定位系统（GPS）。武器化无人机系统通常设有用于携带有效载荷的外部机翼站。

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且可视需要进行驾驶的载人飞行器。此类系统通常保留一个驾驶舱；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。



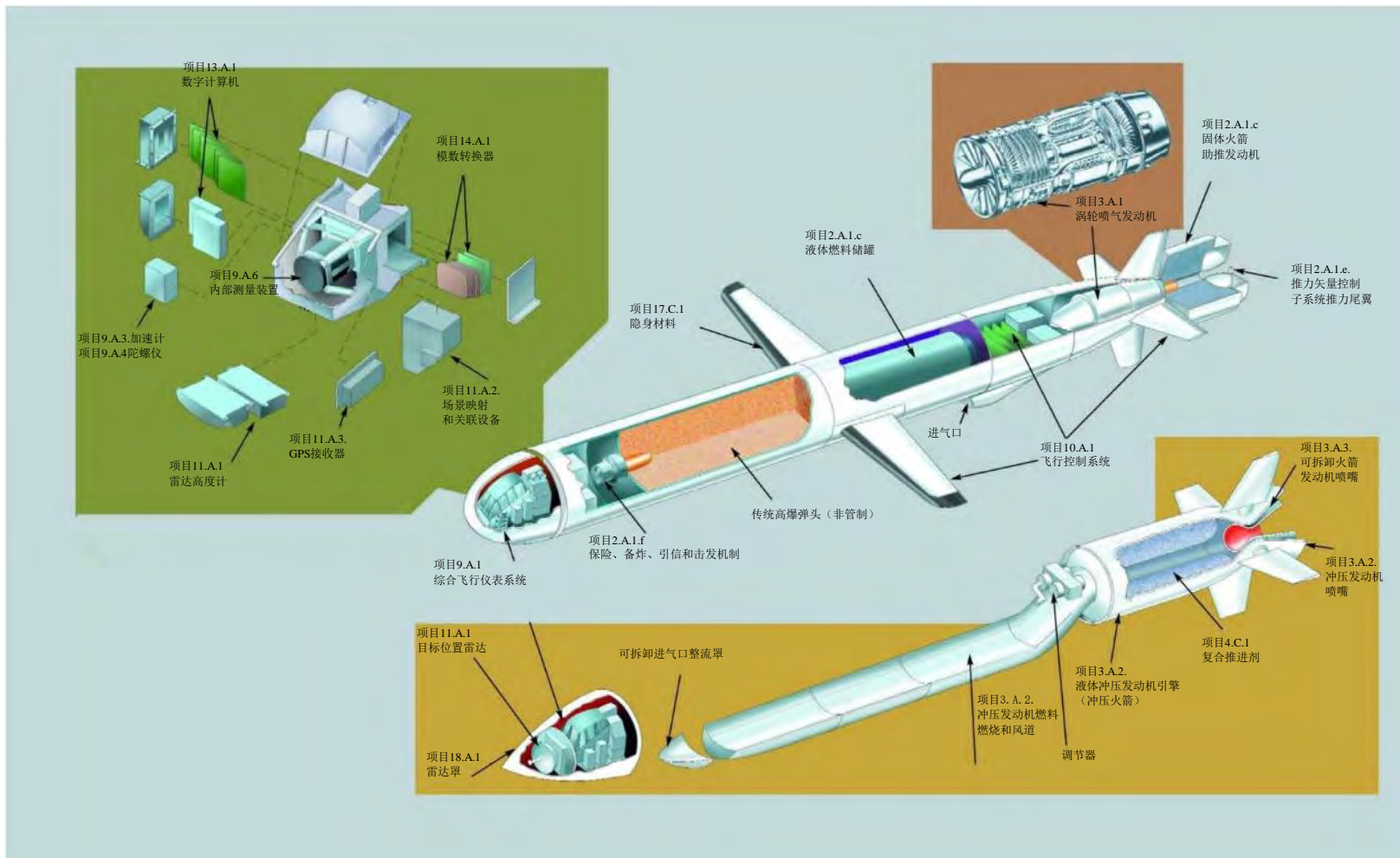
附图8：计算机生成的空中发射巡航导弹图像。（波音公司）

巡航导弹通常具有圆柱形或箱形截面，长细比（长径比）介于8比1和10比1之间。虽然这些表面的形状和大小在很大程度上取决于预期的飞行状态和有效载荷，但是，大多数巡航导弹都设有升力面或机翼，且大多数在尾部采用控制鳍（有些在机翼及/或鸭翼上设有副翼）进行控制。巡航导弹往往还有一个消光的表面或涂层，以降低其可探测性，并且，某些先进的设计还可能包括特殊的几何表面，以减少雷达反射面积。图8显示了典型巡航导弹的大部分特性。

**外观（如包装所示）：**无人机系统（包括巡航导弹）均细分为各种部件或部分由不同的制造商在不同的地点制造，然后在军事基地或民用生产设施进行组装。根据无人机的等级，这些部分的尺寸和重量可能从小于10公斤和0.03立方米到150公斤、或从0.1立方米到1立方米（或更大）不等。

大型无人机系统可能会采用厚纸板或定制集装箱拆卸、包装和运输；而中等大小的部分则需要使用沉重的板条箱。大型无人机的机翼将与机身分离，并且，每个部分分别装在板条箱中，以用于卡车、铁路或货机运输。

大多数巡航导弹都是完全装配好，并在密封的金属筒中运输，并且，该金属筒也可用作发射筒。其机翼通常折叠在弹体内或沿着弹体折叠；尾翼通常折叠在纵向铰链上，以便于适配发射筒或发射平台，并在发射后打开，以控制导弹。



附图9: 展示各种《MTCR附件》项目的概念巡航导弹的扩展视图。(《MTCR设备、软件和技术手册》第三版, (2005年5月))

## 1.B.测试和生产设备

### 1.B.1. 专门设计用于项目1.A中所列的各种系统的“生产设施”。

- 阿根廷
- 加拿大
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞士
- 英国
- 美国
- 巴西
- 中国
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰

### 全球化生产



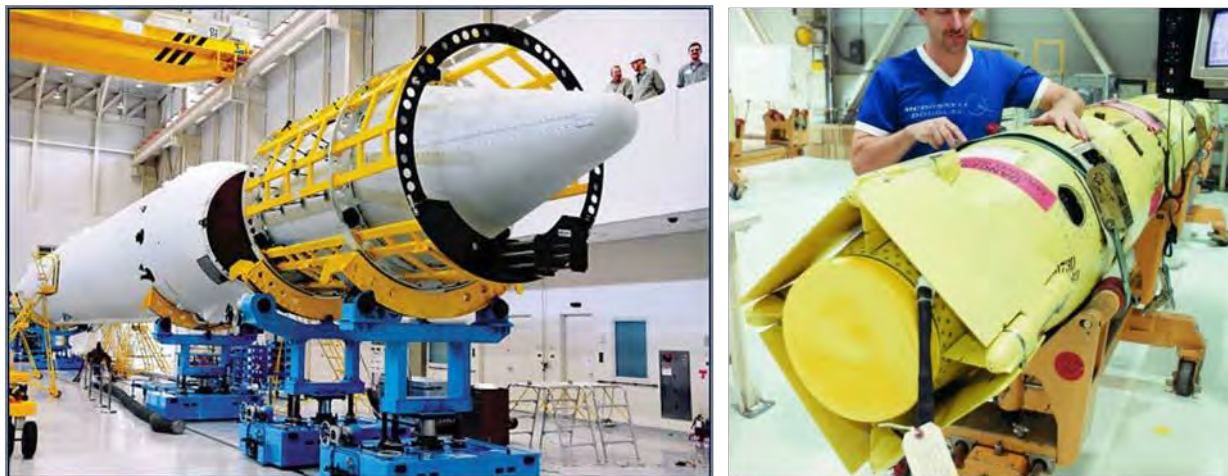
**属性和用途：**专门设计的生产设施包括用于生产整套火箭和无人机系统的所有专用设备。此类运载系统拥有许多不同种类且专门设计的生产设备；如果将这些设备集成到开发或生产的装置中，就构成了生产设施。此类生产设施中最大的设备是卡具和工装夹具，以用于确保装配过程中各个部件正确对齐。在整个生产过程中，会广泛应用模具和心轴。这些装置均针对特定的生产流程而设计，并且通常属于特别的组件或部件。

**工作原理：**工装夹具和卡具用于接收、支撑、对齐和组装单个的运载系统组件。对于火箭系统，其包括燃料和氧化剂罐、发动机外壳和发动机总成对于无人机系统，其包括机身、翼梁和发动机总成。通常会使用高架起重机将组件从装运容器和小车移到装配夹具上。为了确保精密装配，有时会在夹具中安装激光校准仪器，并且，在装配过程中，会根据需要使用用于功能和操作测试的电气和电子测试设备。

**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：**装配夹具通常属于单一用途物品，主要设计用于生产一种火箭或无人机系统。如希望修改它们用于其他用途，通常是不实际的。

**外观（视制造情况而定）：**用于导弹系统生产的装配夹具（如图10所示）通常属于大型和重型结构。其总长度和宽度约比其设计用来装配的导弹系统长20%到30%。其总重量可达数百甚至数千公斤。



附图10：左侧：装配夹具上的航天运载火箭。（《韩国时代》）右侧：支撑巡航导弹进行最后组装的模块夹具。

**外观（如包装所示）：**大型导弹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货盘进行装运。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。

**附加信息：**设计用于在水平姿态接收和组装导弹组件的装配夹具需要波浪状表面护垫或辊轴，以支持导弹的圆柱状本体部件，确保最小的变形。用于以垂直姿态建造火箭的装配系统所需要的火箭本体支撑装置更少，但要求建筑物内有足够高的顶部净空，以堆叠组件并移动完全组装好的导弹。装配夹具的主要部件是标准结构钢构件。其大小和强度取决于装配过程中支持和保持大型和重型导弹部件对齐的要求。

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，并安装在导弹装配建筑的地板上。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。精密测量装置将用于确保正确的对齐。

无人机系统的夹具和卡具根据运载系统的复杂性而大相径庭。某些无人机所使用的装配方法类似于采用结构泡沫塑料和玻璃或碳纤维手工层叠的方式建造一架小型飞机。更复杂的无人机使用类似载人飞行器制造的生产夹具和固定装置，采用基于流水线的方式输送各种组件。

### 1.C.材料

无。

### 1.D.软件

1.D.1. 专门设计或修改以用于“生产设施”的“软件”，如1.B所示。

- 阿根廷
- 加拿大
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 朝鲜
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞士
- 英国
- 巴西
- 中国
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 南非
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**生产设备过程控制软件包括用于组件制造的数控程序，以及用于监视和控制整个工厂功能和过程的监视控制和数据采集（SCADA）系统。较大的工厂还可以使用制造执行系统（MES）来管理从生产定型到“完工”文档等制造过程的所有方面。MES位于SCADA系统和数控设备之上，以对生产过程进行协调。

**工作原理：**数控程序安装在自动设备的控制器中，通常用于执行特定的操作，如在发动机外壳上钻孔。SCADA系统可收集来自各种模拟和数字设备的传感器信息，以使用专用的计算机和可编程逻辑控制器来协调流程。连续流动推进剂设施需要精确测量各种专用材料，如燃烧速率调节剂；

同时混合推进剂并输送至发动机箱。MES与生产设备进行对接，以安排生产，跟踪生产进度，并报告结果，以维持运营。

**典型的导弹相关用途：**生产设施软件安装在计算机上；而这些计算机与用于生产导弹部件的数控设备、传感器及/或其他自动化设备连接。这些软件都并非设计用于导弹计算机。

**其他用途：**导弹生产设施中使用的MES软件也可以进行修改，以用于控制非导弹相关设施，制造汽车或管理需要精确和可重复任务的其他工业过程。

**外观（视制造情况而定）：**通常，在生产中使用的软件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、光盘和文件，都可能包含此类软件和数据。

**外观（如包装所示）：**载有导弹生产控制软件的磁带、软盘、可移动硬盘、光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以电子方式传送。



附图11：以计算机磁盘、盒式磁带和书面媒体形式存在的软件。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版（2005年5月））



1.D.2. 专门设计或修改以协调项目1.A中所述的多个系统之功能的“软件”。

说明:

为了确保载人飞行器转换如项目1.A.2.所述的无人机那样运行，项目1.D.2.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。

- 阿根廷
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 葡萄牙
- 澳大利亚
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 巴基斯坦
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞士
- 英国
- 美国
- 瑞典
- 乌克兰

全球化生产



**属性和用途：**用于协调1.A中所述系统的多个子系统功能的软件即典型的飞行控制软件。机载计算机内置的飞行软件可收集导航或制导系统提供的速度和位置信息、以及来自控制系统的反馈，使计算机能够进行计算，并向飞行控制系统发出转向修正指令。该软件还确定何时执行其他飞行操作，如发动机关闭、待命和再入飞行器分离。

用于将载人飞行器转换为无人机来操作运行的软件通常包括专门设计用于将转换设备与关键飞行器系统集成的软件，以及各种附加软件，以用于操作转换后的无人机。集成软件可允许转换设备以类似于飞行员输入命令的方式与关键飞行器系统进行通信。操作软件可能允许从地面控制飞行器，或允许飞行器自主飞行。

**工作原理：**导弹系统的计算机中安装了飞行软件，并会在发射前进行测试。在发射倒计时期间，该软件启动并控制发射过程，通常从一级点火开始。在断开与所有发射平台的信号连接，导弹就处于该软件的控制之下。所有由导航系统产生的位置或速度信号、以及控制系统的反馈，

都会发送到飞行器的计算机，且该计算机产生修正信号并发送给飞行控制硬件。系统会对发动机压力和一般系统健康状况进行监测。对于火箭系统，在感测达到所需要的速度和位置时，则会关闭推进系统。对于弹道导弹，当弹头确认备炸信号后，再入飞行器可能会与火箭本体分离。

无人机系统飞行软件可控制发动机运行，根据导航信息向飞行控制系统发出转向指令，并激活有效载荷（相机、武器等）。

**典型的导弹相关用途：**整套火箭系统和无人机（包括巡航导弹）都使用飞行软件来控制所有飞行系统的操作。

**其他用途：**该软件专门为个别类型的火箭系统或无人机准备，通常不会用于其他类型的用途。

**外观（视制造情况而定）：**通常，控制多个子系统且专门设计或修改用于项目1.A所述各个系统的软件都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）：**载有控制多个子系统且专门设计或修改用于项目1.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以电子方式传送。

## 1.E.技术

1.E.1. 根据《通用技术说明》，用于项目1.A、1.B或1.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：**用于项目1.A、1.B或1.D中所述设备或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”包括“技术支持”或“技术资料”。“技术支持”是指向某个开发火箭或无人机系统的国家提供指导、技能、培训、工作知识或咨询服务。“技术资料”包括但不限于“尚未进入公共领域的”配方、蓝图、技术报告或计算机数据库。“技术”的目的是，向最终用户提供能力，以允许其以其固有的方式发展项目1.A、1.B或1.D中所述设备或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”。

**工作原理：**“技术”和“技术支持”可以多种形式存在。“技术支持”可能包括由在受管制项目（例如，液体推进剂火箭发动机）相关一个或多个学科领域经验丰富的人员所提供的指导，且该人员在教室或生产或测试现场附近担任培训师的角色，或者使用专门适用于航空航天材料生产的咨询服务指导购买适当的材料和设备。任何国家都可以通过向其他国家派遣学生参加培训或对类别I系统建造所需技术进行实习等方式来获得“技术支持”。在培训期间所收到的手册和材料可能符合“技术资料”的范畴。

**典型的导弹相关用途：**建造运载系统所需的“技术”仅用于这些用途，且例外情况有限。气象研究中使用的探空火箭，在载荷和制导调整之后，可以转化为弹道导弹。每种设备所使用的“技术”都非常相似。

**其他用途：**某些用于设计、制造和测试无人机的“技术”可能拥有军用或商用飞行器的功能。

**外观（视制造情况而定）：**不适用

**外观（如包装所示）：**不适用

类别I - 项目2:  
可用于整套运载系统的整  
套子系统

## 类别I - 项目2：可用于整套运载系统的整套子系统

## 2.A.设备、总成和组件

2.A.1. 可用于项目1.A中所述各个系统的整套子系统，如下：

a. 可用于项目1.A中所述各个系统的各级火箭；

- |         |        |
|---------|--------|
| • 巴西    | • 中国   |
| • 埃及    | • 法国   |
| • 德国    | • 印度   |
| • 伊朗    | • 伊拉克  |
| • 以色列   | • 意大利  |
| • 日本    | • 利比亚  |
| • 朝鲜    | • 巴基斯坦 |
| • 俄罗斯联邦 | • 韩国   |
| • 叙利亚   | • 乌克兰  |
| • 英国    | • 美国   |

全球化生产



**属性和用途：**各级火箭通常由固体火箭发动机或液体罐和发动机、以及各种结构部件和控制系统组成。火箭发动机产生推进推力，使火箭发射并在飞行中加速。固体推进剂在点燃后就会燃烧到耗尽；而液体发动机可以关闭，以实现更灵活的轨道控制。

大型液体火箭发动机通常包括高性能泵，以确保燃烧室和喷嘴相对紧凑，同时保持高压运行；而大型推进剂罐体则和低压罐体一样，保持薄壁和较轻的重量。相反，固体火箭发动机外壁（外壳）必须更厚，以耐受较高的燃烧压力。固体推进剂的密度通常比液体推进剂大，并且，整个火箭发动机不但用于储存推进剂，也用于在点燃之后用作燃烧室。这些特点可确保固体火箭级保持紧凑，同时避免过重的结构质量。

**工作原理：**发射信号或者在固体火箭发动机上部的固体推进剂中击发点火器，或者打开阀门，让液体推进剂进入火箭发动机的燃烧室开始燃烧。无论采取哪种方式点火，高压高温气体都会以音速从各级火箭后部狭窄的喉道中喷射而出，然后在扩张型喷嘴中扩散且同时加速。排出气体的动量可为导弹提供推力。多级火箭系统推进剂耗尽后会丢弃较低的火箭级，以便逐步减轻不必要的重量，从而实现比同等大小的单级火箭系统更大的射程。

**典型的导弹相关用途：**各级火箭是包括弹道导弹在内的大多数火箭系统的基本组成部件。各级火箭也用于导弹和导弹部件的测试。

固体推进火箭的一个关键优势是发射准备就绪度，因为固体推进剂在这种火箭发动机制造时就已作为其一部分包括在内。而液体火箭通常需要更多的时间来准备发射，因为推进剂通常不能预先装载，以便于长期湿储存。

各级火箭通常用于推动太空运载火箭离开地球，而较小配套火箭（上面级）则用于在轨道或在近地轨道以外进行机动。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**MTCR项目2.A.1所规定的固体推进剂火箭级（图12）为圆柱体，其长度通常为4米至10米，直径为0.5米至4米；并且，每端均配备有壳体封头，以在结构上有效保持密封高压。图1显示的是一个固体火箭级安装在一个空间运载火箭上。前壳体封头通常设有螺纹或带盖的开口，以插入点火装置。后壳体封头的中间部分安装有锥形喷嘴，或者可能（罕见情况下）会设有多个喷嘴。发动机外壳通常采用高强度钢板、树脂基体缠绕纤维复合物、或两者的组合制造，并可能包括内部隔热材料，如软木板或橡胶板。由于制造好的固体火箭级都含有高密度推进剂，所以它们非常重。如果没有额外覆盖物进行覆盖，推进剂药柱可以通过喷嘴看到。

液体推进剂火箭级通常由堆叠的圆柱形储液罐组成，分别用于燃料和氧化剂，大致如项目1.A.1的剖面图，并如图13所示。这种火箭的储液罐壁采用薄金属制成，且内部通常设有整体加强筋（加强环等等）。其储液罐罐壁还作为火箭的本体结构。每个储液罐的两端都设有壳体封头；壳体周围还有额外的结构延伸到罐的两端以外，以用于在该级火箭内将储液罐连接在一起（储液罐之间），并采用同样的方式将各级火箭连接在一起（各级火箭之间）。有时候，储液罐端部会设为凹面，以紧密安装到另一个罐体的凸面壳体封头后。



附图12：固体推进剂火箭发动机级正在安装到航天运载火箭（上图）（欧洲太空总署）

一个或多个发动机位于液体火箭级的后部；并且，每个发动机通过大型管道接收氧化剂和燃料。在燃烧室的出口，每个发动机的后部都设有一个或多个锥形喷嘴。推进部件包括各种阀门和小型储罐，以储存各种压力气体。其他火箭级装载的是用于控制和转向的电气系统及/或液压系统。

**外观（如包装所示）：**几乎所有的火箭级都使用专门设计的容器或固定装置来运输。较小的固体推进剂火箭级可装在配备内部约束装置和减震装置的木箱中运输。较大的固体推进剂火箭级通常装在特别设计的金属容器中；这种容器通常为圆柱形，有时会充满惰性气体。超大型火箭级可能仅简单地使用一层保护层包裹。固体推进剂火箭级必须符合爆炸物的国际运输要求，并具有适当的标记。考虑到固体火箭级几乎完全充满了高密度橡胶状推进剂，按级体积计算，它们的密度通常超过1吨/立方米。

液体火箭级也采用类似的运输，或在采用没有外部包装的特殊设计装置进行运输。由于其可不带推进剂或点火装置进行运输，所以可作为常规硬件运输，无需任何约束或警告标签；并且，它们的重量明显小于固体火箭级。按总级体积计算，空的液体火箭级的运载质量能会小于100公斤/立方米。



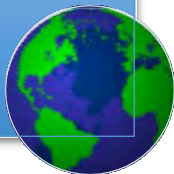
附图13 左侧：液体燃料洲际弹道导弹的第一级。右侧：用于液体燃料上面级的运输容器。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

2.A.1.b.可用于项目1.A中所述系统的再入飞行器，以及，如下所述，为之专门设计或修改的设备，但在下文2.A.1中”说明”所述且设计用于非武器有效载荷的设备除外：

1. 用陶瓷或烧蚀材料制造的防热罩及其部件；
2. 用轻质、高热容量材料制造的散热器及其部件；
3. 专门设计用于飞行器设计的电子设备；

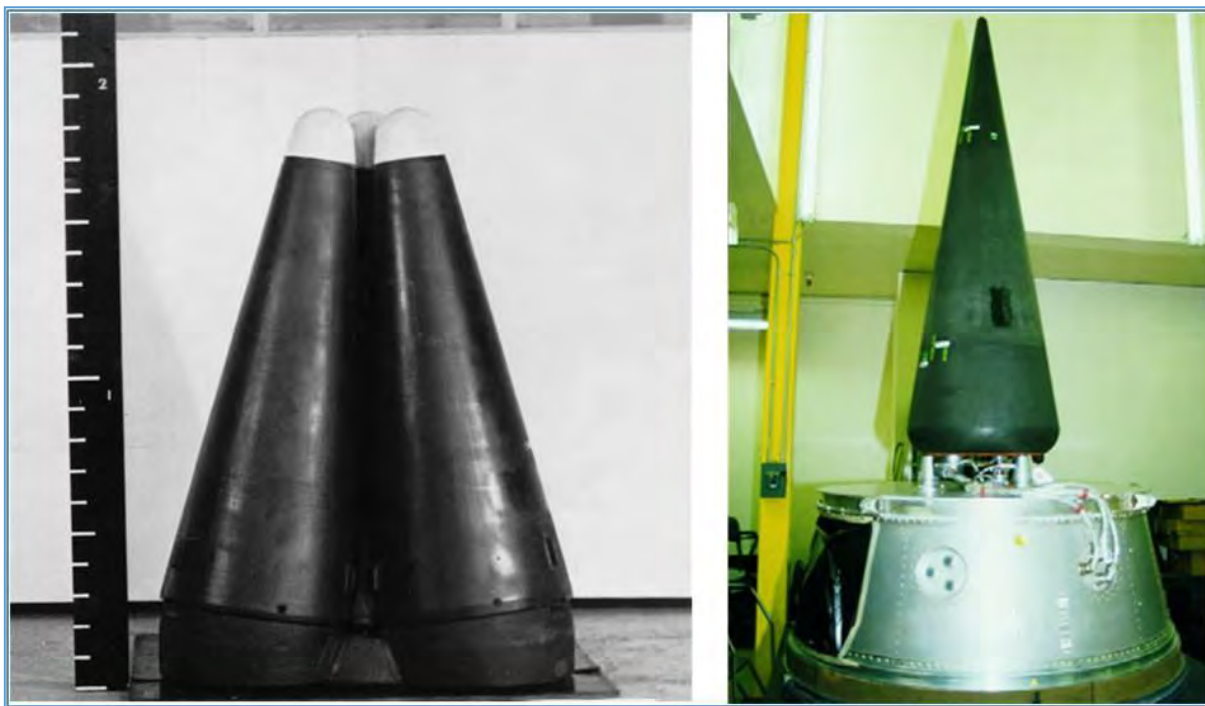
- 中国
- 德国
- 以色列
- 英国
- 法国
- 印度
- 俄罗斯联邦
- 美国

全球化生产



**属性和用途：**虽然许多短程导弹会作为一个整体射向目标，但是，远程导弹在接近目标的过程中会扔下各个火箭级，最后让弹头独立重新进入大气层。再入飞行器（RV）为尖锐到钝头的锥形体（图14），以用于容纳和保护导弹的有效载荷或弹头，使其免受再入过程中所经历的高温和振动。再入飞行器还会携带备炸、引信和击发设备，以便于在弹头到达目标时引爆。再入飞行器会从导弹的有效载荷部分释放，并沿着弹道飞行，根据具体射程以2到20马赫的速度进入大气层。某些再入飞行器被称为机动型再入飞行器（MARV）还携带有制导和控制设备，可允许对其进行目标瞄准和突防等方面的操控。





附图14：左侧：三个安装在其安装法兰上的现代再入飞行器。尾部的小鳍会自旋，以便于在重新进入大气层时稳定再入飞行器。右侧：在有效负载支撑舱壁上的现代再入飞行器。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

**工作原理：**导弹可在其前部或有效载荷部分携带一个或多个再入飞行器。单个再入飞行器可能就是导弹的尖端。如果是两个或多个再入飞行器，则通常使用一个更大椎体或尖顶护罩或鼻翼整流罩，以在导弹发射期间和通过大气层升空时覆盖整个有效载荷部分。上升阻力和热量减弱后，则会丢弃尖顶护罩或整流罩。随后，携带再入飞行器的被动段可定向并释放每个再入飞行器。重新定向后的再入飞行器通常绕着它们的纵轴旋转，以陀螺稳定的前倾姿态重新进入大气层，从而具有更高的目标精度。在重新进入大气层的过程中，未定向的再入飞行器会沿着其轨道下落，直到空气动力使它们的鼻尖向前并保持稳定。鼻锥和再入飞行器的圆锥表面通常覆盖着隔热材料，以承受重新进入大气层时的高温。

使用末制导的MARV可以在重新进入大气层时执行机动，以降低速度，然后调整方向，使传感器对准目标。MARV可使用控制表面，改变其空气动力学形状，改变重量分布，或者使用反应射流来提高精度，或者沿着导弹防御系统无法预测的路径飞行。高超声速滑翔飞行器是一种极具发展潜力的MARV，其气动机动研究日益受到世界各国的重视。

**典型的导弹相关用途：**再入飞行器的主要功能是实现精准度，并在再入过程中为弹头和备炸、引信和击发系统提供热力保护和结构保护。

**其他用途：**用于武器的再入飞行器没有任何非军事用途。某些再入飞行器部件具有商业用途，

最容易看到的是用于熔炉、炼钢和发动机的隔热材料。某些类似于再入飞行器的结构已用于载人航天飞行器的返回。各种材料和技术可能存在重叠，但这些并非针对武器系统重返大气层时所要求的条件而设计。不同于导弹再入飞行器，从轨道返回的人员和货物对峰值减速度和终端速度有着严格的限制。必要的热屏蔽通常指热保护系统（TIS）。

**外观（视制造情况而定）：**再入飞行器为圆锥状结构（有些具有多个锥角），通常具有半球形的鼻锥。其底座或后部可能是半球形或较圆的形状。可能会在圆锥表面后面的几个位置安装用于空气动力稳定的小翅片。圆锥表面覆盖有隔热罩；隔热罩可能为自然色（碳基隔热罩为黑色、硅基隔热罩为棕褐色或黄色），也可能涂色。先进技术的再入飞行器通常是又长又薄的锥状体，带有锋利的鼻锥（见图15）。圆锥表面的几个位置可能设有小型陶瓷插入物，以充当天线窗口。其通常会设置在再入飞行器后部附近，以避免再入时产生热量和冲击。



附图15：左侧：洲际弹道导弹（ICBM）再入飞行器的图形描述。（美国空军）右侧：在制造过程中的再入飞行器中段。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

用于多弹头导弹的再入飞行器通常长度小于3米且基础直径小于1米。携带一枚单弹头的导弹所使用的再入飞行器直径通常等于最上面一级的直径，长度通常在1米到4米之间。再入飞行器（包括弹头）的通常质量范围从略低于100公斤到大约1000公斤不等。

再入飞行器结构通常由几个部分组成，以便于弹头安装和现场维护。最前面的部分通常包含部分或全部的引信电子设备；中间部分携带弹头；而尾部通常包含定时器、附加的武器系统电子设备，以及从助推器、平台或载体释放后旋转稳定的再入飞行器的旋转系统。

**外观（如包装所示）：**再入飞行器部分通常一起装在特殊的容器内进行运输；该容器使用木材或钢材制作，体积并不比房车本身大多少。这些容器具有隔震效果，且会在运输容器内部多个位置进行支撑；且此类容器可能安装有环境调节系统。在现场，再入飞行器会采用特殊搬运方式，因为其中包含有弹头。其几乎始终与助推器分开运输，仅在发射地点与助推器对接。如果没有固定的发射地点，导弹就会安装好再入飞行器，如公路机动型导弹或潜艇携带式导弹。

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

全球  
化生  
产



### 隔热罩和散热器

**属性和用途：**在大气阻力致使高速物体减速时，动能会转化为热能。隔热罩和散热器都是与再入飞行器形状贴合的保护性覆盖物。其主要目的是保护再入飞行器有效载荷，使其不受再入飞行器重新进入大气层时空气压缩和摩擦产生的高温破坏。

**工作原理：**隔热罩可通过烧蚀或隔热的方式保护再入飞行器及其有效载荷。如果采用烧蚀的方式，隔热罩会吸收热量，其表面会分解或蒸发，将热量转移到流过的气流中。这个过程可使下层保持凉爽，直到它们暴露在高温条件之下。散热器直接利用其质量吸收再入过程所产生的热量，以此降低传递到有效载荷的热量。

**典型的导弹相关用途：**隔热罩和散热器可为再入飞行器提供外部保护层，并可作为减速伞。其组成和厚度取决于再入速度；而再入速度本身取决于火箭系统的运行范围。如果其射程不到1000公里，简单的钢铁外壳可作为散热器。如果其射程大于1000公里，则需要使用复合隔热罩或更大的散热器。

**其他用途：**隔热罩和部件的技术和材料可用于熔炉和发动机。而制造设备则可用于石油钻井复合油管的制造。散热器和相关技术拥有许多商业应用，包括电力生产和电子产品。但是，专门设计用于适配导弹再入飞行器的隔热罩或散热器没有任何商业用途。隔热罩所用的碳基材料也可用于发动机喷嘴和盘式制动器的制造。



附图16：左侧：铍铜散热器。（国家原子博物馆）右侧：从月球和近地轨道任务返回的飞行器上所用的隔热罩原型。（波音公司）

**外观（视制造情况而定）：**隔热罩和散热器通常与其所保护的再入飞行器具有相同的大小和形状。在某些情况下，它们仅覆盖再入飞行器的前端锥部。导弹用途的再入飞行器尺寸通常为：长度1米到3米，直径小于1米。隔热罩通常为圆锥形或尖顶形，设有尖锐或原型的鼻锥。其可能连接到再入飞行器或滑入其上的位置，以实现密切贴合。其表面有时候会出现本体接头，并且，可能会在一个或多个位置安装天线窗口。这些窗口允许在再入过程中进行雷达或其他无线电波传输。图16显示了再入飞行器散热器或隔热罩与锥形太空飞行器的对应散热器或隔热罩之间的对比。隔热罩会覆盖导弹再入飞行器的锥形端部，而商业或载人航天航天器需要将隔热罩安装在返回舱的钝圆端部，以确保从太空安全返回。

**外观（如包装所示）：**导弹的再入飞行器隔热罩、散热器及其部件足很小，可以装在传统的运输箱或板条箱中，以防止损坏。如果隔热罩或散热器与再入飞行器相连，包装必须能够支持再入飞行器的全部重量，以保护整个有效载荷免受冲击和振动，并保护隔热罩的表面在运输过程中免受损坏。

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

全球  
生产



#### 专门设计用于再入飞行器设计的电子设备

**属性和用途：**再入飞行器包含各种电子部件。其必须拥有弹头安全、备炸、引信和击发的子系统（SAFF子系统）。其还可能包括雷达、遥测设备、传感器、制导系统、计算机和防御系统——如雷达干扰器和箔条投射器。再入飞行器电子部件的特点是体积相对较小，能够承受导弹发射过程中、特别是在再入过程中所遇到的高温、高加速度和强振动等环境条件。此外，核弹头的再入飞行器使用电磁脉冲（EMP）保护项目11.E.1和项目18.A.1所述的电路和辐射硬化微电路。



附图17：左侧：一套包装好准备运输的再入飞行器天线。右侧：再入飞行器雷达电子部件的一部分。  
（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

**工作原理：**许多不同类型的再入飞行器电子设备的运行与任何相应的航空电子设备基本相同；但是，再入飞行器的电子设备采用电池作为电源。电源将电池电压转换成再入飞行器内各种电子设备所需的电压。此外，再入飞行器上所有电子设备的设计都必须能在恶劣环境下可靠运行。

**典型的导弹相关用途：**事实上，再入飞行器的所有电子元件都是为再入飞行器而专门设计。最重要的再入飞行器电子部件是SAFF系统；其功能如下文项目2.A.1.f所述。其他电子设备均为可选设备，具体取决于任务要求。电缆和连接件是普通但必要的附件。设计用于在核防御造成的敌对X射线和中子环境中工作的再入飞行器必须使用防护水平较高的电子元件和电缆，并且，其产品规格应该明确表明能够在这种恶劣环境中工作。

**其他用途：**在通用航空中使用的气压开关、电源调节器和继电器都不是专门为再入飞行器设计。商业终端应用中常见各种标准电缆和连接器(非核硬化)。一般来说，很难区分商用电子设备和专门为再入飞行器设计的设备，因为其中的最大区别——核硬化、温度运行极限和振动要求——通常并非明显可见。

**外观（视制造情况而定）：**再入飞行器电子部件包的普通组件在外观上并不出众。最大和最特别的部分可能是电池，其可能只有汽车电池的一半大小，但往往要小得多。剩下的大部分电子部件都很小，通常安装在铝制盒子中。SAFF子系统由再入飞行器的制造商组装，不太可能作为预先包装的单元而提供。非常先进的再入飞行器设计可以使用耦合到主动控制系统的主动/被动导引头（雷达和光学传感器）和所存储的目标特征地图。

该类设备可能拥有圆盘、圆锥、或躯干锥形外观，因为它的设计用于严格贴合再入飞行器。任何能够承受高加速度或严重振动等特殊能力的迹象（例如减震垫）都可能意味着其属于导弹应用。

**外观（如包装所示）：** 军用级电子部件均封装在密封的袋子或容器中，以用于保护电子产品免受潮湿、冲击和静电的伤害。也可能使用泡沫内衬的盒子、板条箱或金属手提箱进行包装。

2.A.1.c.可用于项目1.A中所述各个系统的火箭推进系统（如下文所述）；

1. 总脉冲容量等于或大于 $1.1 \times 10^6$  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 $1.1 \times 10^6$  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；

**说明：**

项目2.A.1.c.2.中规定的、设计或修改用于卫星的液体推进剂远地点发动机和定站发动机可视为类别II，如果该子系统具有不大于1kN的真空推力，且其出口时受制于上述预期最终用途的最终用途说明和数量限制。

- 巴西
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 英国

- 中国
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 巴基斯坦
- 韩国
- 乌克兰
- 美国

全球化生产



**固体推进剂火箭发动机**

**属性和用途：** 固体推进剂火箭发动机的发动机壳体内部同时包含燃料和氧化剂。其不需要储罐、管道、泵或阀门，因为燃料和氧化剂已以适当的比例预先混合，并制成推进剂药柱；该推进剂药柱为固体形式，空心，且采用一种内部点火机制。此类火箭发动机的外壳通常作为发射推进剂的外壳。在运行过程中，该外壳将作为压力容器，并且是将推力传递到有效载荷的主要结构构件。固体火箭发动机成本低，维修费用低；它们可以很容易存储多年，并且能够快速部署和发射。

**工作原理：** 点燃之后，推进剂会在空腔内的裸露表面上燃烧，然后沿着发动机中心往下喷射。炽热的膨胀气体高速从喷嘴中喷射而出，并提供推力。推进剂通常会持续燃烧，直至耗尽。有些发动机设有提前停止燃烧的方式——通过在发动机外壳开孔并将气体排向一侧或通过顶部排出。

**典型的导弹相关用途：**火箭发动机提供推力，使导弹加速到所需的速度，以达到预定目标或运行下一个导弹级。推力和时间的必要乘积（冲量，即动量）可以由一个大型火箭发动机或由一组较小的发动机来实现，但是，在总质量相同的情况下，一组发动机的效率相对较低。

某些航天运载火箭在发射初期使用固体推进剂火箭发动机来增加推力。从地球同步转移轨道（GTO）到静止地球轨道（GEO）的轨道上升有时通过固体火箭发动机来完成；这种发动机也称为“远地点反冲发动机”。

**其他用途：**固体推进剂火箭发动机的空间应用包括无人登月（约在1965年）和金星轨道插入（麦哲伦，1989年）。在测试设施中，固体火箭发动机被用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。

**外观（视制造情况而定）：**对于导弹扩散，关注度最高的固体火箭发动机属于圆柱形；为了承受工作压力，同时提高结构效率，火箭发动机的两端通常都设有圆形壳体封头。其中一个壳体封头会设有一个小孔，以安装点火装置；另一个壳体封头会设有更大的孔，以安装喷嘴。点火装置可能会在运输前安装，也可能不安装；如果不安装，其安装孔会使用钢铁或其他金属制作的板子盖住。喷嘴通常会在运输前安装好，并用环境塞密封，以保护推进剂不受湿度和其他环境因素的影响。这种塞子也防止他人看到或在未经授权的情况下实际接触到发动机壳体中的推进剂。

安装时，点火装置和喷嘴通常都使用螺栓固定。图18左上角所示为一种用于航天运载火箭的现代固体火箭发动机，并已安装好喷嘴。大约需要400公斤的推进剂才能达到项目2.A.1.c.的阈值冲量 $1.1 \times 10^6$  N-s，假设排气速度为2750 m/s。如果直径为0.5米（每立方米级体积重量约为一吨），含有这种推进剂的火箭发动机长度约为2米。这种尺寸的火箭发动机通常采用钢制外壳，不过也有可能采用由玻璃、碳或对位芳纶纤维制成的复合外壳。

**外观（如包装所示）：**固体火箭发动机通常采用钢制或铝制容器或板条箱装运。板条箱会在几个点设置支撑来支持发动机的重量，并且通常内衬有泡沫或缓冲材料，以在运输过程中保护发动机。火箭发动机有时会采用惰性气体包装，以防止推进剂受潮。此类容器通常是密封、加压的铝制容器。其标签上标明储存温度限制，以确保发动机的寿命。固体火箭发动机设有一条很厚的金属带，通常是编织的金属带，两端都设有夹子，可从发动机外壳的某个地方连接至现场地面，以实现局部静接地。这条金属带可以释放任何积聚的静电，以帮助避免火灾和爆炸。运输时，发动机接地连接到集装箱上，而集装箱则接地连接到局部地面。



附图18：左上角：一种可重复使用的太空飞行器固体火箭发动机。（ATK）左下角：总冲量接近项目2控制下限的固体推进剂火箭发动机。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））右侧：挤压式液体火箭发动机。（Aerojet）



## 液体推进剂火箭发动机

- 中国
- 印度
- 日本
- 朝鲜
- 乌克兰
- 美国
- 法国
- 伊拉克
- 利比亚
- 俄罗斯联邦
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**液体推进剂火箭发动机燃烧燃料和氧化剂；这些燃料和氧化剂通过管道、阀门（有时还有泵）以适当的比例从单独的储罐中向发动机供应。因此，这些发动机比固体推进剂发动机复杂得多，且可能包含许多精密加工的运动部件。

与固体火箭发动机不同，液体火箭发动机通常可以关闭，然后再重新启动。某些液体火箭发动机翻新后可以重复使用，但是，固体火箭发动机很少会设计成可重复使用的形式。液体火箭发动机通常是大型航天运载火箭的首选，因为它们可使用给定的推进剂总量提供更多的冲量（利用给定质量流实现更多推力）。

然而，与固体火箭发动机相比，液体火箭发动机制造难度更大，需要更多维护，且发射准备时间更长。燃料和氧化剂也很难运输和储存，因为其通常是有毒的腐蚀性液体，或者需要低温的储存。

**工作原理：**在发射前，燃料罐和氧化剂罐需要装满液体推进剂，并在其液面以上空间用气体加压。在点火前，低温推进剂必须流经发动机部件，使其冷却到液体温度。如果使用泵，其会随着阀门开启而启动，以让推进剂流动。燃料和氧化剂会被注入注射器头部，然后通过小孔在燃烧室内进行混合。其中一种典型的混合方法是，在靠近注射器表面的燃烧室内，许多小股液体燃料和氧化剂成对喷射向对方，以进行混合。在点火时，混合物完全蒸发并燃烧，然后，炽热的膨胀气体以非常高的速度从喷嘴中喷射而出，为导弹提供推力。推力载荷从燃烧室传递至通过连接发动机和火箭级的各种结构部件。

**典型的导弹相关用途：**火箭发动机提供推力，使导弹加速到所需的速度，以达到预定目标。在特定的导弹级，所需的推力可以由一个大型火箭发动机或多个较小的发动机来实现。体积较小的液体火箭发动机可用于操纵再入飞行器的机动飞行。

液体火箭发动机通常用在航天运载火箭上，大型火箭发动机（例如一百万牛顿推力）通常设有多个泵，以便于从低压油箱向高压燃烧室输送燃料。上面各级使用的液体发动机体积依次递减。第三级很可能使用较高的罐压和较低的燃烧压力，以避免使用复杂的泵。

**其他用途：**小型液体火箭发动机广泛应用于卫星和其他航天器的轨道机动和轨道维护，且通常不需要泵。

**外观（视制造情况而定）：**液体火箭发动机的特点是拥有圆柱形或球形燃烧室，燃烧室上安装有一个收拢/扩散的喷嘴。喷嘴通常比发动机的其他部分大（图18和图20）。

喷嘴通过内部流动的推进剂冷却，且可能设有由波纹金属片隔开的金属片壁，或者由一束波状外形的金属管组成。非冷却型喷嘴由难熔金属或烧蚀复合材料制成。注射器是一个平面或曲面面板，其上有许多单独的孔，通常可以通过燃烧室顶部的喷嘴看到。图20显示一个示例的注射器。燃烧室的顶部和两侧设有一系列管道、导管和泵。虽然图20所示的第二级发动机泵由热气轮机提供动力，但图18中的液体发动机体积更小，不使用泵。

**外观（如包装所示）：**液体火箭发动机属于坚固耐用的设备，但必须进行保护，使其免受冲击和潮湿。典型的容器包括大型木箱和金属容器。

### 混合火箭发动机

**属性和用途：**混合火箭发动机（图19）同时使用固体和液体推进剂，通常为固体燃料和液体氧化剂。由于液体氧化剂的流量可以控制，混合发动机可以减少流量或完全关闭，然后再重新启动。因此，混合动力火箭发动机可将固体火箭发动机的简单性与液体火箭发动机的可控性结合起来。



附图19：混合探空火箭发动机。（NASA）

**工作原理：**混合动力火箭发动机使用增压罐或泵将氧化剂送入燃烧室，

且燃烧室采用固体燃料作为内衬填充。泵由气体发生器驱动，而气体发生器则透过燃烧自身的燃料药柱或其他燃料来源提供动力。液体氧化剂与中空燃烧室内的固体燃料混合燃烧，产生炽热的膨胀气体，并通过喷嘴以超音速喷射而出，以提供推力。和固体推进剂火箭发动机一样，燃烧室的外壳采取必要的保护，以免遭燃料燃烧所产生的热量影响——燃料由内而外燃烧。混合动力发动机的喷嘴和发动机壳体与固体火箭发动机的相应部件类似，例如，壳体必须承受燃烧的压力。

**典型的导弹相关用途：**混合动力火箭发动机可用于为航天运载火箭、探空火箭和弹道导弹提供动力。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**一种混合火箭发动机，其高压发动机壳体的顶部装有氧化剂注射器，且底部装有收收/扩散的喷嘴。注射器设有阀门和管道；这些阀门和管道来自压力容器、或储液容器和相关的泵。燃烧室通常采用黑色或灰色的钢材或钛制造，或者采用纤维缠绕石墨或玻璃环氧树脂制成；后者的颜色通常为黄色或棕色。燃烧室内衬有厚厚的固体推进剂；这种配置看起来像一个中空的圆柱、同心圆柱或车轮。喷嘴采用烧蚀材料制成，通常为棕色，或者采用高温金属制成；喷嘴的喉部可能设有耐高温的插入物（见图9）。

**外观（如包装所示）：**混合动力火箭发动机可能完全组装好或部分组装好之后进行运输；各种罐体和相关硬件可能与燃烧室和喷嘴分开单独包装。完全组装好的部件采用木箱包装；各种组件采用板条箱或重纸箱包装。由于导弹使用固体推进剂作为燃料，因此，板条箱必须依据法律规定标有爆炸物或火灾危险等警示标志。但是，由于发动机只含燃料而不含氧化剂，所以，它们的危险性小于普通的固体火箭发动机。



附图20：左侧：一种二级氧/煤油液体推进剂火箭发动机。（Aerojet）右侧：注射器头部的圆形壳体封头（上图）及其底部，显示注射器和挡板（《MTCR设备、软件和技术手册》，第三版（2005年5月））

### 凝胶推进剂火箭发动机

**属性和用途：**凝胶推进剂及其发动机、推进器和推进子系统属于液体推进剂的一个特例。如果燃料罐和氧化剂罐发生破裂，液体推进剂很容易流动并混合在一起，从而导致火灾。凝胶推进剂不容易流动和混合，因此，凝胶推进剂可为液体（相对于固体）应用提供安全的储存方式，例如，各种发动机或推进器可以通过阀门快速开启和关闭的能力。凝胶推进剂的另一个潜在特点是，该类推进剂可通过添加剂来获得更高的能量。虽然高能物质的固体颗粒会沉到液体中，但是，这些颗粒往往会保持悬浮状态，因此可均匀地混合在凝胶推进剂中。

**工作原理：**凝胶推进剂的发动机及其部件（如注射器和推力室）与液体发动机类似。但是，它们的设计细节不同；因为凝胶推进剂发动机需要更高的压力使凝胶推进剂通过狭窄的通道，或者，其需要更大的管道。虽然也有例外，但是，凝胶推进剂更可能使用挤压式推进给料，因为凝胶很难从低压油箱中流入给料泵中。同样，凝胶也不会像液体一样从容器中自然排出。因此，凝胶推进剂的储罐可能会推进剂和加压气体之间设有可移动的隔离器（隔板）或活塞。

**典型的导弹相关用途：**凝胶推进剂最有可能的用途是用于小型推进子系统，如小型导弹、弹道导弹的上面级和再入飞行器的机动操作。考虑需要相对于流动的高压，凝胶推进剂更有可能使用相对较高的油箱压力，并且具有会增加油箱重量的其他特性。由于这些原因，凝胶剂更适合小型推进子系统，而不是各级大型火箭。

**其他用途：**不适用。

**外观（视制造情况而定）：**凝胶推进剂的发动机和推进子系统与液体推进剂的发动机和推进子系统非常相似。但是，如上所述，其尺寸相对较小。

**外观（如包装所示）：**包装需要特别设计，以保护其免受损害，特别是装载有推进剂的导弹子系统。虽然完整的液体推进子系统不能在装满推进剂后运输，但是，凝胶推进剂具有相对的安全性，可能允许装满推进剂后运输。

2.A.1.d. ‘制导装置’，可用于项目1.A中所述的系统，能够实现3.33%的系统精度或更小的“射程”（例如，10公里的EP’（等几率圆）、或300公里的更小“射程”），但如下文项目2.A.1的“说明”中所述专门为“射程”低于300公里的导弹或载人飞行器而设计的制导装置除外；

#### 技术说明：

1. ‘制导装置’集成了测量和计算飞行器位置和速度的过程（即导航）、以及计算和飞行器飞行控制系统发送命令以纠正轨道的过程。
2. ‘CEP’（等几率圆）是一种精度度量；其定义为在特定的范围内以目标为中心的圆的半径，在该范围中，50%的有效载荷将产生冲击影响。

- 加拿大
- 法国
- 以色列
- 朝鲜
- 乌克兰
- 美国
- 中国
- 印度
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 英国

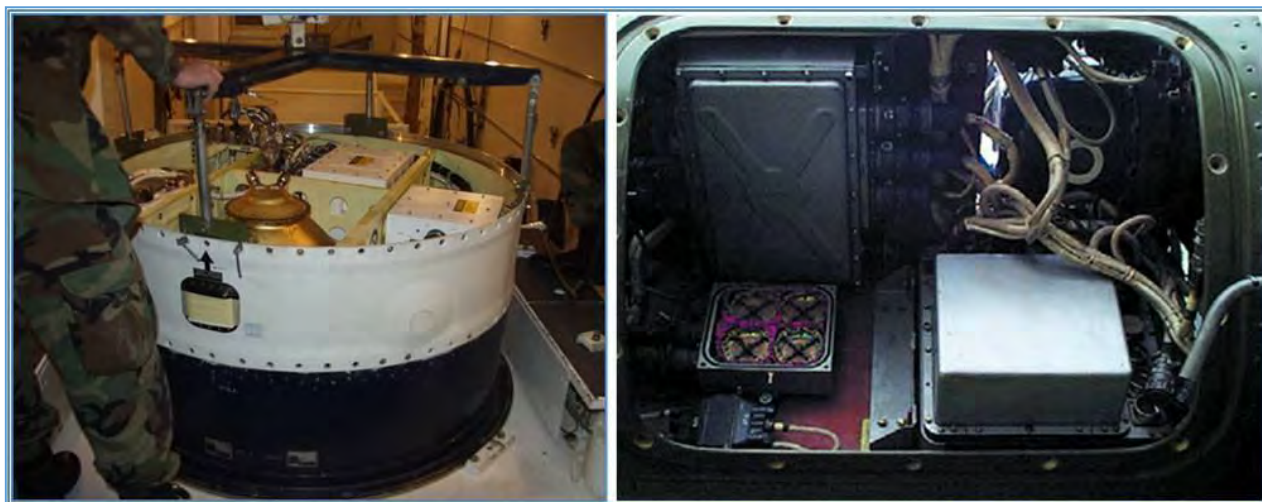
全球化生产



**属性和用途：**制导装置可自动引导飞行器沿着轨道或飞行路线飞行。制导装置由敏感电子、惯性、环境（如压力）、机械和卫星传感器设备等高品质部件组成。任何制导装置的核心都是惯性测量装置（IMU），其包含陀螺仪和加速度计——以允许制导装置感知运动和方向的变化。制导装置可能非常昂贵，每一套成本从几千美元到几百万美元不等；子系统精确度越高，成本就越高。

**工作原理：**制导装置均经过校准，并可在发射前提供有关飞行器位置、速度和方向等信息。

发射后，惯性仪器会检测飞行器的加速度和旋转，并且通常将其转换成电信号。计算装置会将这些信号转换成偏离程序飞行路线的信号，并向飞行控制系统发出命令，以纠正航向。但是，由于惯性仪器本身存在的误差，过一段时间后，导弹往往会偏离航向。航向偏离小于射程3.33%的制导装置受本项目控制。其他制导辅助设备，如全球导航卫星系统（GNSS）接收器、地形参考系统或陀螺天文罗盘等，可用于向制导计算机提供一个或多个中途位置或方向更新，从而提高精度。（《MTCR附件》的项目9.A涵盖导航设备（包括更新设备）。）

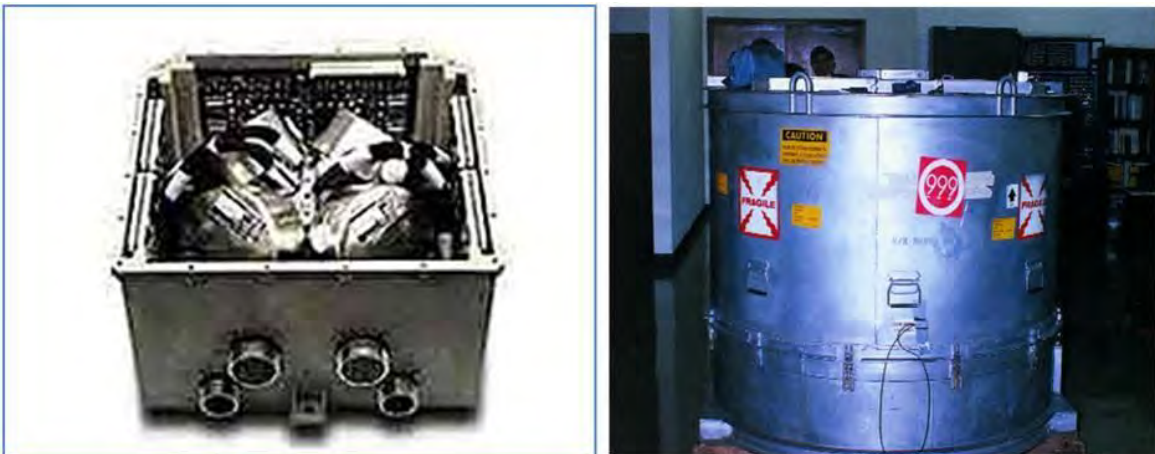


附图21：左侧：正在运往发射设施的导弹制导装置。（Northrop Grumman）右侧：安装在导弹上的一种老款制导装置，由几个部件组成。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

**典型的导弹相关用途：**制导装置是所有导弹系统常见的子系统。弹道导弹制导装置通常属于非常特殊的设备，通常为适应特定的导弹而制造，以承受恶劣的环境，并具有很高的精度。它们设计用于满足太空发射和弹道导弹应用在尺寸、重量、功率和苛刻环境等各方面的严格要求。无人机制导系统，包括用于巡航导弹的制导系统，仍然属于高度专门化的系统，但复杂性有所降低；并且，它们通常作为一个综合导航系统的一部分（详见9.A.），并且通常使用许多其他传感器和接收器进行补充。

**其他用途：**各种类型的制导和导航系统广泛应用于船舶、飞机、甚至一些陆地车辆。

**外观（视制造情况而定）：**如果导弹的结构特点和任务要求发生变化，制导装置的尺寸、重量和外观因导弹的类型而不同。旧款的设计往往更大更重（侧面/直径可达1米左右，重量可达100公斤）；新系统则更加精确，侧面可能只需要30厘米，且重量只有几公斤。大多数装置都装在金属盒里；金属盒为密封设计，但设有可拆卸的检修面板。这些装置通常是矩形，但是可能为圆柱形，或者由几个不同形状盒子组成（图21（左））。制导装置也包括高质量的电气连接器、精密安装表面，在某些情况下，还包括温度控制连接。某些系统会设有一个用万向架固定或浮动的IMU；该IMU安置在一个大致球形的腔体中，且该腔体从制导装置的某个位置凸出来。其他系统则设有独立于电子设备的IMU。



附图22：左侧：一种制导和导航系统，其设计旨在满足长期航天任务的需求。（Northrop Grumman）  
右侧：用于洲际弹道导弹制导系统的运输容器。

现代捷联式制导子系统在外观上通常为盒状。图22显示了已拆除检修面板的制导和导航子系统。如果其应用场景需要制导装置适应较小的空间，某些现代捷联式制导子系统则会偏离原始的盒状形状。

**外观（如包装所示）：** 由于大多数制导装置都非常昂贵，且对冲击造成的损坏非常敏感，所以，其都采用有衬垫的容器进行运输；其中某些容器为专门设计，并且采取密封形式，以防止受潮。这些容器通常都贴有标签，提示小心搬运。其可能使用多种容器形式，包括特殊的鼓、盒和金属手提箱。

2.A.1.e.可用于项目1.A中所述各个系统的推力矢量控制子系统，但下文项目2.A.1.的“说明”中规定设计用于不超过项目1.A.所述系统“射程”/“有效载荷”的火箭系统的推力矢量控制子系统除外。

#### 技术说明:

2.A.1.e.包括以下实现推力矢量控制的方法:

- a. 挠性喷嘴;
- b. 注液或二次注气;
- c. 移动式发动机或喷嘴;
- d. 废气流偏转（射流叶片或探头）;
- e. 使用推力片。

- |        |       |
|--------|-------|
| •中国    | •法国   |
| •德国    | •印度   |
| •以色列   | •意大利  |
| •日本    | •朝鲜   |
| •俄罗斯联邦 | •塞尔维亚 |
| •西班牙   | •乌克兰  |
| •英国    | •美国   |

全球化生产



**属性和用途:** 推力矢量控制（TVC）子系统可通过稍微改变通过火箭喷嘴喷出的热气体方向来改变轴向推力，从而调整导弹的飞行方向。

**工作原理:** 操纵导弹调整方向可采用几种不同的方法。一般来说，这些方法都会使发动机推力稍稍偏离导弹中心线，从而引导导弹转向。无论推力矢量控制子系统的具体设计或名称，本项目下的出口控制都适用。液体火箭各级通常通过旋转一个或多个发动机来改变推力方向；这个过程称为万向架动作——命名来自其万向支架；

该支架在一个或多个轴上均设有旋转轴承。相比之下，大多数现代固体火箭发动机使用挠性喷嘴。这两种方法都要使用安装在导弹框架上的伺服机械执行机构来不断推动和拉动发动机或火箭喷嘴，使其稍向一侧偏转。或者，还可以通过转动固定火箭喷嘴内的可移动喷气叶片，使废气发生偏转，从而实现转向；或者将额外的气体或液体从侧面引入喷嘴（注液）来实现转向。

喷气发动机叶片是一种较老的技术；其要求材料能够承受极端温度，因为该叶片会一直浸没在火箭排气中。一种冷却器运行的替代方案是推力片，其通常采用四个桨叶，在喷嘴出口的边缘旋转交替进出热气流中。其安装在喷管半径之外的出口处，并且围绕着与导弹平行的轴而旋转。从侧面喷射的液体会使得通过喷嘴的排气气流偏离中心轴，从而造成不对称流动和偏离中心线方向的推力。

导弹转向的另一种方法是，在主发动机周围的四个点设置小型液体推进剂发动机。这种微调发动机的启动和关闭只是为了操纵导弹，如同卫星姿态控制一样。



在后一种实现方法中，导弹上的微调发动机可以在主喷嘴没有推力的情况下，在海岸巡航阶段引导导弹重新定向。

**典型的导弹相关用途：**推力矢量控制子系统可根据制导系统的指令改变火箭的推力方向，因此引导导弹转向。其是航天运载火箭和弹道导弹系统的必要项目，并可用于一些无人机系统，尤其是巡航导弹的助推发动机。

**其他用途：**各种不同类型的推力矢量控制子系统可用于先进战斗机、研究飞行器和航天器。

**外观（视制造情况而定）：**推力矢量控制组件可能包括安装环（如万向架）、液压执行机构杆、阀门、导管或管道，以及专用的控制电子设备。机电执行机构是液压执行机构的一个更现代化替代品。图12的左侧展示了大型液体火箭发动机推力矢量控制电子箱的示例。安装环连接到喷嘴的喉部区域，且足够坚固，能够承受全推力条件下所施加的力矩。一个驱动系统连接到安装环、发动机本体、或直接连接到喷嘴。

液压执行机构杆为圆柱形，长度可能15厘米到45厘米，直径3厘米到8厘米，或者根据导弹的大小而定（图23（右））。根据制导系统向执行机构阀门发出的信号，其可推动或拉动发动机或喷嘴。可采用驱动小型涡轮泵的气体发生器（基本上是一个小型固体火箭发动机）的方式给液压油加压。同样，涡轮机还可以驱动发电机，为机电执行机构提供动力。安装环和执行机构杆均由高强度金属制成，如不锈钢或钛金属；执行阀可能采用不锈钢外壳。

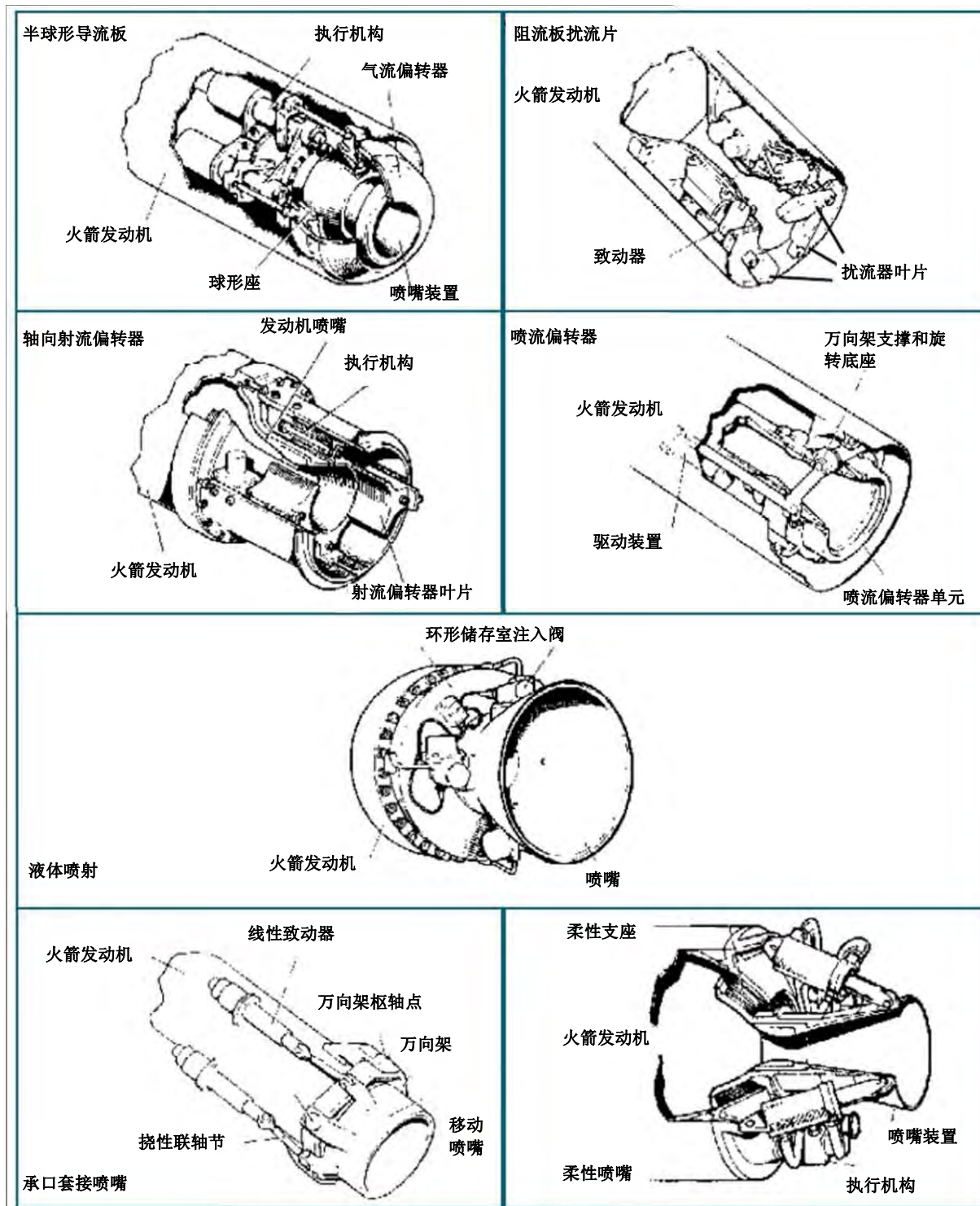


附图23：左侧：一种用于大型运载火箭应用的推力矢量控制电子箱。（Moog, Inc.）中间：安装在弹道导弹尾部的四个喷气发动机叶片。（俄罗斯军方）右侧：一种用于航天应用的精密定位线性驱动机构。（Moog, Inc.）

实现注气或注液推力矢量控制最常见的方法是将气体或液体储存在储罐中，然后通过输送管道、阀门、或歧管和注射器测量控制其注入火箭喷嘴的数量。储罐通常是采用复合材料包覆的圆柱形压力容器；其大小和重量各不相同。其额定压力通常为7兆帕（1000帕斯）。气体或液体输送管道（对于较小的发动机，直径约为1厘米）、控制阀和注射器通常采用不锈钢制造。

喷气叶片安装在排气喷嘴的后部或内部，并可根据导弹制导系统的指令旋转，以改变推力的方向。其看起来就像小型的翅膀，通常长30厘米，高15厘米（具体尺寸因发动机大小而异）。这些叶片采用耐高温材料（如碳、碳衍生物）或难熔材料（如钨）制成。图23的中心图像展示安装在弹道导弹尾部的四个喷气叶片。虽然叶片是平的面板，但根据图像所示，其尾部边缘设有指向导弹中心轴的浅色线条。

**外观（如包装所示）：**万向环的直径通常为15厘米到50厘米，可能会作为一个组件（双环允许两个旋转轴）在适当的容器中运输，以防止损坏。虽然导弹级上的单个喷嘴需要两个垂直的运动方向，但是，使用多个主发动机可以使每个喷嘴只向一个特定的方向运动；或者，如果有很多喷嘴，有些喷嘴根本不运动。执行机构杆和阀门外观和商业杆和阀门一样。阀门包装在塑料袋内，以防止粗糙的颗粒侵蚀。由于这些物品可能相当重，所以，它们会安全地装在由金属或木材制成的坚固容器中运输。注气罐或注液罐的包装与丙烷罐等商业产品类似。与所有昂贵的设备一样，注射器和阀门通常包装在有衬垫的容器和塑料袋中，以防止污染。



附图24: 固体火箭发动机推力矢量控制的七种选择。(British Aerospace Defense Limited)

2.A.1.f.武器或弹头的保险、备炸、引信和击发机制，可用于项目1.A.中所述的系统，但下文项目2.A.1的“说明”中规定用于项目1.A所述系统外所设计的安全、备炸、引信和击发装置除外。

**说明：**

如果子系统的出口受制于上述预期最终用途的最终用途说明和数量限制，则上述项目2.A.1.b.、2.A.1.d.、2.A.1.e.和2.A.1.f.中的例外情况可能会被视为类别I项目。

**•用于高级再入飞行器的引信系统**

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

•其他类型的SAFF组件，特别是用于飞行器的SAFF组件，也很常见。

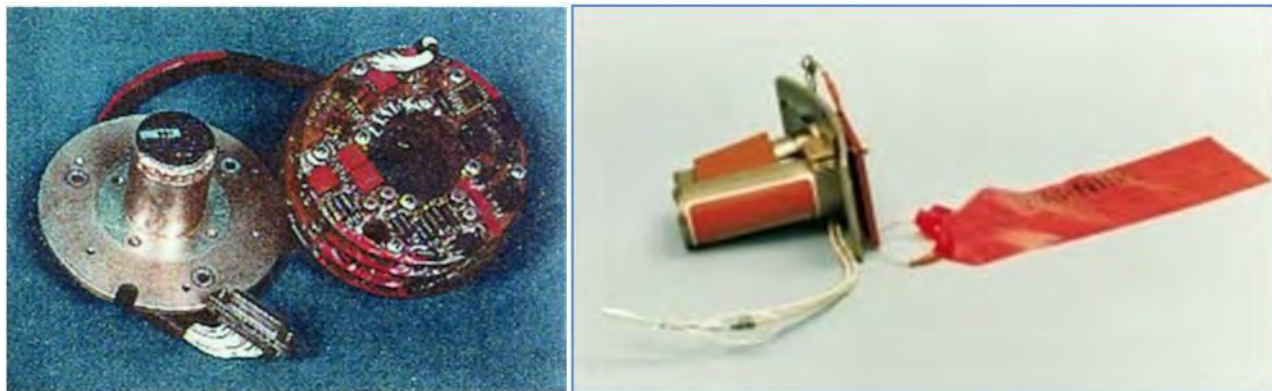
全球化生产



**属性和用途：**弹头保险、备炸、引信和击发（SAFF）机制通常采用电子或机电设备，使导弹有效载荷（弹头）在即将到达目标前解除保险系统，然后触发引信并引爆爆炸物。

**工作原理：**在发射前，大多数SAFF子系统通过机械或电气方式隔离弹头和发射系统，以确保弹头安全（无法引爆）。发射后，SAFF子系统移除弹头的联锁，并使弹头进入备炸模式。弹头备炸可能会在发射后一段时间后发生，或在感测到预先编程的轨道或某些环境条件变化（如预期的减速）后发生。低端技术的SAFF子系统使用气压开关来实现保险和备炸功能。

引信决定何时满足引爆标准。常见的引信包括定时器、加速度传感器和高度传感装置，如气压开关或有源雷达。当有效载荷达到预定的标准时，将生成一个信号并发送到击发装置。然后，高压电容器击发（放电）并向弹头雷管输送电流。有效载荷也可能采用碰撞或接触引信；其在有效载荷击中目标并开始解体时会感测到，并引爆弹头。这些引信可能作为高度传感系统的备份，或者用于需要目标冲击的任务。在制导系统确定已经到达目标，可在空中引爆弹头或射出子母弹的巡航导弹将解除保险并击发。或者，其还可以使用雷达或激光高度计、近炸引信和接触引信。SAFF子系统可能包括某些或多有这些选项，以作为冗余设置。



附图25：左侧：再入飞行器SAFF系统加速度计及其相关电子设备。右侧：带有安全板和警告标签的导弹引信。  
(Kaman Aerospace Corporation)

基于雷达的弹道导弹引信机制需要相对较高频率（s波段或c波段）的发射器和透射窗材料，如高纯度二氧化硅，以保护指向外面的天线免受再入时所产生的热量影响。对于导弹应用，接触引信额定在100克到500克之间。使用加速度计的高技术弹道导弹引信机构则要求仪器能够达到100克或更高额定。

**典型的导弹相关用途：**所有携带爆炸物弹头的导弹系统都需要某种形式的SAFF子系统，以确保武器在发射前保持，并在发射后按计划引爆。由于SAFF子系统通常针对特定导弹的内部配置和功能进行定制，因此，针对非导弹应用对其进行修改并不划算。

**其他用途：**导弹SAFF子系统所涉及的基本引信和发射技术可用于所有带有爆炸物弹头的弹药项目。更先进的引信机制则用于先进的炮弹和子弹；这些引信可通过有源雷达或积分加速度计来确定引爆的时间或高度。用于导弹弹头的击发技术也可用于商业上所有使用炸药的活动，例如，道路建设、矿场挖掘和建筑物拆除等。



附图26：带有爆炸物警告标签的木质容器。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））

**外观（视制造情况而定）：**导弹的SAFF子系统和包装并不会以单个装置提供；相反，它们由单独的组件和子系统组装而成（图25）。这些组件通常采用小型的铝封装，带有输入/输出电子连接器。简单的引信通常安装在铝制圆筒内，直径从1厘米（压碎引信）到几厘米（接触引信）不等。更高技术的引信机制可能涉及各种精密仪器，如加速度计或有源雷达发射器及天线。

**说明：**

如果子系统的出口受制于上述预期最终用途的最终用途说明和数量限制，则上述项目2.A.1.b.、2.A.1.d.、2.A.1.e.和2.A.1.f.中的例外情况可能会被视为类别II项目。

**外观（如包装所示）：**与大多数电子产品一样，SAFF子系统装在缓冲容器中运输，其中有些是特殊的气密容器，以防止受潮。这些容器通常都贴有标签，提示需要小心搬运。其可能使用多种适合的容器形式，包括特殊的鼓、盒和金属手提箱。然后，所有这些容器可会装在附有爆炸物警告标签的木箱内（图26）、或装在普通纸板箱内运输。

**2.B 所示测试和生产设备**

2.B.1. 专门设计用于项目2.A中所列的各种子系统的“生产设施”。

- 阿根廷
- 加拿大
- 埃及
- 德国
- 以色列
- 日本
- 朝鲜
- 巴基斯坦
- 塞尔维亚
- 西班牙
- 叙利亚
- 英国·美国
- 巴西
- 中国
- 法国
- 印度
- 意大利
- 利比亚
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞典
- 乌克兰

**全球化生产**

**属性和用途：**子系统生产设施通常是大型工业园区，设计用于生产各种主要组件，如固体推进剂火箭发动机或液体推进剂火箭发动机、制导和控制设备、或再入飞行器。生产设施中会使用桥式起重机来移动重物。大型X射线设备可用于检查焊接或导弹推进剂中的空洞和裂纹。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。制导子系统和再入分系统制造设施的特点包括净室和过滤空气系统，并且通常进行温度和湿度控制。技术人员必须穿特殊的衣服，以控制粉尘、或绒线和静电。制导仪器制造的首要条件是严格的过滤系统。空气通过高效微粒吸收（HEPA）过滤器进行过滤；且过滤器通常覆盖净室的整个天花板区域。

**工作原理：**弹道导弹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。

少数发动机外壳的样本会使用专门的试验设备进行强度试验。这里，发动机外壳将接受静水压测试，加压至其爆炸点，以确定其承受压力的能力，并验证用于大批量制造发动机外壳的制造工艺。将发动机外壳密封，注水并加压直至破裂。在发动机外壳上安装各种仪器，并记录下压力和应变，步骤如同测试水压的过程一样。通常，测试过程将用视频记录下来，以便于进行详细的故障分析。

液体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、装配和清洗。较大的推进剂罐总成通常在板料成形设施中制造；并且，在这设置中，板料轧制成圆柱形，然后沿着轴向接缝焊接在一起。然后将壳体端盖焊接到制作好的钢质圆柱体上。此类焊接和其他焊接会在导弹上形成潜在的故障点，因此必须进行彻底的检查。通常会采用无损X射线或其他方法来检查这种焊接接缝。这些导弹组件将使用桥式起重机搬运到运输夹具或从其上搬运下来。

精确制导子系统的生产对所有弹道导弹生产设施提出了最高的要求。高质量惯性仪器的制造需要大量高技能人才。在制造过程中，需要充分注意紧公差小型化机电组件生产的细节。导弹制导子系统制造设施需要精密设备和净室条件，以制造和测试单个制导仪器，然后将它们组装成制导子系统。在这个过程中，会使用吊装葫芦和起重机将零部件搬运到运输夹具和运输容器，或从其中搬运下来。

**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2.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）：** 生产导弹部件需要几个单独和专门的设施。固体推进剂发动机所用的夹具通常为大型、重型结构。混合和制造火箭推进剂是一项危险的工作，通常会在一个隔离的地点完成，以尽量减少爆炸所造成的后果。可能会使用到大直径管道和大容量的坑洞，其中可能包括用于火箭发动机抽真空的设施。可以看到星形或多翅状的心轴。

液体推进剂火箭发动机的生产设施可能会用到较小的结构，但通常需要大型试验台。中程弹道导弹和小型导弹可以在任何装备精良的大型机械车间设施中制造。

实验室需要配备质量保证设施。其中将包括净室、气流工作台、花岗岩面板、精密测量设备，包括扫描电子显微镜（SEM）、坐标测量机、探测能力低于百万分之5的气体嗅探器以及其他所需的专业测量设备。组装高科技再入飞行器的工位包括净室，以确保备炸装置和引信部件的可靠性，以及各种平衡台，以用于配置适当位置的重心。在这个过程中，会使用吊装葫芦和起重机将易碎零部件搬运到运输夹具和运输容器，或从其中搬运下来。

增材制造（AM）机器几乎可以放置在任何地方。典型的粉体熔化成型（PBF）设备和定向能量沉积（DED）设备尺寸为2.2m x 1.1m x 2.3m；而所有辅助设备可放置在5.3m x 4.1m的房间内。房间将需要进行环境控制，以保持必要条件下的温度和相对湿度。

**外观（如包装所示）：**这些设施的新备件或替换备件有时太大、太重，无法打包并作为完整的部件运送到生产厂房。因此，其部件通常单独装在板条箱中或固定在受保护的货盘上运输，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。

### 2.B.2. 专门设计用于项目2.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、用于筛分和过滤推进剂组分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子系统的设备。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。



附图27：大型铣床。（Yasda Precision Tools, K.K.）



- 阿根廷
- 加拿大
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 利比亚
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 巴西
- 中国
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 朝鲜
- 巴基斯坦
- 塞尔维亚
- 西班牙
- 叙利亚
- 英国

## 全球化生产



许多发动机外壳可能都采用钢材制造。在一种方法中，会对钢板进行轧制和焊接，以达到壳体设计要求的尺寸和强度。其他技术可通过挤压或在芯轴上滚压成型金属来形成电机的圆柱体部分。然后通过滚压成型或模具成形来制作外壳端盖的圆顶部分。挤压和滚压成型钢材可通过减少所需焊接的数量来减少成品发动机外壳上可能出现的故障点数量。

某些发动机制造设备（包括缠绕机）可将带环氧树脂或聚酯树脂涂层的强力纤维铺在旋转的芯轴上，制造出具有极高强度重量比的复合部件。缠绕作业完成后，零件需要高压釜和水釜固化才能完成加工。

在固体推进剂发动机生产装置中，最大、最独特的设备当属推进剂混合站。该设施必须足够大，才能容纳推进剂材料、混合器和用于制造发动机级的其他工具。首先将固体推进剂成分（燃料、氧化剂和其他添加剂）的尺寸减小到合适的直径，然后与合适的粘合剂混合，直到混合物变得均匀（称为“药柱”）。如果能在真空中完成混合过程，则可将药柱中的气泡数降至最低。（气泡表示燃烧表面增加，在燃烧过程中可能会导致出现压力峰值和发动机外壳故障。）推进剂成分完全混合后，将混合物输送到发动机壳体内。有三种主要的方法将推进剂装入发动机壳体内。推进剂可倒进发动机外壳内（一种称为“推进剂浇注”的过程，有时在真空下进行），泵送入壳体内，或者，如果推进剂足够坚硬，还可以通过模具挤出，然后再插入壳体内。

必须在壳体壁和推进剂之间设置隔热材料，以防止壳体因燃烧热量而失效。隔热材料通常为一层薄的合成橡胶材料，如乙丙二烯单体（EPDM）。使用特殊的喷涂器，可在发动机壳体内部喷涂一层隔热材料薄层，或在缠绕和固化复合发动机壳体的芯轴上喷涂一层隔热材料。

大多数现代固体火箭发动机的喷嘴均采用大块石墨或多维碳碳钢坯制成。石墨钢坯采用细粒石墨粉末经高温高压成型而成。碳碳钢坯以编织碳纤维预成型件为基础，

在超高压力和温度条件下，这些预成型件通过煤焦油沥青或碳氢化合物气体反复致密化。在此过程中，可能会使用等静压机。然后，所形成的碳碳或石墨钢坯加工成预期的喷嘴形状。

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。例如，推进剂开关阀需要铣床（如图27所示）来加工金属部件，如壳体、阀座和针形阀。电磁线圈连接到针形阀上，阀门通过专用的焊接设备安装在装配夹具（卡具）上进行焊接。此外，还会执行其他最终组装操作。组装好的阀门会使用专门的设备进行一系列检查，以确保它们满足所有采购规格要求。泄漏检查需要使用高压氦气和至少精确到百万分之五的气相色谱仪。将使用自动测试机在液体流经阀门时对推进剂开关阀执行重复驱动检测，以确保阀门满足所要求的开关循环次数。许多其他验收测试均在生产和交付过程中完成。

随着新的制造技术不断发展，工具、电子产品和导弹部件的制造方式也在不断发展。先进的制造技术不断成熟，并且不断改变着生产环境。增材制造（AM）是成熟最快的领域之一。增材制造（AM）有时会被称为“3D打印”，已从塑料原型发展到完全生产聚合物、塑料、复合材料、电子、金属和陶瓷等多个领域。

金属/陶瓷增材制造机械可利用粉体熔化成型（PBF）、定向能量沉积（DED）或混合工艺熔融/烧结金属/陶瓷粉末或金属丝，以生产各种零件和工具。粉末/金属丝的种类繁多，从铝、铜、钛等有色金属到不锈钢等含铁金属，再到用于导弹技术的高强度/高温合金。

截至2016年，行业现状将PBF系统零件尺寸限制为250 x 250 x 325毫米，但有些机器可以生产800 x 400 x 500毫米的零件。DED系统能够通过增材制造方式来制造更大的部件，整体尺寸高达5791 x 1219 x 1219毫米。

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。

组件完成测试并交付到最终组装区域后，即进行推进子系统组装，然后进行大量的测量和检查，以验证完工的子系统是否与设计相符。此时，推进子系统可进行测试，以验证其是否满足各项要求。

用于制造惯性制导设备的设备属于极其专业的设备。需要专用的工装来加工精密铸件、轴承、滑环、扭力器和微电子器件，然后将这些零件加工成陀螺仪（gyros）和加速度计。

此外，还需要专门的设备来精确测量和检查成品组件。陀螺仪转子和浮箱必须经过精密加工，以实现统一的壁厚均匀度、表面光洁度和对称性。球体、气体或宝石轴承也必须经过精密加工。

（陀螺仪转子需要直径小于八分之一英寸的不锈钢轴承，且公差为千万分之一英寸。）此外，这些惯性仪器使用迷你或微型电路来拾取和放大位置信息。如果任何一个制造和精加工程序存在缺陷，整个子系统将遭受随机力矩影响。随机力矩会产生漂移，影响陀螺仪的精度，进而影响制导子系统的精度。

计算机操作的测试站和转盘可评估各个制导子系统组件的偏置、灵敏度和惯性仪器的其他固有特性。这些测量值会记录下来，并与其他测试站进行确认。这些数据也将作为设备常量发送到计算机上，以用于建立和测试导弹的飞行计划。制导子系统组件会在一个净室环境中组装到最终结构中，并进行测试，然后再运送到导弹装配设施或进行储存。组装完成后，将对其进行测试，以确认其机械完整性以及其能否在发射和飞行的振动和热量条件下正常运行。这些测试站通常设在制造设施内或附近，包括计算机操作的振动台、转盘和环境试验箱。

专门生产再入飞行器的设备包括高温烤箱和控制系统；其用以制造陶瓷或烧蚀材料，以用于保护再入飞行器免受再入地球大气层过程中所产生的热量影响。

### 2.C.材料

完全没有。

### 2.D.软件

2.D.1. 专门设计或修改以“用于”项目2.B.1中所述“生产设施”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。

- 阿根廷
- 加拿大
- 埃及
- 德国
- 伊朗
- 意大利
- 利比亚
- 挪威
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 瑞典
- 乌克兰
- 美国
- 巴西
- 中国
- 法国
- 印度
- 以色列
- 日本
- 朝鲜
- 巴基斯坦
- 塞尔维亚
- 西班牙
- 叙利亚
- 英国

### 全球化生产



每台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。CAM生成的G代码程序必须经过后期处理，以用于特定的机床数控系统。通用G代码生成程序和资源库可从公共领域获得。

**典型的导弹相关用途：**数控机床广泛应用于导弹系统零件的制造和测试中，并可依靠内部软件和CAM软件制造各种导弹系统的零部件。下面将介绍一些数控机床用于制造导弹系统部件的范例。

计算机控制机床和增材制造（AM）机器已用于制造液体推进剂火箭发动机的核心主注射器和多元件预燃室注射器。

诸如薄板扩散键合等工艺可以使用由计算机控制的烤箱。等离子喷涂和其他类型的材料涂层（如电镀）等都由计算机控制进行。

液体推进剂火箭发动机的部件（注射器至燃烧室、以及燃烧至喷嘴的部件）通常采用焊接方式，但地面试验装置除外。这种“轨道式”焊接（绕圆柱体表面360度）目前由计算机控制，且需要特别量身定制的软件。

生产物品的检验也越来越多地由计算机控制进行。例如，注射器包含数百个注射孔，而这些孔的大小、位置和方向必须经过严格验证。这项检查使用计算机控制的光学比较仪进行，且需要特别开发的软件。

自动化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和再入飞行器的鼻锥尖端。

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子系统常数。

- 阿根廷
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 英国

- 澳大利亚
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 巴基斯坦
- 韩国
- 乌克兰
- 美国

### 全球化生产



**其他用途：**在经修改后，用于操作导弹部件和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，用于生产火箭组件的软件以计算机程序的形式存储在印刷、光学、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）：**载有导弹生产控制软件的磁带、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）可通过计算机网络传送。

### 2.D.2. 专门设计或修改以“用于”项目2.A.1.c中所述火箭发动机的“软件”。

**属性和用途：**专门为固体、混合或凝胶推进剂火箭发动机或液体推进剂火箭发动机设计或修改的软件，通常集成在机载飞行计算机软件中，且可执行多种任务。对于火箭发动机，该软件将监测压力和温度等传感器数据，并控制事件测序，如发动机点火、发动机关闭、气体发生器点火、启动推进剂流（许多阀的开启和关闭）和其他离散事件（按时间或按次序）。这些事件可以由来自发射设施或移动发射装置、惯性导航系统、其他传感器或飞行计算机的内部或外部信号发起。

对于液体推进剂发动机，发动机控制系统的某些方面可以集成到机载飞行计算机软件中，例如燃烧室压力或推进剂混合比的控制，后者会使用传感器来测量燃料罐中剩余的推进剂量。最后，推力矢量控制子系统的某些元素可视为属于发动机的一部分，例如，万向架喷嘴的执行机构、万向架发动机系统或高度控制推进器。机载飞行计算机软件将控制推力矢量控制子系统的这些组成部分。此类别还包括专门设计用于维护火箭发动机的维护和诊断软件。此类别的大多数软件用于在飞行前进行自动化电气测试。

**工作原理：**飞行程序接收各种信号，例如，来自发射设施或移动发射装置的发射信号，然后按照适当的顺序发送信号，以完成动作。对于某些固体推进剂火箭发动机，其将包括启动生热电荷所需的信号，以点燃发动机壳体中的固体推进剂药柱。对于某些液体推进剂火箭发动机，飞行计算机将发送一个信号，启动固体推进剂的气体发生器，以启动涡轮泵的涡轮，同时打开阀门，让推进剂流入燃烧室。所有这些功能都将集成到飞行软件中，从发射开始控制所有各项导弹功能。飞行计算机通过其控制系统组件发出所有必要的命令和信号，以在设计参数范围内完成飞行。虽然理论上可能将发动机或发动机控制软件与飞行计算机和软件分离，但这实际上不大可能实现。用于维护这些发动机的软件可安装在发射设施或移动发射装置软件、机载地面控制软件或自主诊断设备中。

**典型的导弹相关用途：**固体、混合或凝胶推进剂火箭发动机或液体推进剂火箭发动机的控制软件通常集成到机载飞行软件中，以确保通过飞行软件对所有导弹子系统进行无缝控制。维护软件可安装在发射设施或移动发射装置、机载地面控制软件或自主诊断设备中。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**通常，用于火箭发动机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。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）：**载有火箭发动机控制软件的磁带、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）可通过计算机网络以电子方式传送。

2.D.3. 专门设计或修改以用于项目2.A.1.d中所述“制导装置”运行与维护的“软件”。

**说明：**

项目2.D.3. 包括专门设计或修改以用于提升“制导装置”性能来实现或超越项目2.A.1.d中所规定精准度的“软件”。

- |       |         |
|-------|---------|
| • 阿根廷 | • 澳大利亚  |
| • 巴西  | • 加拿大   |
| • 中国  | • 法国    |
| • 德国  | • 印度    |
| • 以色列 | • 意大利   |
| • 日本  | • 巴基斯坦  |
| • 葡萄牙 | • 俄罗斯联邦 |
| • 韩国  | • 乌克兰   |
| • 瑞典  | • 英国    |
| • 美国  |         |

全球化生产



**属性和用途：**在火箭系统上，制导和控制仪器主要安装在制导段的一个稳定平台上。该稳定平台由飞行计算机控制。飞行计算机软件从安装在该平台上的仪器上收集信息，处理数据，然后向该平台上的设备发出信号，以确保其保持对齐和稳定。火箭发射时，在整个飞行过程中，飞行计算机会持续控制该稳定平台的方向。其会收集加速度计的信息，并整合数据来确定速度和位置。其还会确定火箭与程序飞行路径的偏差，并向飞行控制系统发出纠正信号。

**工作原理：**安装在火箭系统稳定平台上的加速度计和陀螺仪会持续感测由于局部重力所产生的加速度和地球自转所产生的扭力。这些力量往往会使平台漂移，因此需要进行纠正。飞行计算机软件会收集和来自每个陀螺仪的响应数据，包括关于单个仪器的信息（如偏置、漂移率和偏移量），并向安装在万向架内的扭矩电机发出信号，以使得该平台相对于旋转的地球保持稳定。火箭发射时，在整个飞行过程中，飞行计算机会持续控制该稳定平台的方向。在发射和动力飞行过程中，它会收集不断变化的加速度计数据，并将这些数据汇总起来，以确定速度和位置。在执行这些计算的同时，飞行计算机还会确定所感测到的程序飞行路径偏离，并向飞行控制系统发出纠正信号。在确定速度合适且火箭处于正确的高度后，计算机会在较小的时间间隔内发出一系列指令，以终止推力，并（在某些系统上）分离再入飞行器。

无人机制导子系统（包括用于巡航导弹的子系统）可以使用集成导航系统来增强惯性系统，以精确地飞向目标。这些系统的输出集成在飞行计算机中，以提供高度精确的导航。在确定偏离飞行路径时，飞行计算机会向飞行控制系统发出纠正方向指令，以保持正确的飞行路径和高度。

**典型的导弹相关用途：**此软件用于无人机或火箭系统在飞向目标过程中的操作和维护。

**其他用途：**这类软件几乎没有与导弹无关的用途，但也可能用于军用飞行器行业，以改进飞行器的制导系统。

**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。



## 2.D.4. 专门设计或修改以用于项目2.A.1.b.3中所述子系统或设备运行与维护的“软件”。

- 阿根廷
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 葡萄牙
- 韩国
- 乌克兰
- 美国
- 澳大利亚
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 巴基斯坦
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**再入飞行器的软件用于监控保险、备炸、引信和击发（SAFF）子系统，并集成专门设计用于提高再入飞行器精度的终端导航系统。

**工作原理：**根据其设计，只有在SAFF机制确定满足特定的安全限制条件后，导弹再入飞行器所载的有效载荷才会激活（引爆、打开、射出字母弹药等）。这些限制包括接收定时、加速、减速和气压信号、计算机生成且与导弹对程序弹道感测精度有关的信号，以及由设计者确定的其他信号。再入飞行器的计算机也有一个终端制导系统；在运行后，可使用综合导航系统中配置的若干雷达、传感器和制导子系统组件精确引导再入飞行器飞向目标。

某些武器可用适当的雷达反射信号激活。雷达子系统必须在测试台上进行测试，以确定其工作可靠性。整套再入飞行器子系统会通过一系列飞行和地面测试进行测试和评估。再入飞行器中安装的遥测系统会向地面站提供子系统的工作性能数据。在飞行测试之前，将使用软件对这些遥测系统进行测试，以验证其运行可靠性。

**典型的导弹相关用途：**此软件用于从再入飞行器内的集成导航系统收集信息，并操作终端制导系统和再入飞行器SAFF机制。

**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、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）：**这些磁带、软盘、可移动硬盘、光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（包括文件）可通过计算机网络传送。

## 2.D.5. 专门设计或修改以用于项目2.A.1.e中各子系统运行与维护“软件”。

- 阿根廷
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 葡萄牙
- 韩国
- 乌克兰
- 美国
- 澳大利亚
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 巴基斯坦
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 英国

全球化生产



**属性和用途：**此软件用于操作推力矢量控制（TVC）子系统；而该子系统则用于在加力过程中控制弹道导弹和部分巡航导弹的弹道。

**工作原理：**弹道导弹采用推力矢量控制（TVC）子系统来进行弹道控制。飞行计算机会向TVC子系统发出方向修正或转向信号，以操作与液体推进剂火箭发动机、固体推进剂导弹发动机喷嘴、液体喷射推力矢量控制装置、喷气叶片或其他装置连接的执行机构，使推力发生偏转。在执行机构动作后，速度和距离信息会从TVC位置传感器作为反馈信号发送回计算机；然后，该反馈信号将用于修改方向修正或转向命令。推力矢量控制软件几乎是机载飞行应用程序中不可分割的一部分。

**典型的导弹相关用途：**此软件用于操作弹道导弹和部分巡航导弹上使用的推力矢量子系统。

**其他用途：**类似的软件也可用于民用和军用飞行器行业。翼型控制表面使用类似于弹道导弹上使用的伺服传动机构和位置指示器。

**外观（视制造情况而定）：**通常，用于操作推力矢量控制子系统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。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）可通过计算机网络传送。

2.D.6. 专门设计或修改以用于项目2.A.1.f中各个系统运行与维护“软件”。

**说明：**

根据预期最终用途的适当最终用途说明，项目2.D.2.

- 2.D.6.管制的“软件”可能会被视为类别II项目，具体如下：

1. 如果专门设计或修改用于液体推进剂远地点发动机、设计或修改用于项目2.A.1.c的“说明”中所述的卫星用途，则属于项目2.D.2的范畴；
2. 如果专门设计用于“射程”低于300公里的导弹或载人飞行器，则属于项目2.D.3的范畴；
3. 如果专门设计或修改用于专为非武器有效载荷而设计的再入飞行器，则属于项目2.D.4的范畴；
4. 如果设计用于不超过项目1.A.所述系统“射程”、“有效载荷”的火箭系统，则属于项目2.D.5的范畴；
5. 如果设计用于项目1.A所述系统以外的其他系统，则属于项目2.D.6的范畴。

- 阿根廷
- 巴西
- 中国
- 德国
- 以色列
- 日本
- 葡萄牙
- 韩国
- 乌克兰
- 美国
- 澳大利亚
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 巴基斯坦
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 英国

全球化生产



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、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）：**这些磁带、软盘、可移动硬盘、光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（包括文件）可通过计算机网络传送。

**属性和用途：**再入飞行器中的软件用于监测再入飞行器中的保险、备炸、引信和击发（SAFF）子系统。

**工作原理：**根据其设计，只有在SAFF机制接收到数据并确定满足特定的安全限制条件后，导弹再入飞行器所载的有效载荷才会激活（引爆、打开、射出字母弹药等）。这些限制包括接收定时、加速、减速和气压信号、计算机生成且与导弹对程序弹道感测精度有关的信号，以及由设计者确定的其他信号。

**典型的导弹相关用途：**此软件用于维护再入飞行器和储存在其中的有效载荷的安全。

设计或修改用于在最后一步点燃将卫星送入预定轨道的液体推进剂火箭远地点发动机通常为挤压式发动机。换言之，其并不使用涡轮泵，因为使用高压氦气瓶给相对较小的推进剂罐进行加压更加划算。在子系统层面，液体远地点推进子系统的软件包括轨迹仿真程序；通常，这种计算机代码可模拟具有六个自由度的三维运动。这种标准代码可以用于任意大小的导弹或航天运载火箭；并且，其中一些代码已进入公共领域。特定远地点发动机或定站发动机所采用的代码必须针对其量身定制的子系统进行评估。

## 2.E.技术

2.E.1. 根据《通用技术说明》，用于项目2.A、2.B或2.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2.E.1中管制的技术涵盖项目2.A、2.B或2.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子系统所需的技能。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：**建造弹道导弹系统所需的技术支持仅用于这些用途，且例外情况有限。如前文所述，只要稍加调整，气象研究中所使用的探空火箭就可以转化为弹道导弹。每种设备所使用的“技术”都非常相似。

**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3 推进部件及设备

## 类别II - 项目3：推进部件及设备

### 3.A. 设备、总成和组件

涡轮喷气发动机和涡扇发动机，如下：

a. 具有下列特性的发动机：

1. “最大推力值”大于400 N（未安装时）的发动机，但“最大推力值”大于8.89 kN（未安装）的民用认证发动机除外；以及
2. 燃油消耗率为0.15 kg N<sup>-1</sup> h<sup>-1</sup>或更低（使用国际民用航空组织标准大气条件，在海平面静态条件下最大连续功率）；

#### 技术说明：

在项目3.A.1.a.1.中，“最大推力值”是制造商未安装的发动机类型所展示的最大推力。民用型发动机认证推力值将等于或小于制造商所展示的该发动机类型的最大推力。

b. 设计或修改用于项目1.A或19.A.2中所述系统的发动机，且不考虑推力或燃油消耗率。

#### 说明：

项目3.A.1中所述的发动机可作为载人飞行器的一部分出口，或者以适当数量出口，以作为载人飞行器的替换部件。

- 中国
- 捷克共和国
- 德国
- 以色列
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 美国

- 法国
- 乌克兰
- 印度
- 日本
- 南非
- 英国

全球化生产



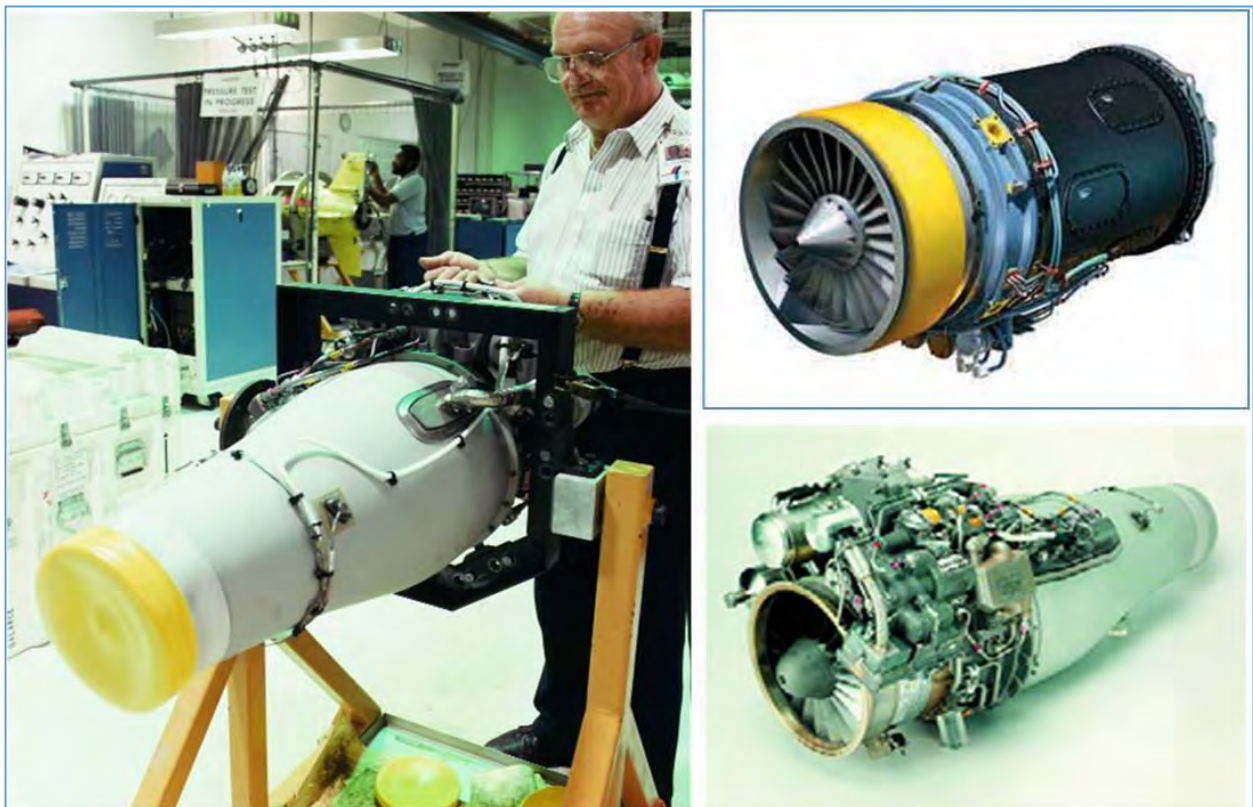
**属性和用途：**项目3.A.下管制的涡轮喷气发动机和涡扇发动机属于能够为无人机提供动力的发动机，包括远距离巡航导弹。其在设计和操作上类似于民用飞行器的发动机，只是尺寸和动力更小。其使得远程巡航导弹在操作上切实可行。

**工作原理：**燃气轮机发动机<sup>1</sup>拥有许多组件，包括涡扇（涡扇发动机）、压缩机、燃烧室和涡轮机。压缩机可能包括一级或多级交替的固定和旋转翼型截面叶片；其吸入空气，加压，并把空气送入燃烧室。

<sup>1</sup>在本节中，“燃气轮机”一词可能会与“涡轮喷气发动机”或“涡扇发动机”互换使用。

燃烧室是一种耐热管；在其中，空气与汽化燃料混合，然后点燃。火花塞（也称为点火器）启动燃烧，并且，燃烧会在点火后持续进行。然后，燃烧产物或废气进入涡轮；涡轮由一级或多级交替的固定和旋转翼型截面叶片组成。涡轮仅从气流中获取足够的能量来驱动压缩机；剩余的能量用于提供推力。然后，气流进入一个汇聚管道或喷嘴，以最大限度提高发动机所产生的推力。对于涡扇发动机，在压气机前，还有一个直径较大的多叶片风扇级。涡扇发动机通常比涡轮喷气发动机具有更高的推力和更好的燃油效率。

**典型的导弹相关用途：**这些发动机可用于驱动无人机系统，包括巡航导弹。



附图28：左侧：在检查台上的一种用于巡航导弹的小型涡扇发动机。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版，（2005年5月）） 右上角：用于为HALE无人机提供动力的涡扇发动机。（Rolls Royce Group, plc） 右下方：用于巡航导弹的小型涡扇发动机。（Williams International）

**其他用途：**此类发动机通常不是专门为巡航导弹和其他无人机而设计，并且可以直接用于其他应用，如载人飞行器和直升机。燃气轮机发动机也可用于海洋和发电行业，以及一些陆地车辆。燃气轮机的海洋衍生机型用于为海军和民用船只提供动力。

**外观（视制造情况而定）：**典型的小型燃气轮机为圆柱形，长度小于1米，直径小于0.5米。燃气轮机的许多配件都裸露在发动机的外部，如交流发电机、液压泵、燃油泵、计量阀以及相关的管道和电线。

小型节油发动机一般重30公斤至130公斤；较大的发动机（如图28（右上角）所示）直径约1米，长度3米。发动机零件由许多不同的材料制成，包括金属和非金属成分。常见的金属材料包括铝、钢、钛和特殊合金。非金属材料（如聚四氟乙烯、尼龙、碳和橡胶）则用于密封和隔热。

**外观（如包装所示）：**发动机通常通过多步骤的流程来准备装运。盖板装在发动机进气口和排气口上，并用胶带固定。发动机采用保护布覆盖，并在发动机外包装上设置干燥剂袋（图29）。发动机装入聚乙烯袋中，并使用瓦楞纸板进行包装，然后搬运到航运板条箱中，并放在泡沫块之上。然后使用泡沫块填满箱子并将箱子密封。由于巡航导弹发动机通常使用烟火弹来实现自动启动，因此，当对其容器进行适当包装时，通常会在容器上标明内含爆炸物。



附图29：左侧：一种涡轮喷气发动机装运箱，显示由于存在启动烟火弹而需要的爆炸物警告标签。（Teledyne Ryan Aeronautical）中间：一种小型涡扇发动机，采用塑料包裹并放在装运箱里。（Teledyne Ryan Aeronautical）右侧：正在准备装运的小型涡轮喷气发动机。（Teledyne Ryan Aeronautical）

3.A.2. 冲压发动机/超燃冲压发动机/脉冲发动机/“联合循环发动机”，包括调节燃烧的装置，以及专门设计的部件，可用于项目1.A或19.A.2中所述的各个系统。

**技术说明：**

在项目3.A.2，“联合循环发动机”是指使用以下两种或两种以上发动机循环的发动机：燃气轮机（涡轮喷气发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡扇发动机和涡轴发动机）、冲压发动机、超燃冲压发动机、脉冲发动机、脉冲爆震发动机、火箭发动机（液体/固体推进剂和混合推进剂发动机）。

**属性和用途：**冲压发动机、超燃冲压发动机和脉冲喷气发动机是一种内燃反应式喷气发动机；其燃烧燃料与进气混合物，并喷射出炽热的废气，以驱动飞行器（包括巡航导弹）。由于只有很少的运动部件（没有机械压缩机），这些发动机比涡轮喷气发动机或涡扇发动机简单得多，且成本可能更低。相比涡轮喷气发动机和涡扇发动机，冲压发动机和超燃冲压发动机能够承受更高的燃烧温度，因此，它们是高超音速持续飞行的唯一实用选择。联合循环发动机将两个推进系统（如涡轮喷气发动机和冲压发动机或超燃冲压发动机）集成到单独的总成中，以便于从静止状态到超音速运行。脉冲发动机是另一种无压缩机的喷气发动机；



但是，与冲压发动机不同，脉冲发动机的燃烧为间歇进行（以脉冲形式），并且，其可以在静止时产生推力。

**工作原理：**在穿过大气层时，冲压发动机会捕捉空气，并将其直接送入发动机。空气通过“冲压效应”进行压缩，并通过进气口管道内的扩散装置减速到亚音速。然后添加燃料，并点燃混合物。炽热的废气通过喷嘴喷射而出，从而产生推力。冲压发动机通常在2到3马赫速度之间工作，但拥有很大的工作范围：从高亚音速到大约4马赫的超音速。冲压发动机的主要缺点是，它们不能在零飞行速度下产生推力；因此，它们必须通过某种其他形式驱动来加速，以达到必要的启动速度——通常为每小时650公里或更高。在发射时，通常会使用小型固体推进剂火箭发动机来达到这个目的，并在冲压发动机/超燃冲压发动机启动后丢弃该火箭发动机。

“超燃冲压发动机”是“超音速燃烧冲压发动机”的缩写。其工作原理与冲压发动机一样，但是，进入发动机的空气速度更高，且发动机中的燃烧是在空气速度处于超音速时进行的。超燃冲压发动机的工作速度通常在5到7马赫之间。超燃冲压发动机必须推进到一个适当的速度（超过4马赫），才能点火启动。

脉冲发动机通过在发动机近似共振频率下发生的一系列爆炸来产生推力。在一种设计中，空气通过发动机前部打开的阀门吸入，并由注入的燃烧燃料进行加热。燃烧的气体会膨胀；随着压力增加，入口阀门关闭，然后燃烧后的废气像喷气机一样从排气管道排出。废气排出后，燃烧室压力降低，致使前进气阀重新打开，然后重复这个循环。



的现代脉冲喷气发动机。（Thermojet）

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

### 全球化生产



进气阀的作用是防止进气口的气流逆回。但是，通过适当的进气口管道面积设计和对波动现象的理解，可以在不使用阀门的情况下防止气流逆回。通过延长进气口管道长度或使用气流整流器（例如，反方向阻力较小的通道），则可抑制气流逆回的影响。某些无阀脉冲发动机结构也可通过将进气管道转动至自由气流方向180度（向后而不是向前），以保持推力。脉冲发动机通常以亚音速运行。

涡轮喷气发动机/冲压喷气联合循环发动机作为一个加力燃烧涡轮喷气发动机运行，直到达到高马赫速度；此时，气流绕过压缩机直接进入加力燃烧器。然后，发动机作为冲压发动机运行，此时，加力燃烧器则作为冲压发动机的燃烧室。

**典型的导弹相关用途：**这些发动机可以用来为巡航导弹和其他类型无人机提供动力。相比涡轮喷气发动机和涡扇发动机，冲压发动机和联合循环发动机可提供更快的速度和性能，且体积和重量更小；但是，这两种发动机并不是特别省油。相比固体火箭发动机，冲压发动机每单位体积所产生的能量大幅增加，通常可提供更大的射程及/或更高的有效载荷能力。脉冲发动机性能相对较差，燃油效率较低，但相对容易设计和制造。

**其他用途：**冲压发动机和联合循环（涡轮冲压发动机）发动机已用于驱动高速载人飞行器。

**外观（视制造情况而定）：**冲压发动机可以安装在导弹不同位置的圆柱形吊舱中，也可以安装在导弹本体内。此类发动机通常类似于金属管道，其进气口处设有一个锥形塞来控制气流，且另一端设有一个喇叭状的锥形喷嘴。典型的导弹冲压发动机长度可达2米至4.5米，直径可达0.3米至1.0米，重量可达200公斤。图30（顶部）展示了一个相对大型的冲压发动机示例。超燃冲压发动机可能看起来就像一个有着锋利进气口的简单金属盒子；图30（中间）展示了一种正在开发的超燃冲压发动机，可用于为空射导弹提供动力。脉冲发动机特点是：其长圆柱形谐振腔连接到前面的球根状控制机构。

**外观（如包装所示）：**此类发动机的包装和上文项目3.A.1所述的涡轮喷气发动机和涡扇发动机一样，但是，它们很可能采用木箱或金属箱装运。

### 用于调节冲压发动机、超燃冲压发动机、脉冲发动机和联合循环发动机燃烧的装置

**属性和用途：**冲压发动机、超燃冲压发动机、脉冲发动机和联合循环发动机常常需要在较大的速度范围内工作，其中一些条件可能会降低发动机性能。

通常会在发动机中集成燃烧调节装置，以通过改变飞行过程中的空气和燃料流动特性来调节燃烧。冲压发动机调节系统的基本组件包括分流器、燃油喷射系统、点火装置、火焰保持装置和电源控制计算机。

**工作原理：**冲压发动机的控制系统用于执行两项基本功能：在整个飞行过程中保持发动机的期望性能；在瞬态过程中，最小化实际性能与期望性能之间的偏差。

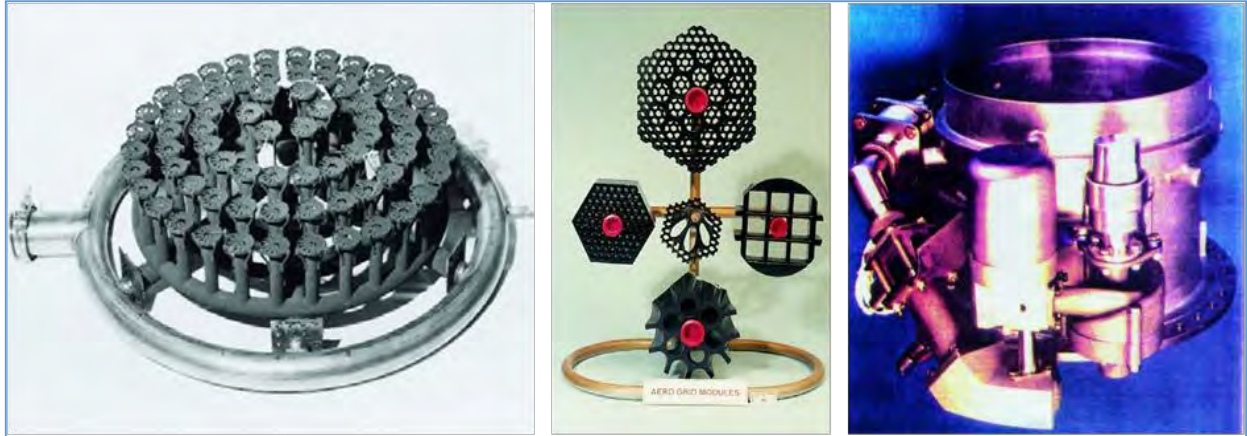
**典型的导弹相关用途：**燃烧调节装置可确保这些发动机在整个飞行过程中高效运转，从而提高导弹的速度和射程。这些设备通常针对特定的发动机用途和导弹配置而设计。

**其他用途：**在概念上，冲压发动机中的分流器、燃油喷射和计量装置、以及火焰保持装置与加燃涡轮发动机和涡扇发动机中的装置类似。然而，这些装置不可互换。

**外观（视制造情况而定）：**气流矫直装置，如分流器、分流板、转向叶片、筛管或气动格栅（图 31），可最大限度减小气流畸变及其对燃料分配和燃烧的不利影响。

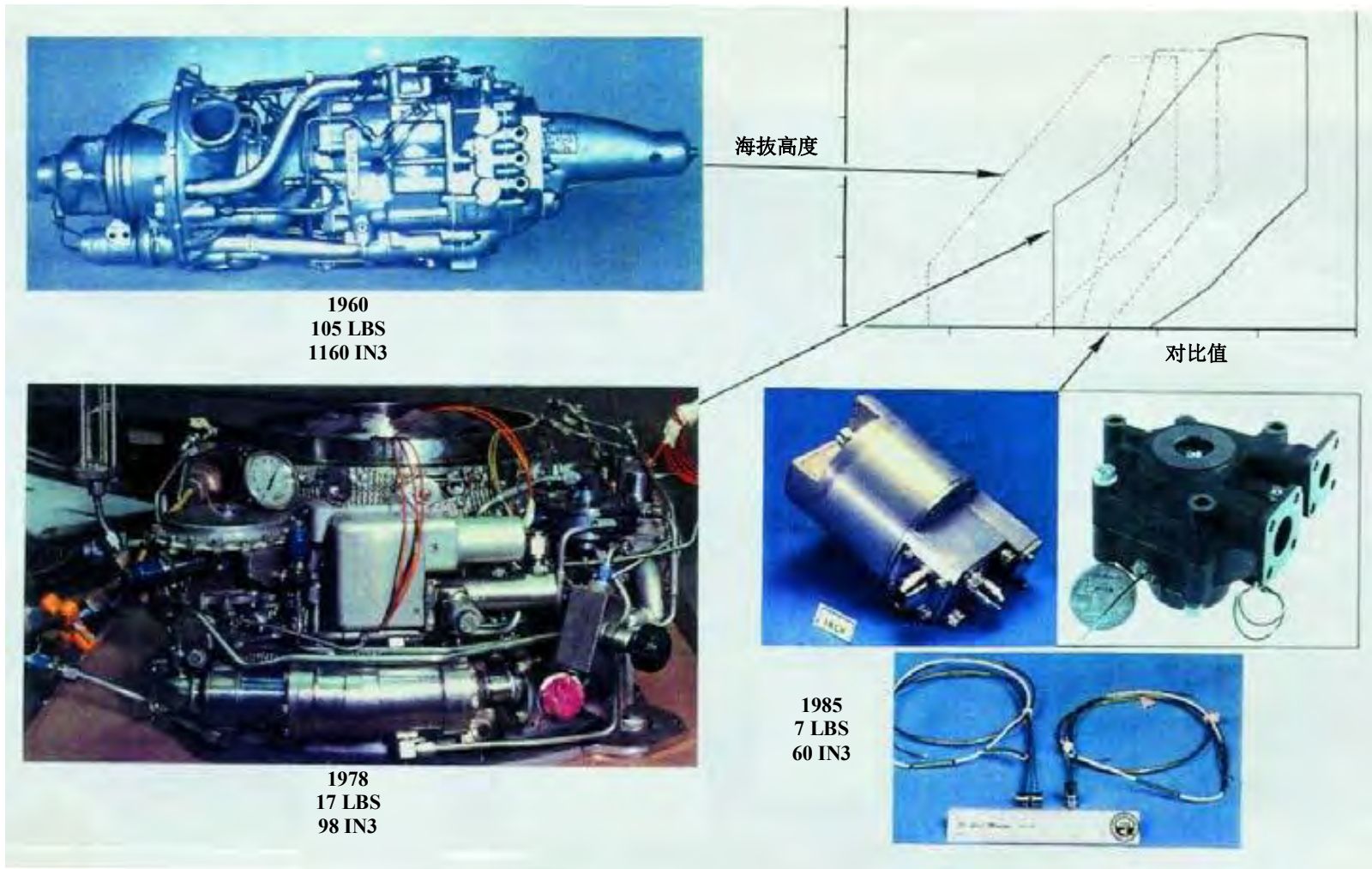
冲压发动机中所使用的燃料会在泵的帮助下送入燃烧段，并通过使用诸如孔口或阀门等计量装置改变流量。喷油器会将燃料分散到燃烧段的空气中。冲压发动机需要进行燃料控制（计算机），以确定燃料流量测量装置的适当位置，并作为飞行条件的一个函数。这些系统通常为液压机械，但也越来越多地使用电子设备。

冲压发动机的点火装置有多种形式。冲压发动机可使用电火花、烟火弹、自燃或（自点火）液体喷射器作为点火装置。自燃液体会被注入到火焰保持装置下游的停滞区。发动机可能会携带多余数量的点火器液体，以便于多次重新启动。火焰保持装置是用于稳定燃烧所产生的火焰并促进额外燃烧的一种手段。火焰保持装置的设计目的是：提供一个低速区域，在该区域内，炽热的燃烧产物会重新循环到火焰保持装置中。然后，这些炽热的气体可作为一个手段，以点燃流经挡板的新鲜燃料——空气混合物。



附图31：左侧：冲压发动机的燃料歧管和离心喷油器总成。（Kaiser Marquardt）中间：用于矫直进入冲压发动机的气流的各种气动格栅。（Kaiser Marquardt）右侧：冲压发动机的燃料管理系统。（Kaiser Marquardt）

**外观（如包装所示）：**气动栅格、燃烧室和火焰保持装置是冲压发动机的整体组成部分，因此，它们将与发动机主体一起运输。但燃油泵、点火装置或燃料控制装置例外；它们可以单独运输，然后在装配期间再安装到发动机本体上。这些零件将采用木箱或硬纸板容器来装运。



附图32：自20世纪60年代以来，冲压发动机燃料控制技术取得了长足的进步。（Kaiser Marquardt）

3.A.3. 火箭发动机外壳、“隔热层”部件及其喷嘴，可用于项目2.A.1.c.1或20.A.1.b.1中所述的各个子系统。

**技术说明：**

在项目3.A.3中，“隔热层”旨在用于火箭发动机的组件，例如，壳体、喷嘴入口、壳体封闭位置等；其包括各种固化或半固化复合橡胶组件，以及由各种含隔热或耐火材料的板料组成的橡胶组件。其也可以作为应力释放靴或皮瓣。

**说明：**

请参考项目3.C.2，以了解散装或板材形式的“隔热层”材料。

- |         |        |
|---------|--------|
| • 巴西    | 加拿大    |
| • 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 乌克兰 |
| • 瑞典    | 美国     |
| • 英国    |        |

全球化生产



**属性和用途：**火箭发动机壳体是固体推进剂或混合推进剂火箭发动机的主要结构部件。壳体也是推进剂的圆柱形容容器。这些壳体采用特殊的材料来抵御燃烧所产生的压力和热量。

火箭喷嘴就像钟形结构的节流器，安装在固体推进剂火箭发动机或混合推进剂火箭发动机的排气端。其设计可控制热废气的流动，朝着目标方向最大限度提高速度，从而提高推力。

**工作原理：**火箭发动机壳体是用于容纳推进剂燃烧过程中所产生的炽热气体的压力容器。在导弹发射和飞行过程中，推进剂的燃烧会产生大量的燃烧气体。这些炽热气体膨胀，然后通过火箭发动机喷嘴加速喷射，以产生推力。内衬和隔热材料属于低密度、高耐热的材料，可在燃烧的推进剂和壳体之间提供保护层。

**典型的导弹相关用途：**所有固体推进剂火箭发动机都会使用发动机壳体和内部衬里或隔热材料。此类通常是为满足特定导弹的具体要求而设计。外壳、内衬和隔热材料对保持固体火箭发动机的完整性至关重要。

火箭喷嘴可管理燃烧气体，以确保火箭高效运行。经过精心设计的火箭喷嘴可提高射程。喷嘴可能会用在为弹道导弹提供主要推力的大型单火箭发动机级上，或用在操纵、分离或使导弹沿飞行路径旋转的小型控制电机上，还可能会用在发射包括巡航导弹的无人机助推火箭上。

**其他用途：**发动机的外壳材料可用于高压应用，如管道。用于火箭发动机内部衬里或隔热的某些材料可用于需要耐热材料的军事或商业应用。火箭发动机（及其喷嘴）已用于推进实验载人飞行器，如X-1和X-15科研飞机。



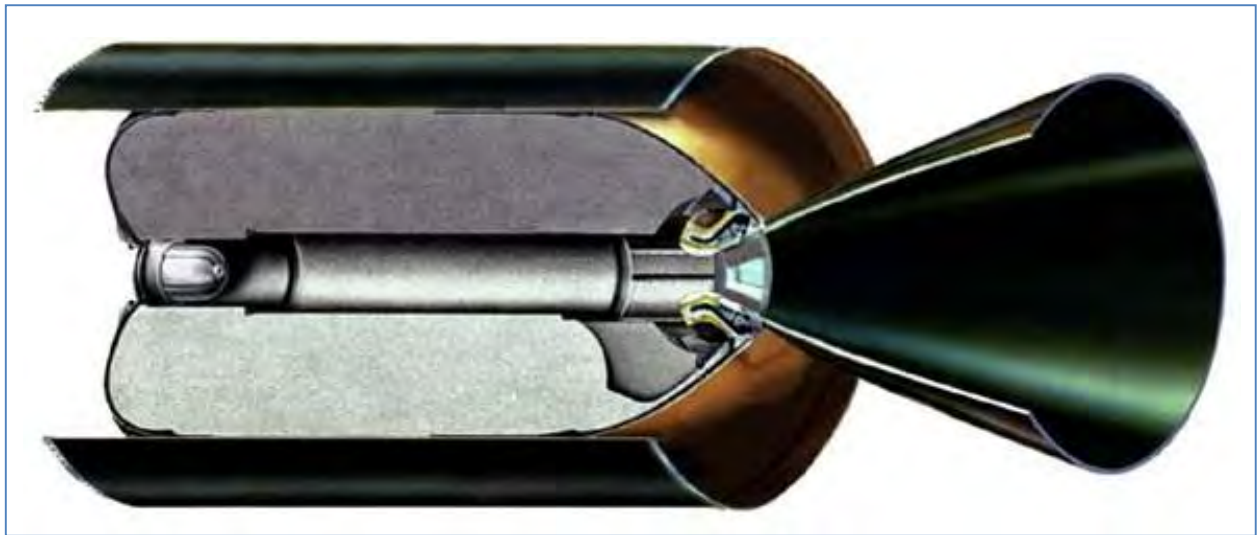
附图33：左侧：一系列复合火箭发动机壳体，主要设计用于支持一系列任务平台，包括航天运载火箭的第一级、第二级和第三级火箭。（ATK） 右侧：一种火箭发动机，装在外壳内，作为运载火箭的第三级。（ATK）

**外观（视制造情况而定）：**火箭发动机壳体是一种大型钢制或复合材料缠绕的圆柱体，两端设有椭球或椭球形壳体端盖。项目2.A.1.c火箭发动机的壳体通常长度大于4米，直径大于0.5米。壳体端盖通常都设有一个小孔；前端盖的小孔用于安装点火装置，后端盖的大孔用于安装喷嘴。各种展示了这些特性的火箭发动机壳体如图33所示。内部衬里是一种特殊化学物质的薄涂层，可用于帮助固体推进剂附着在外壳隔热层上。这种衬里通常在推进剂浇铸之前喷涂在壳体上。

在运输时，外壳可能包含内部隔热层，也可能没有内部隔热层。火箭发动机的隔热材料通常由合成橡胶材料制成，如乙丙二烯单体（EPDM）、聚丁二烯、氯丁橡胶或丁腈橡胶。隔热材料中含有二氧化硅或石棉，并且类似于灰色或绿色的橡胶片，约2毫米至6毫米厚。

火箭喷嘴的形状可能类似于沙漏（收拢-发散），也可能是从固体火箭发动机尾部狭窄的喉道部分向后延伸的锥形。

图34展示固体推进剂火箭发动机的剖面图，以及发动机尾部的喷嘴位置。现代固体推进剂火箭发动机喷嘴几乎全部采用碳复合材料或碳复合材料与硅酚醛材料组合制成。碳复合型材通常为黑色；而酚类物质通常呈淡黄色。



附图34：固体推进剂火箭发动机的剖面图，展示了火箭喷嘴插入的位置。图中还展示了发动机顶部的点火装置。（Aerojet）

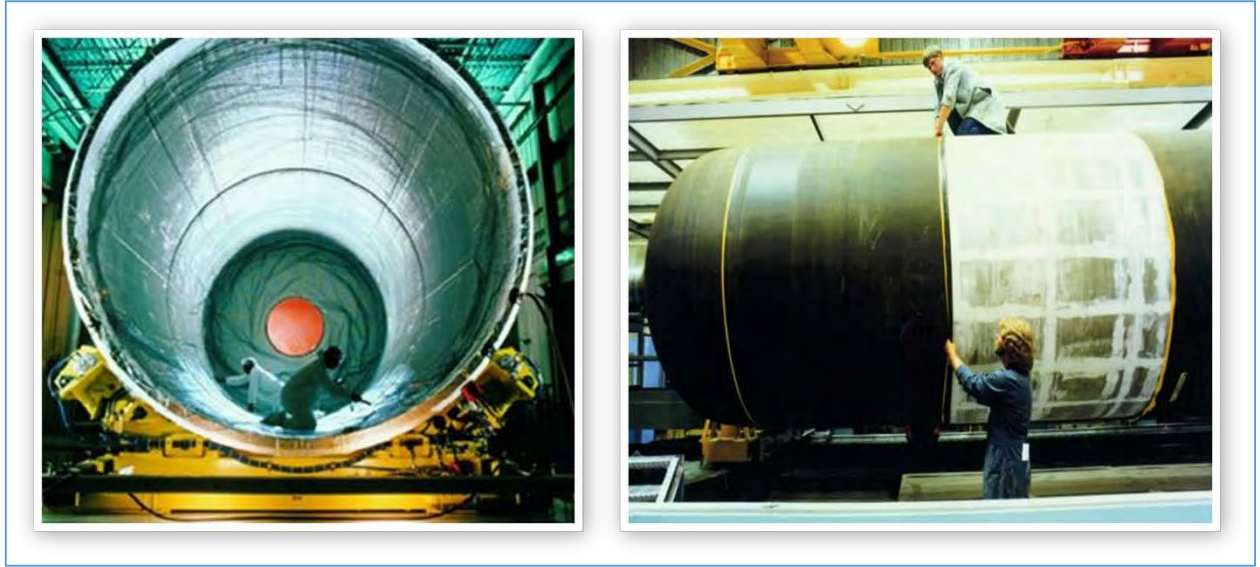
喷嘴大小取决于火箭的大小和用途。用于固体推进剂火箭发动机的大型喷嘴更多地作为可移动喷嘴来打造。在此类应用中，喷嘴的前端设有相应的装置和隔热部件，这些装置和隔热部件可允许喷嘴以球套连接方式安装到发动机后壳体端盖上。这些喷嘴的外壁上可能设有2到4个耳片，而运动执行机构可固定在这些耳片上，或者，执行机构可以连接到喉道附近。非常先进的喷嘴可以伸展；这意味着，它们存在于一种折叠的配置，并可在需要时伸展到最大尺寸。



附图35：一种火箭发动机，设有一个固定的大型倾斜喷嘴。该发动机用于运载火箭。（ATK）

**外观（如包装所示）：**火箭发动机壳体（图36）装在装有泡沫包装材料或其他材料的大型板条箱或金属箱中运输，以防止在运输过程中受到冲击。隔热材料以大卷形式运输，宽度可达1米，直径可达0.5米，且密封在包装箱内。





附图36：左侧：纤维缠绕火箭发动机壳体内的隔热材料层。（Thiokol Corp.）右侧：应用保温材料后正在检查的火箭发动机壳体。（Fiat Avio）

根据喷嘴的大小，火箭喷嘴的运输容器可分为两种。出口直径不超过50厘米的小喷嘴会使用定制的容器，甚至会采用金属外箱。较大的喷嘴通常采用木材或玻璃纤维定制的容器进行装运。根据运输集装箱的环境控制能力，也可能会使用保护性塑料包装。

3.A.4. 各种分隔装置、分离机制和级间机构，可用于项目1.A中所述的各个系统。

说明:

也请参考项目

技术说明:

项目3.A.4中所述的分级和分离机制可能包括以下部分:

- 爆炸螺栓、螺母及卸扣;
- 球锁;
- 圆形切割设备;
- 柔性线形聚能射孔弹（FLSC）

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

全球化生产

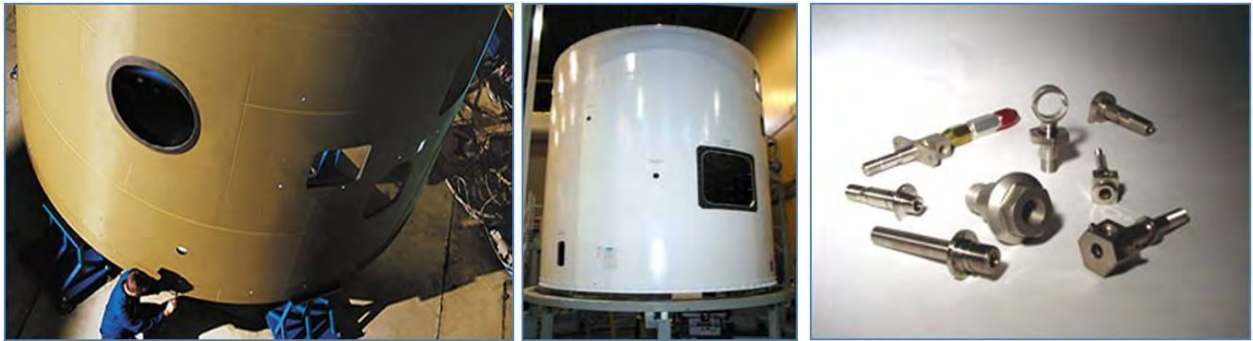


**属性和用途:** 分级机制可确保导弹两级火箭在下级推力结束后能够安全可靠地分离。这种分离可通过相对简单的分离机制实现，其中最常见分离机制是爆炸螺栓和柔性线形聚能射孔弹（FLSC）。爆炸螺栓通过特殊构造且两端带法兰的承重级间机构将导弹的火箭级连接在一起，并根据信号引爆，从而将两个火箭级分离。内置的FLSC可通过在级间外壳和结构进行圆周切割，将火箭级进行分离。机械、液压或气动设备都可用于帮助火箭级分离。同样，在动力飞行的最后阶段，可使用球锁等机制将有效载荷与最上面的导弹级分离。

级间机构是一个圆柱形或截头的锥形结构，用于连接导弹的两个推进火箭级（图37，左侧和中间）。级间机构原则上属于一种简单的设备，但必要的电气连接、分离机制和较高的强度重量比使其具体应用于各种导弹时变得相当复杂。级间机构也可以是没有外皮的桁架框架。级间机构的用途是在发射和飞行过程中保持导弹的完整性，并确保级间的分离不损害任何导弹部件或对速度产生不利影响。

**工作原理:** 当任何导弹级的推进剂几乎耗尽时，制导装置会命令分离硬件将即将耗尽的火箭级与连接至下一级的级间机构

分离开来。这个电子信号会击发雷管，进而触发爆炸螺栓或FLSC等分离机制，切断结构和电气连接，投弃耗尽的导弹火箭级。如果大气拖曳力不足以保证分离，则可在两级火箭之间设置机械、液压或气动压缩弹簧，以迫使它们分离。耗尽的火箭级可能需要反向推进器或终止推力，以防止各级在下一级火箭点火前发生碰撞。如果导弹各级使用桁架级间机构连接，在下一级分离前，上一级火箭将会点火。在上一级发动机开始工作后，级间机构就会分离。上一级发动机的推力可帮助下一级分离，因此不需要分离机制。



附图37：左侧：设计用于航天运载火箭的大型复合中心主体段。（ATK）中间：典型的火箭级间机构段。（ATK）右侧：为航天运载火箭和军事应用而设计的一系列爆炸螺栓

**典型的导弹相关用途：**所有多级导弹都需要分级和分离机制。带分离弹头的单级导弹也需要分离机制。

在火箭发动机燃烧过程中，级间机构用于将推理荷载从弹道导弹的下一级传递到上一级。大多数设计都包括薄的外皮覆盖层，在各级之间形成平滑的空气动力学整流罩，以减少阻力。它们还会包括分离机制，以用于丢弃燃料耗尽的下级火箭。与单级导弹相比，丢弃燃料耗尽的下级火箭可以提高导弹的射程，但必须干净利落地完成分裂，且必须在适当的时间进行，以防止导弹损坏或偏离其轨道。

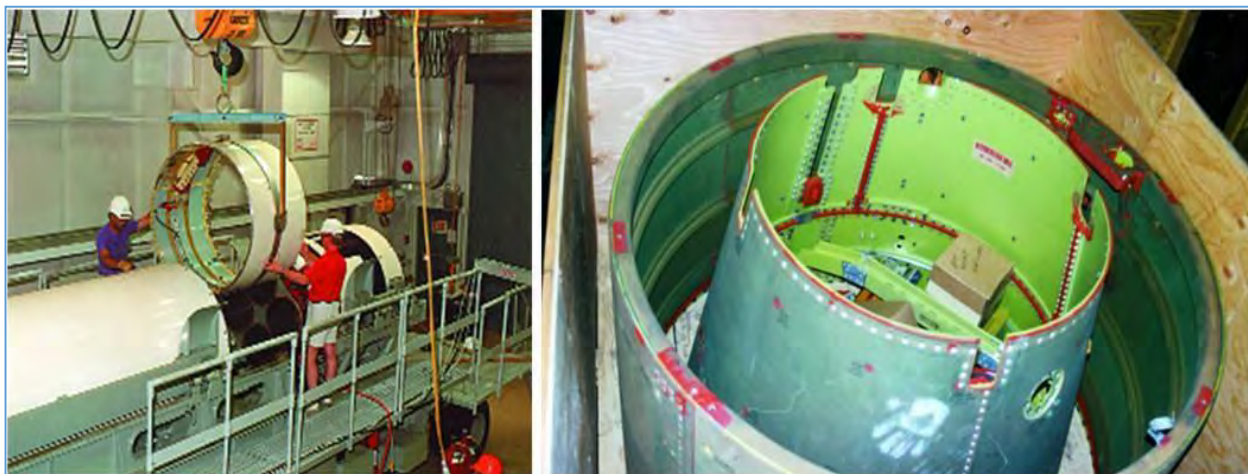
**其他用途：**预先包装的装置（如爆炸螺栓）还有其他军事用途，最显著的用途是用于发射武器、或将外部燃料罐与战斗机分离。FLSC通常用于在石油工业中切割大型管道。压缩弹簧可用于工业领域，以作为减震器和负载平衡器。

**外观（视制造情况而定）：**爆炸螺栓外形看起来就像大型机械螺栓，但头部设有一个外壳部分。通常，它们的长度为7厘米到10厘米，直径为1厘米到2.5厘米，重量为50克到75克（图37，右侧）。外壳部分包含炸药，并有从内部雷管引出的电线或电缆，通常需要直流电源进行击发。内置的分级机制几乎都采用FLSC，一种雪佛龙形状的软金属管铅或填充有炸药（RDX或HMX）的铝管。FLSC用金属夹子固定在级间机构的内部，

将导弹的两个火箭级连接在一起；如果通过小型雷管引爆，则会切断结构和外壳，以释放下级火箭。雷管为灰色金属色，而炸药颜色为白色或灰白色。每个装置的宽度、高度和重量与其设计用于切割的材料厚度成一定的函数关系。

球锁不含爆炸物，有时可用于有效载荷的分离系统。在内部，其可使用电磁阀/弹簧/滚珠轴承等形成所需的软分离；在外部，其看起来很像爆炸螺栓，就像一个带有外壳和两根电线的机械螺栓。用于级间分离的压缩弹簧为长冲程（10厘米至20厘米）、小直径（2厘米至4厘米）的弹簧装置，安装在级间机构边缘的几个位置（至少三个）的容器内。这些钢制容器包含钢制弹簧或活塞，并设有内置法兰，以连接到级间机构。液压活塞和气动活塞都有内置的储液器，以便在各火箭级安装时对各种部件施加压力。

级间机构是一种锥形或圆柱形结构，通常由石墨复合材料制成，其外径与所连接的火箭级相同（图11）。级间机构两端都设有连接框架，并且其中一端还设有用于分离装置的位置。在其结构墙内，可以看到结构支架和用于连接导弹各火箭级的端环或框架。级间机构长度通常等于上一级发动机喷嘴外径的一半左右。如上所述，级间机构也可能采用无外蒙皮的开放式桁架框架。



附图38 左侧：正在定位以进行安装的级间结构。（《MTCR设备、软件和技术附件手册》第三版，（2005年5月））右侧：在其运输容器内的级间结构。（Ibid）

**外观（如包装所示）：**爆炸螺栓可装在简单的纸板箱中运输，其内部应设有足够的泡沫或其他填料，以减轻冲击的影响。适当设置的运输箱上应该标有“危险-爆炸”或“危险-军火”等警示符号，并且，在运输过程中，会受到有关爆炸材料的限制。FLSC通常以不同长度装在带内衬的保护木箱内进行运输。其应该贴上与军火相同的“危险”标签，因为其受到同样的运输限制。球锁可不应用任何军火限制进行包装和运输，且其包装上无需标示明显的特征或标签。压缩弹簧将以未压缩状态装在硬纸盒中运输。级间机构通常采用定制的木制容器从制造设施运送到导弹的火箭级安装地点。

3.A.5. 液体、浆液和凝胶推进剂（包括氧化剂）控制系统、以及为此而专门设计的组件，可用于项目1.A中所述的各个系统，设计或修改以便于在频率20 Hz至2 kHz之间且振动范围大于10 g rms的振动环境下工作。

**说明：**

1. 项目3.A.5中所述的唯一伺服阀、泵和燃气轮机如下：

- a. 在绝对压力等于或大于7兆帕条件下，设计流量等于或大于24升/分钟的伺服阀，且其执行机构的响应时间小于100毫秒。
- b. 用于液体推进剂的泵，在最大工作模式下、或排放压力等于或大于7兆帕时，轴速等于或大于8,000转/分。
- c. 用于液体推进剂涡轮泵的燃气轮机，在最大工作模式下轴速等于或大于8,000转/分。

2. 项目3.A.5中所述的系统和组件可作为卫星的一部分出口。

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

全球化生产



**属性和用途：**推进剂控制系统可管理流经喷射器板并进入火箭发动机燃烧室的液体、浆液或凝胶推进剂的压力和体积。高压罐或涡轮泵会将液体或浆液推进剂从燃料罐和氧化剂罐送入高压燃烧室。高压储罐系统包括储罐、伺服阀和输送管道，以在导弹发射过程中的高加速度条件下确保推进剂保持连续流动且无中断。涡轮泵用于将推进剂压力提高到高推力、高流量发动机所需的水平。伺服阀可以用于控制涡轮泵的转速，从而控制推力。

**工作原理：**压力罐系统采用高压罐，通常也会称为“瓶”；其可以携带像氮气或氦气等加压剂，最高压力可达70,000 kPa。通过一个可调整压力水平的调节器，加压剂会被释放到推进剂罐体中。然后，加压剂将燃料和氧化剂通过控制阀挤压到燃烧室顶部的注射器。挤压推力可通过适当的开启和关闭控制阀来进行调节。

伺服阀的作用是在反馈控制系统的帮助下提供近乎精确的响应。伺服阀的使用几乎是高功率系统的控制基础，如先进的液体火箭推进系统。伺服阀属于复杂的机电设备，可通过平衡执行机构活塞两侧的力来控制通过阀门的推进剂流量；在这个过程中，执行机构活塞控制阀销的位置。控制信号通常会移动一个小的（液压放大器）活塞，允许可变压力传递到执行机构活塞的一侧。其会继续移动，直到新的流量确立新的平衡。伺服阀

通常属于所有阀门中最昂贵、最敏感和最容易发生故障的阀门，因为它们的孔口很容易被污染物堵塞。

涡轮泵能够以高于推进剂储存压力50倍以上的压力将推进剂推入燃烧室。涡轮泵的动力来自于在气体发生器中燃烧部分火箭推进剂；其废气可提供动力来驱动泵的涡轮。导弹涡轮泵的转速通常为每分钟8000转到每分钟75000万转。发动机推力可通过改变流向气体发生器（有时通过伺服阀）的推进剂流量进行调节，从而改变涡轮泵的涡轮转速，进而改变流向燃烧室的推进剂流量。

**典型的导弹相关用途：**所有液体推进剂火箭发动机都使用挤压或泵送推进剂输送系统。挤压式系统可专门为特定的发动机设计，也可以由两用部件组装而成。涡轮泵通常是专门为特定的发动机设计。

**其他用途：**伺服阀在闭环控制的液体处理系统中很常见。其众多的民用应用包括载人飞行器中的燃料和液压系统控制阀门。其他应用包括液体的精确处理，如化学行业的应用。涡轮钻具泵广泛应用于石油和深井行业。

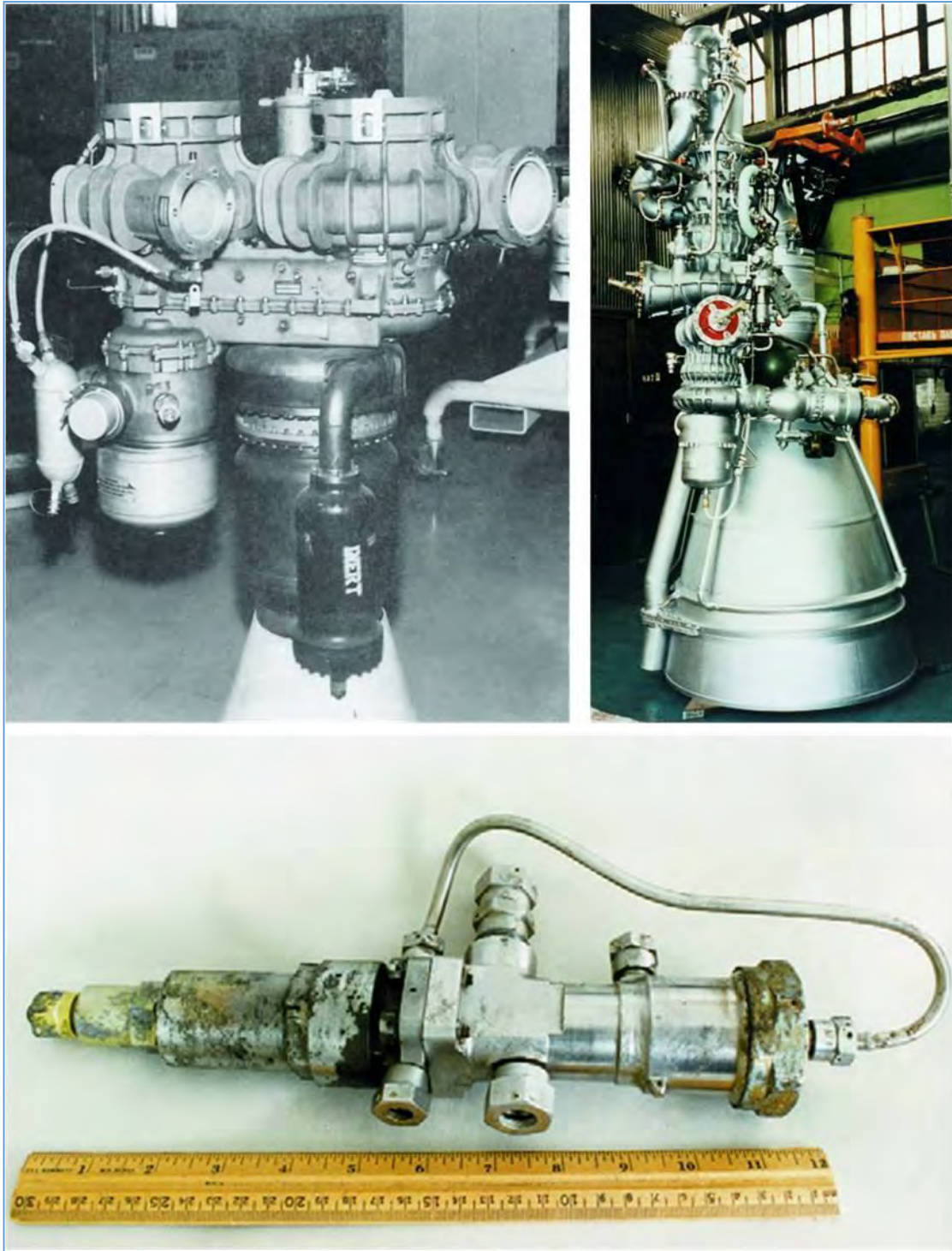
**外观（视制造情况而定）：**伺服阀看起来很像用于金属外壳中的推进剂进气口和出气口的开关阀、或带有管道接头的缸体。大多数阀门和外壳都采用不锈钢制成。但是，这些阀门比开关阀门大，因为它们安装有位置反馈装置。图39（左）所示为现代液体推进剂控制阀；图39（中）所示为液体推进剂注射器板。



附图39：左侧：一种现代液体推进剂控制阀。（Allied Signal Aerospace） 中间：一种液体推进剂注射板。（波音） 右侧：一种用于航天运载火箭的涡轮泵总成。（Hamilton Sundstrand）

涡轮泵通常安装在金属外壳中，并根据特定的应用场合进行调整。虽然涡轮泵类似于汽车或卡车的涡轮增压器，但涡轮泵要大得多，且可能重达数百公斤。液体推进剂火箭发动机的涡轮泵可能为每种推进剂（例如，燃料和氧化剂）配备单独的泵和涡轮总成、或由泵和涡轮驱动机构组成的单套装置。图39（右侧）所示为一种用于航天运载火箭的

涡轮泵总成。壳体的棱纹属于涡轮泵的典型特征，因为这种设计具有良好的强度且可减轻重量；但是，有些涡轮泵也采用光滑的金属外壳。



附图40：左上角：一种多轴涡轮泵总成。（Aerojet）右上角：一种单轴涡轮泵。（Aerojet）底部：飞毛腿导弹的伺服阀。（《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）：**伺服阀的包装和其他阀门一样，特别是开关阀。为了防止污染，会封堵住其入口和出口。阀门置于真空密封塑料袋或充氮气或氩气的密封塑料袋中，以保持清洁和干燥。其有时可能采用双袋包装，通常装在容器内运输，例如，通常为带泡沫衬垫的铝制箱子。小型涡轮泵通常用铝制容器进行包装和运输。根据尺寸和接口特性，大型涡轮泵可能会采用内置泵架的定制运输箱进行包装和运输。涡轮增压泵也可能采用分解包装运输，其中，组件进行单独包装，以便于在运输到目的地之后再行装配。

### 3.A.6. 专门为项目2.A.1.c.1或20.A.1.b.1中所述的混合火箭发动机设计的组件。

**属性和用途：**混合火箭发动机同时使用固体和液体推进剂，通常为固体燃料和液体氧化剂。由于液体氧化剂的流量可以控制，混合发动机可以减少流量或完全关闭，然后再重新启动。因此，混合动力火箭发动机可将固体火箭发动机的简单性与液体火箭发动机的可控性结合起来。



附图41：混合探空火箭发动机。（NASA）

**工作原理：**混合动力火箭发动机使用增压罐或泵将氧化剂送入燃烧室，且燃烧室采用固体燃料作为内衬填充。泵由气体发生器驱动，而气体发生器则透过燃烧自身的燃料药柱或其他燃料来源提供动力。液体氧化剂与中空燃烧室内的固体燃料混合燃烧，产生炽热的膨胀气体，并通过喷嘴以超音速喷射而出，以提供推力。和固体推进剂火箭发动机一样，燃烧室的外壳采取必要的保护，以免遭燃料燃烧所产生的热量影响——燃料由内而外燃烧。

**典型的导弹相关用途：**混合动力火箭发动机可用于为航天运载火箭、探空火箭和弹道导弹提供动力。

**其他用途：**不适用

**外观（视制造情况而定）：**一种混合火箭发动机，其高压发动机壳体的顶部装有氧化剂注射器，且底部装有接收/扩散的喷嘴。注射器设有阀门和管道；这些阀门和管道来自压力容器、或储液容器和相关的泵。燃烧室通常采用黑色的钢或灰色的钛、

- 日本
- 俄罗斯联邦
- 韩国
- 美国

全球化生产





或者黄色的缠绕石墨或棕色的玻璃环氧树脂制成。燃烧室内衬有厚厚的固体推进剂；这种配置看起来像一个中空的圆柱、同心圆柱或车轮。喷嘴采用烧蚀材料制成，通常为棕色，或者采用高温金属制成；喷嘴的喉部可能设有耐高温的插入物（图41）。

**外观（如包装所示）：**混合动力火箭发动机可能完全组装好或部分组装好之后进行运输；各种罐体和相关硬件可能与燃烧室和喷嘴分开单独包装。完全组装好的部件采用木箱包装；各种组件采用板条箱或重纸箱包装。由于导弹使用固体推进剂作为燃料，因此，板条箱必须依据法律规定标有爆炸物或火灾危险等警示标志。但是，由于发动机只含燃料而不含氧化剂，所以，它们的危险性小于普通的固体火箭发动机。

3.A.7.具有ISO 492标准2级公差等级（或ANSI/ABMA标准20级公差等级ABEC-9或其他同等国家标准）规定的所有公差（或以上）且具有以下所有特性的径向滚珠轴承：

- a. 内环内径在12至50毫米之间；
- b. 外环外径在25至100毫米之间；并且
- c. 宽度在10至20毫米之间。

**属性和用途：**高规格径向滚珠轴承具有重要的航空航天应用，最重要的用途是用于火箭涡轮泵，以及为各种飞行器提供动力的所有各类燃气涡轮发动机。

**工作原理：**径向滚珠轴承（有时称为深槽轴承或角面接触滚动轴承）在所有各类机械中都非常常见。这种滚动轴承可使机器的运动部件以最小摩擦平顺运行。座圈为圆形的金属外壳，形成内环和外环，并包裹住滚珠。其中一个座圈通常固定于机器内部某个固定位置，而另一个座圈则用于支撑旋转的轴。座圈之间的滚珠可自由旋转，和座圈一起支撑着转动的轴。径向球轴承可支持径向载荷、推力载荷、力矩载荷、可逆推力载荷或组合载荷。



附图42：根据项目3.A.7所要求的ISO 492公差等级制造的径向球轴承（GMN）

**典型的导弹相关用途：**径向球轴承在导弹相关系统中有着广泛的应用，其中包括：液体火箭发动机的涡轮泵、涡轮喷气发动机、涡扇发动机和涡轮螺旋桨发动机的所有主轴和辅助传动，以及涡轮螺旋桨减速器。

- 阿根廷
- 加拿大
- 法国
- 印度
- 意大利
- 马来西亚
- 波兰
- 俄罗斯联邦
- 瑞典
- 英国
- 巴西
- 中国
- 德国
- 印度尼西亚
- 日本
- 墨西哥
- 罗马尼亚
- 新加坡
- 泰国
- 美国

全球化生产



**其他用途：** 高规格径向滚珠轴承在工业、交通、农业、制造、医疗等领域的各种机械中均有着广泛的应用。

**外观（视制造情况而定）：** 金属双环结构，银白色，表面光滑（或抛光）。通常可透过座圈看到滚珠，且座圈可自由旋转（图42）。

**外观（如包装所示）：** 径向滚珠轴承通常包装在印有制造商品品牌小型纸板箱内。

3.A.8. 专门设计用于项目4.C所管制的推进剂、或项目1.A.1所述系统中使用的其他液体或凝胶推进剂的液体或凝胶推进剂罐。

- 中国
- 印度
- 法国
- 德国
- 日本
- 美国
- 俄罗斯联邦

全球化生产



**属性和用途：** 液体火箭发动机消耗氧化剂和燃料的速度非常快，因此，在飞行过程中，有必要对携带推进剂的储罐进行增压，以便为发动机提供高流量的燃料供应。火箭级的绝大部分质量为推进剂，因为火箭的性能（射程和有效载荷）取决于能否实现较高的推进剂质量与非推进剂质量比值。因此，液体推进剂罐经过专门设计，相比其容量体积，可实现非常轻量化的效果。为了承受高结构效率的内部压力，火箭推进剂箱的形状为带有圆顶的圆柱体，有时也可能为球形或圆锥形，或这些形状的变化组合。

在用于弹道导弹或航天运载火箭的液体火箭级上，会分别使用独立的储罐来运载氧化剂和燃料，在到达发动机燃烧室之前，氧化剂和燃料不得互相接触。

最大的火箭使用液氧来燃烧煤油或液氢燃料。采用这种推进剂的火箭级通常用于航天运载火箭，也可能用于弹道导弹。然而，氧和氢属于非常冷的液体，所以，即使安装有隔热材料，也会发生汽化损耗，

并且储罐外部会结霜。弹道导弹更可能采用《MTCR附件》项目4.C所控制的推进剂；这些推进剂便于提前装载，并储存在导弹内，以备随时发射。具体示例包括硝酸和四氧化二氮，以及煤油或肼燃料。

图43展示了两个差别巨大的推进剂罐示例——其都受项目3.A.8管制。左边是一个单独的推进剂罐，大小约1米，适合于火箭的上面级或航天器。图43右侧是航天运载火箭一体化组合储罐的示意图。直径8.4米的氧化剂罐和燃料罐通过罐体之间的结构连接在一起（注意槽纹，以了解在没有内部压力情况下的硬度）。虽然这种特殊的氧化剂罐的前端专门针对空气动力学飞行进行设计，但是，通常会在前（上）级罐体上方设置另一个火箭级或有效载荷。



附图43 左侧：一种典型的液体推进剂罐，专门开发用于一系列航天应用。（EADS） 右侧：航天运载火箭发动机使用的外部燃料罐示意图；所示为独立的氧化剂罐和燃料罐。（NASA）

虽然固体推进剂火箭更容易储存和运输，且基本上随时可以发射；但是，相比固体推进剂系统，液体推进剂罐及其核心部件的火箭系统还是具有一些优势。液体推进剂能够产生更高的火箭排气速度，其可降低火箭的质量，或者增加潜在的射程和有效载荷。液体燃料还可以根据任务目标的要求进行节流、关闭和重新点火，因而可大幅提高操纵和控制火箭系统整体性能的能力。为了实现这种控制水平，所需的各种组件也使液体推进剂罐和发动机系统极其复杂。

**工作原理：**为了实现轻量化，主要火箭级的大型储罐工作压力通常都非常低，低于0.35兆帕（50帕斯）。这个压力水平足以满足使用泵来增加压力的火箭发动机；其压力通常超过7兆帕（1000帕斯），因此，其燃烧室和喷嘴可以保持相对紧凑。相比之下，用于上面级和航天器的小型储罐额定压力通常为2至4兆帕（300至600帕斯），以便在不使用泵的情况下直接为火箭燃烧室

提供燃料。后面这种“挤压式”工作模式也会对储罐和发动机的介质压力造成影响。其中一种特殊情况是，凝胶推进剂具有高粘度，因此需要高压才能将材料压出燃料罐。尽管液体推进剂罐必须承受内部压力，但是，在火箭工程中，它们通常不被称为“压力容器”，而“压力容器”通常是指那些用于储存压力更高的气体的容器。

在飞行过程中，当液体推进剂从油箱中被挤出时，会通过向不断扩大的空载容积中充入所谓“加压剂”的非反应气体来保持压力。例如，液氧可能被氧蒸气或质量较小的氦气所取代。其中的一个重要考量因素是，液体推进剂必须在不同加速度和重力等条件作用下到达出口管道。在飞行中，液体会沉到主级储罐的底部，但是储罐可能需要内部面板来减少液体晃动。对于上面级或再入飞行器的机动火箭，储罐可能需要在更大范围的加速条件下输送液体，包括自由落体运动（微重力）。这种储罐会使用“推进剂管理装置”（PMD）使液体通过储罐液体出口到达发动机，而不是使用加压气体。推进剂管理装置（PMD）包括表面张力装置和柔性叶片或膜片，用于主动分离液相和气相物质。

成对的液体氧化剂和燃料称为二元推进剂。某些小型火箭系统使用单一推进剂罐，或单一推进剂（如肼）。单一推进剂可在分解时释放化学能，而不是通过燃烧释放能量；而这种反应通常由发动机中的催化剂引发。肼可分解成氢气、氮气和氨气；其催化剂是带有铀金属涂层的颗粒状氧化铝陶瓷。另一个例子是过氧化氢；其可分解成氧气和水（成为蒸汽）。单一推进剂推进系统比较简单，但其效率远低于双推进剂系统。

**典型的导弹相关用途：**特殊设计的储罐是每一种液体推进剂火箭的主要结构部件。每个导弹火箭级的大部分质量是推进剂，所以，火箭的大部分长度就是储罐；通常，两个火箭级通过罐间结构进行连接。相比之下，液体火箭发动机通常为火箭级长度的一小部分，至少一级和二级火箭如此。弹道导弹的上面级总体较小，因此，相对于导弹直径，其储罐相对较短，并且可能采用球形设计。最大的航天运载火箭在其主要火箭级使用液体推进剂，因此大型专用液体推进剂罐是其必不可少的组成部分。液体推进剂罐可用于再入飞行器机动，在这种情况下，小罐可能采取内部设置，且配置不同于主要火箭级。

**其他用途：**小型液体推进剂罐可用于许多卫星、科学航天器和空间探索飞行器。

**外观（视制造情况而定）：**大型火箭主级的推进剂罐为长圆柱体，直径通常为1米到几米，但金属壁只有几毫米厚。其长度可能是直径的1倍或2倍、甚至大约10倍；具体取决于其位于下面级（长）还是上面级（短）。这种大型储罐通常采用铝合金制成，有时也会采用钢制储罐。飞行舱壁非常薄；用手或指关节轻敲，则会产生中空的声音或低沉的鸣响。薄金属层通常是裸露的，但可能涂漆。薄金属上的隔热层会改变声波效果。

用于火箭上面级、对飞行器和卫星进行机动操纵的推进剂罐直径可从0.1米到1米以上。通常，这种尺寸的储罐要比大型火箭储罐的工作压力要高。小型储罐通常采用钛合金制成，因为较高的压力要求高性能的材料，而较小的尺寸使所需的钛金属数量更少，因而经济性更好。此外，小型储罐的长度通常不会超过它们的直径，包括可最大化体积/质量比的球形储罐。

某些用于火箭推进的储罐采用复合结构，通常会在环氧树脂中使用碳纤维材料。其外观为闪亮的黑色或深灰色。大多数具有这种外观的储罐并非液体推进剂储罐，而是氢气或氮气等气体的压力容器。某些特殊的应用确实使用了液体推进剂储罐的复合结构。气体复合压力容器的额定压力通常远高于10兆帕（1450psi），其壁相对较厚，却采用多层碳纤维包裹。液体复合储罐的额定压力通常远低于10兆帕。液体储罐很轻（详见下面的数字），而气体压力容器则要重得多。

**外观（如包装所示）：**火箭飞行储罐实际上很脆弱，因此，在制造期间和之后通常都需要非常小心处理。推进剂储罐是所有火箭的昂贵关键部件，因此通常装在特别设计的容器中进行运输；且容器内通常装有减震装置和内部支撑，以防止在运输途中发生移动。大型储罐通常采用特殊的车辆运输，例如，定制的半挂车，且很少或没有额外的包装。相对于其体积来说，液体推进剂的飞行储罐非常轻（每立方米5到50公斤），所以运输重量通常取决于容器及/或固定装置。

3.A.9.专门设计用于项目1.A.2或19.A.2中所述各系统的‘涡轮螺旋桨发动机系统’、及为此而专门设计的组件；其最大功率超过10千瓦（使用国际民用航空组织标准大气条件、在海平面静态条件下实现（未装机）），但民用认证的发动机除外。

**技术说明：**

就项目3.A.9而言，“涡轮螺旋桨发动机系统”包括以下所有组成部分：

- a. 涡轴发动机；及
- b. 将动力传输到螺旋桨的动力传输系统。

**属性和用途：**涡轮螺旋桨发动机系统属于使用航空涡轮燃料（AVTUR）吸气式燃气轮机动力装置，并使用减速箱驱动空气螺旋桨。

**工作原理：**涡轮螺旋桨发动机的工作原理与涡轮喷气发动机相同，从进气口吸入空气，然后利用压缩机提高压力，将压缩空气与燃料混合，然后在燃烧室中燃烧。燃烧膨胀后的气体通过涡轮，以驱动压缩机。由于涡轮和压缩机通过驱动轴连接，而驱动轴穿过发动机的中心；且整个过程是连续的过程。

- 加拿大
- 捷克共和国
- 俄罗斯联邦
- 乌克兰
- 美国

全球生产



在涡轮螺旋桨发动机中，涡轮也通过齿轮箱与螺旋桨相连。相比之下，涡轮喷气发动机依赖于喷气发动机通过后面的喷嘴喷出的气体的高动能，而涡轮螺旋桨发动机则可以捕获更多由燃烧所产生的膨胀能力来驱动螺旋桨。为此，相比涡轮喷气发动机，涡轮螺旋桨发动机的涡轮设计有额外的发动机级，并且，涡轮螺旋桨发动机仅产生较低的剩余喷气推力。涡轮螺旋桨发动机可采用双轴设计；并且，在这种情况下，螺旋桨由低压涡轮驱动。

简而言之，涡轮螺旋桨发动机以缓慢的速度使用发动机外部的大量冷空气来驱动相对缓慢的螺旋桨；相比之下，而涡轮喷气发动机则使用少量且炽热的气体高速通过发动机，并会产生巨大响声。涡轮螺旋桨发动机最适合用于时速400英里（645公里/小时、378节）的飞行器。在这个速度之下，涡轮螺旋桨发动机具有显著的燃油效率，并很适合长距离或高续航能力的飞行。与往复式汽油发动机相比，在这种状态下工作时，其具有明显的性能优势，并且，可能比活塞发动机更可靠，使用寿命更长。

所有的涡轮螺旋桨发动机都需要一个高速比的减速齿轮箱来将涡轮转速降至螺旋桨的工作转速，并且，该齿轮箱与发动机集成为一体。螺旋桨是一个独立的单元，通常是一种先进的恒速变螺距式设计；在动力施加到其上时，其可依靠一个独立的机制改变桨叶的螺距，并控制螺旋桨转速。因此，带螺旋桨和变速箱的整套涡轮螺旋桨发动机系统的制造成本要高于涡轮喷气发动机，并且被公认为不太合适消耗性用途。

如果使用涡轮螺旋桨推动飞行器以接近音速的速度飞行，可能会出现问題，因为螺旋桨会在高速工作时因波阻而失去效率。更高的发动机功率需要更多的螺旋桨叶片或更大的螺旋桨直径，但螺旋桨尖的速度必须保持在亚音速范围。如果使用同轴对转螺旋桨（CRP），重量和复杂程度都会增加。涡轮喷气发动机和涡扇发动机更适合以接近音速的速度驱动飞行器。在理论上，一种被称为开式转子或螺旋桨风扇的涡轮螺旋桨发动机的设计（使用高扫掠螺旋桨叶片）可提供接近喷气发动机的更高速度，但这种发动机技术仍在开发中。

**典型的导弹相关用途：**涡轮螺旋桨发动机可用于为无人机提供动力，特别是那些需要执行长距离或长续航能力任务的无人机。涡轮螺旋桨发动机并不具备弹道导弹或高速巡航导弹的动力特性，但可驱动具有综合性能的飞行器，提供合理的速度、相对的静谧度和良好的负载特性，并可结合长距离或长时间飞行的燃料效率。很显然，

我们可以开发一种飞行炸弹式的涡轮螺旋桨发动机无人机，使其能够以中等速度进行长距离飞行。

**其他用途：**涡轮螺旋桨发动机可为各种轻型和中型军用和民用飞机以及一些气垫船提供动力。与飞行器涡轮螺旋桨发动机密切相关的燃气轮机在各种泵组、发电机组中均得到广泛的应用。

**外观（视制造情况而定）：**涡轮螺旋桨发动机（图44）为圆柱形设备，其特征是：其外壳的直径可能随其长度而变化。涡轮螺旋桨发动机很少采用喷气发动机的经典布局，即：压缩机风扇设在前部，开放式的喷射管设在后部。相反，涡轮螺旋桨发动机通常类似于两端闭合的管子。通常可以看到其进气口，虽然不一定始终设在发动机的前面。发动机外壳可能会设有燃油管、热电偶和各种附件盒。如果拆掉螺旋桨，涡轮螺旋桨发动机更难识别。螺旋桨安装毂是发动机端部的小直径圆盘，圆周和安装销周围设有多个钻孔。



附图44：左侧：一种涡轮螺旋桨发动机，用于驱动MTCR项目19.A.2项下受管制的无人机。（Pratt & Whitney Canada）中间：一种涡轮螺旋桨发动机，用于驱动MTCR项目1.A.2项下受管制的无人机。（Honeywell）右侧：一种涡轴发动机，设计用于一系列无人机应用。（Rolls Royce, plc）

燃气轮机发动机非常紧凑，且具有很高的功率重量比。能够产生900千瓦的涡轮螺旋桨发动机长度略小于2米，直径略小于0.5米；如果放在航空航天领域之外，其可能会被误认为是加热器或工业泵。大型涡轮螺旋桨发动机可能长达3.5米，且重量超过1吨。如果装上螺旋桨，我们就基本不会将涡轮螺旋桨发动机误认为其他设备。

**外观（如包装所示）：**轮螺旋桨发动机通常应水平安装在一个转运架或检修架上；该转运架或检修架包括一个底座（有时为轮式）和一个支架，以将发动机支撑到适当的高度，以便于进行搬运，并配有叉车升降装置。该支架可能安装有减震装置，以用于运输。进气口使用盖板覆盖，以进行保护；并且，整个发动机可能完全采用特制的塑料外套覆盖，并用紧固件和带扣进行固定。如安装了螺旋桨，有时会在螺旋桨上加一层独立的覆盖物。发动机和螺旋桨也可能采用塑料膜覆盖。涡轮螺旋桨发动机可能会采用木质板条箱或特制的玻璃纤维或金属容器装运。

如果与发动机分离，螺旋桨通常会垂直搬运或存放于三角形支架上，且支撑点为螺旋桨毂。在大多数情况下，包装好的涡轮螺旋桨发动机很可能会附带各种文件；文件上记录了其历史和维护状态。

3.A.10.用于液体推进剂火箭发动机或凝胶推进剂火箭发动机的燃烧室和喷嘴；可用于项目2.A.1.c.2或20.A.1.b.2中所述的子系统。

**属性和用途：**对于液体推进剂和凝胶推进剂，火箭发动机燃烧室的作用在于：在高压条件下让推进剂在其中混合、反应，并容纳其燃烧产物。反应物质必须在燃烧室中保持足够的时间，使最终产生的高温气体在到达喷嘴喉道并离开发动机之前基本完全燃烧。

火箭喷嘴包括燃烧室下游端部的汇聚段以及其后的狭窄喉道。喉道之后是一个扩散段，通常为钟形或锥形的外壳结构，用于控制气体的膨胀。气流在汇聚部分受到挤压，然后以音速从喉部逸出。在扩散段，气体迅速加速到声速的数倍。

燃烧室和喷嘴通常作为一个整体来制造，或者，它们至少通常会永久连接在一起，且实际上是不可分割的整体。因此，术语“推力室”经常用来指代包括这两者的最终组件。在喉道和喷嘴的另一端，燃烧室与注射器连接；注射器是一种复杂的部件，可用于单个推进剂提供流体通道（见《MTCR附件》项目3.A.5）。在混合和燃烧之前，氧化剂和燃料分别通过注射器进入燃烧室，并且，注射器通常也作为燃烧室的上游室壁。

**工作原理：**火箭喷嘴的形状对其运行至关重要。如果没有钟形或锥形扩散段，逸出气体将向各个方向膨胀散发，而不是朝着所期望的方向喷射。如果圆锥截面换成一根长管，在长管的末端，同样不也会发生受控制的膨胀气体扩散。相反，最佳的喷嘴形状可允许气体逐渐膨胀，同时保持绝大多数流体沿轴排列，以有效地转换力矩并产生推力，

燃烧室和喷嘴的一个关键工作条件是：需要同时承受高温和高机械应力。考虑到材料强度在高温下会下降，推力室壁（包括喷嘴）所设计的工作温度通常低于反应气体的温度。大型火箭推力室壁上通常设有冷却通道；液体燃料通过这些通道流动，使喷嘴温度远低于火焰温度。

燃料通过喷嘴直径较大的歧管汇注入推力室壁。



术语“再生冷却”所述即这种设计原理，这样的话，到达喷嘴壁面的热能也不会被浪费。这种能量可给燃料加热，并随之带回到燃烧室；这样一来，不但没有白白浪费热量，还可以提升火箭的性能。在某些发动机设计中，燃料在壁面内流动时会蒸发；然后，在注入燃烧室之前，这种蒸汽还可以用来驱动涡轮。

在更小、更薄的壁面上设置流动通道更具挑战性，因此，在工作过程中，小推力室会采用其他冷却方法。其中一种方法是配置注射器流，以使得一层薄薄的未燃烧燃料沿燃烧室内壁面流动。与大型发动机相比，采用昂贵难熔金属来制造小型发动机的成本相对较低，并且，有时还会使用更奇特的高温材料。辐射冷却就是直接让壁面发出红热甚至白热的光晕，以红外线能量和一些可见光的形式来散发热量。缺少冷却通道的推力室的燃烧压力通常远远低于主发动机；这种设计有助于减少壁面所承受的热量。

液体推进剂和凝胶推进剂燃烧室和喷嘴的工作原理基本相同。凝胶实际上属于高粘度液体，因此，主要工作原理差异在于：其需要更高的压力来推动凝胶通过细小的通道。因此，针对凝胶推进剂使用冷却通道可能不切实际。

**典型的导弹相关用途：**大型燃烧室和喷嘴是液体推进弹道导弹各火箭级主发动机的主要部件。大型火箭推力室也同样存在于液体推进的航天运载火箭主发动机中。其较小型的副本可用于火箭的上面级和再入飞行器的机动操作。小型液体火箭也用于姿态控制，因引导弹道导弹的主要火箭级，包括一些使用固体推进剂作为主要动力的导弹。液体火箭在这些控制功能方面属于万能选手，因为其可通过阀门来改变推力、或启动或关闭发动机。

**其他用途：**卫星和航天器使用多种小型液体火箭发动机进行机动操纵和姿态控制，包括轨道维护和星际转移。



附图45：左上角：一种液体火箭发动机，配备一个再生冷却大喷嘴。（《MTCR设备、软件和技术手册》第三版，（2005年5月））右下角：再生冷却液体火箭喷嘴的侧面图，连接到其燃烧室

**外观（视制造情况而定）：**图45显示了一个单独的大推力室，以及包含该类推力室的完整液体火箭发动机。两者的整体尺寸通常都由喷嘴的扩散段决定，但也可能存在例外情况。在这两幅图中，我们可以看到，壁面由许多小管（用于冷却流）组成；这些小管从喷嘴出口流向喉部，且外部采用结构环进行支撑。此外，导弹推力室可能在设有层间内部冷却通道；这样的话，其可见表面看起来更光滑。无论室壁结构如何，其向室壁输送推进剂的流动通道（管道）很可能裸露在外。对于弹道导弹和航天运载火箭的各主要火箭级，在过去，液体火箭推力室的尺寸从大约1米到6米不等；且喷嘴的大端直径约0.3米到4米。在这么大的尺寸范围内，相应的推力约在5吨到500吨之间。

对于室壁上不设冷却通道的小型推力室，常见的液体火箭发动机能产生大约500牛推力（0.05吨或110磅）。许多卫星都采用这种“远地点发动机”，但只有很少有比这更大的发动机会被用作卫星的一部分。这种发动机的推力室长度约0.25米到0.7米不等，喷嘴出口直径约0.15米到0.4米不等。卫星也会使用多个更小的推力室进行精细机动和姿态控制（旋转机动）。较小的液体火箭发动机通常会被称为推进器；并且，其中最小的发动机使用通过分解产生能量的单一推进剂方案，而不是混合氧化剂和燃料。图46显示了一个小型单一推进剂推进器；其使用辐射冷却，以确保金属壁保持略低于气体的温度。

液体火箭的喷嘴和燃烧室通常采用闪亮、灰色或其他颜色的金属制成。如果没有液体冷却通道，用于燃烧室和喷嘴的金属合金则可能包括不锈钢、镍和铌合金（铌）或其他高温难熔金属。如果使用冷却通道，则可以切实使用只能在较低温度下工作的材料，例如：铜、甚至铝合金。由于存在涂层或不同的层，推力室的内部可能看起来不同于外部。虽然最大的火箭推力室通常采用金属制成，但是，较小的推力室可能使用陶瓷材料。

**外观（如包装所示）：**所有的导弹部件都需确保轻量化和实用性，因此，它们都相对比较脆弱。如果大型液体火箭推力室和喷嘴独运输，则很可能会采用木制板条箱装运，或采用特殊配置的结构框架包裹起来，以保护它们免受损害。通常会使用塑料布来保持清洁。小型火箭推力室可能会使用板条箱运输，也可能会使用金属或塑料制成的特殊刚性容器进行运输。无论容器外部的固体材料如何，其内部的软泡沫都将根据运输物体的形状进行配置。



附图46：一种使用液体肼单一推进剂的小型火箭推进器。推力室壁为薄金属制成，无冷却通道，表面颜色因高温变得暗淡。由于液体流经注射器，光亮金属部分会保持较低的温度。整体长度约0.1米（Aerojet Redmond and Lawrence Livermore National Laboratory）

### 3.B所示。测试和生产设备

3.B.1. 专门设计用于以下项目所列设备或材料的“生产设施”：  
项目 3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.A.8、3.A.9、3.A.10或项目3.C。

**属性和用途：**子系统生产设施通常属于设计用于制造项目 3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.A.8、3.A.9、3.A.10中所列的主要组件和项目3.C中所列材料的工业领域。在将子系统转移到存储设施或主装配设施之前，可能会使用设备对这些装置进行零部件层面的测试，并作为设备总成进行测试。用于驱动无人机的涡轮喷气发动机、涡扇发动机和涡轮螺旋桨发动机均可在民用或军用飞机生产设施中制造。这些设施内通常设有危险和爆炸物等安全标识。

**工作原理：**装配夹具和卡具会用于支持、对准和装配单独的部件，如涡轮喷气发动机、涡扇发动机和涡轮螺旋桨发动机、燃料和氧化剂储罐、发动机壳体和发动机总成。各种模具和芯轴均经过专门设计，并用于生产各种零部件。通常会使用高架起重机将原材料组件从装运容器和小车移到装配夹具上。烟火装置会在偏远的设施中安装到级间机构部分。正确的材料和制造程序对生产可靠的液体推进剂泵和伺服阀至关重要。

**典型的导弹相关用途：**各种生产设施可利用原材料制造或生产无人机和火箭子系统，或者从外部进口零部件来进行组装。完工的子系统会装入单独的容器箱或板条箱，并运往长期储存的设施，或者运往最后组装和使用的设施。

**其他用途：**用于制造MTCR管制无人机发动机、制造火箭发动机、以及测试设备的生产设施，也可用于制造民用和军用飞行器的相关产品。

**外观（视制造情况而定）：**这些设施可以使用桥式起重机将无人机和火箭子系统从一个夹具或区域移动到另一个夹具或区域。用于火箭系统生产的装配夹具通常属于大型和重型结构。其总长度和宽度约比其设计用来装配的系统要长20%到30%。它们可能重达数百甚至数千磅。级间机构制造设施含有爆炸危险，且包括适当的接地和其他减轻危险的程序。级间机构制造设施会包括爆炸物储存区，因此可能位于远离人口稠密地区的偏远地区。液体推进剂泵和伺服阀需要专用材料和精密加工设备，才能生产可靠的产品。

液体推进剂火箭发动机的生产设施当前的规模要小于几十年前的规模，当时各国都在制造大量导弹和各种系统。中程弹道

导弹和小型导弹可在看起来属于大型、且装备精良的机械车间设施中制造。此外，还需要有质量控制设备与实验室设备，包括净室和气流实验台、花岗岩水平长椅等等，以及各种精密测量设备，包括扫描电子显微镜（SEM）、定位能力小于5 ppm的气体嗅探器和其他必要的专业测量设备。

**外观（如包装所示）：**这些设施的新设备或替换备件有时太大、太重，无法打包并作为完整的部件运送到生产厂房。因此，其部件通常单独装在板条箱中或固定在受保护的货盘上运输，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。

3.B.2. 专门设计用于项目3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.A.8、3.A.9、3.A.10或项目3.C中所述设备或材料的“生产设备”。

**属性和用途：**设计用于生产项目3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.A.8、3.A.9、3.A.10或项目3.C中所述物品的每个子系统生产设施都包含构成、加工、组织或测试项目3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.A.8、3.A.9、3.A.10或项目3.C中所述推进系统和设备组件的各种专用的工装夹具和卡具。工业加工设备可用于制造涡轮喷气发动机、涡扇发动机和涡轮螺旋桨发动机的部件。增材制造机器正在逐渐一种切实可行的选择，以生产注射器和相关部件。大型X射线设备用来检查固体推进剂火箭发动机的空洞和裂纹（见《MTCR附件》项目15.B.5）。各种电气和电子测试设备可用于支持执行机构和其他组件级的功能和操作测试。

#### 工作原理：

**涡轮喷气发动机和涡扇发动机：**用于驱动无人机(包括巡航导弹)的涡轮喷气发动机、涡扇发动机和涡轮螺旋桨发动机的制造技术与民用和军用航空行业的大型发动机基本相同。这些发动机均采用耐高温材料制成，并使用标准的航空加工和装配程序。

**固体推进剂火箭发动机：**用于制造固体推进剂火箭发动机的设备包括各种金属加工机械，且可能包括连续外壳纤维缠绕设备。

火箭发动机壳体采用高强度钢按照设计好的壳体尺寸和强度制成，或者采用复合纤维缠绕而成，以制造出与钢壳体一样坚固的轻量化发动机。

**隔热材料/内衬：**固体推进剂火箭发动机需要在壳体壁和推进剂之间设置隔热材料，以防止壳体因燃烧而产生的过多热量而失效。这种隔热材料通常是一层薄薄的橡胶或一层没有添加氧化剂成分的推进剂（也称为“抑制推进剂”）。

**喷嘴：**固体推进剂火箭发动机喷嘴由石墨复合材料制成，需要专门的设备进行制造。其采用由碳纤维缠绕结构组成的钢锭制成；在经过热处理，这些钢锭可将树脂和纤维固化成所需的形状。这些钢锭将通过加入浸渍树脂以及在更高的温度下固化等方式而进一步致密化；并且，这些流程通常在高压惰性气体环境中进行。此过程可以重复若干次，以增加最终产品的密度，使其满足设计标准。在此过程中，可能会使用等静压机。在生产出来后，会使用工业机械车间设施（包括除尘设备）将钢锭加工成所设计的喷嘴形状。

**液体推进剂火箭发动机：**CAD/CAM（计算机辅助设计和计算机辅助制造）软件广泛应用于现代火箭工厂，以及为发动机系统集成商提供零部件的配套设施。例如，推进剂开关阀需要铣床，以加工金属部件，包括壳体、阀座和针形阀。电磁线圈连接到针形阀上，阀门通过专用的设备固定在装配夹具（卡具）上进行焊接。组装好的阀门要经过一系列的检查，以确保它们符合规格要求；而这些检查则需要使用专门的设备。泄漏检查需要使用高压氦气和检测能力至少精确到百万分之五的气相色谱仪。许多其他验收测试均在生产和交付过程中完成。

电火花加工（EDM）在注射器制造中得到了广泛的应用。在最初开发时，其通过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。增材制造机器是用于生产注射器的一种新兴选择。

液体推进系统中的每个部件都有一套类似的生产设备，用于制造各个部件并验证它们是否满足规定的要求。组件完成测试并交付到最终组装区域后，即进行推进系统组装，然后进行大量的测量和检查，以确认完工的设备是否符合设计规范。

此时，可以将系统安装在测试设施中，以通过操作验证该系统是否满足系统需求。级间分离装置在偏远地区生产；并且，其生产中需采用爆炸物安全预防措施。保险与备炸装置将进行测试，以确保烟火信号装置是否可确保安全运输，并在收到命令之后激活。电桥导线试验可确认，电导线是否与炸药雷管正确连接，以及，连通安全与备炸装置的电路是否是完整。

**典型的导弹相关用途：**这些设施所生产的部件和组件可用于制造或测试涡轮喷气发动机、涡扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、冲压发动机、超燃冲压发动机、脉冲发动机以及联合循环发动机、火箭发动机壳体、火箭分级机构、液体推进剂控制系统和油箱，以及用于固体推进剂发动机的衬套和隔热材料。每一项都需要制造或装配MTCR控制的无人机或火箭系统。

**其他用途：**用于制造MTCR管制无人机发动机、固体推进剂火箭发动机、液体推进剂火箭发动机、以及相关测试设备的生产设备，也可用于制造民用和军用飞行器相关产品以及卫星或航天器组件。

**外观（视制造情况而定）：**固体推进剂发动机所用的设备和夹具通常为大型、重型结构。

**外观（如包装所示）：**无人机和火箭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固定在货盘上，以进行运输。

### 3.B.3. 滚压成型机床及其专用部件：

- a. 根据制造商的技术规范，其可以配备数控机组或电脑控制设备，即使在交货时没有配备此类装置/组件；且
- b. 具有两个以上轴线，且可同时协调，以用于外形轮廓控制。

#### 说明：

本项目不包括不能用于“生产”项目1.A中所述系统的推进部件和设备（例如，发动机外壳和级间机构）的机床。

#### 技术说明：

就本项目而言，结合旋压成型和滚压成型功能的机床应视为滚压成型机床。

- |         |       |
|---------|-------|
| • 奥地利   | • 比利时 |
| • 中国    | • 埃及  |
| • 法国    | • 德国  |
| • 印度    | • 意大利 |
| • 日本    | • 波兰  |
| • 俄罗斯联邦 | • 西班牙 |
| • 瑞士    | • 阿联酋 |
| • 英国    | • 美国  |

全球化生产



**属性和用途：**能够生产项目1.A中所述系统部件的滚压成型机床均属于大型、重型制造设备。其底座体积巨大，往往需要一个特殊的基础，以支持成型辊轴，芯轴和其他部件，并支持所要求的成型力，且不会发生变形。电源，液压油缸和定位螺栓也需要足够大，以抵御大变形的成型力。

**工作原理：**滚压成型机床可使用点变形工艺，其中，

一个或多个成型辊轴沿着金属板长度滚压，预先成型、或者将其压进旋转的模板或在具有所需形状的芯轴上。

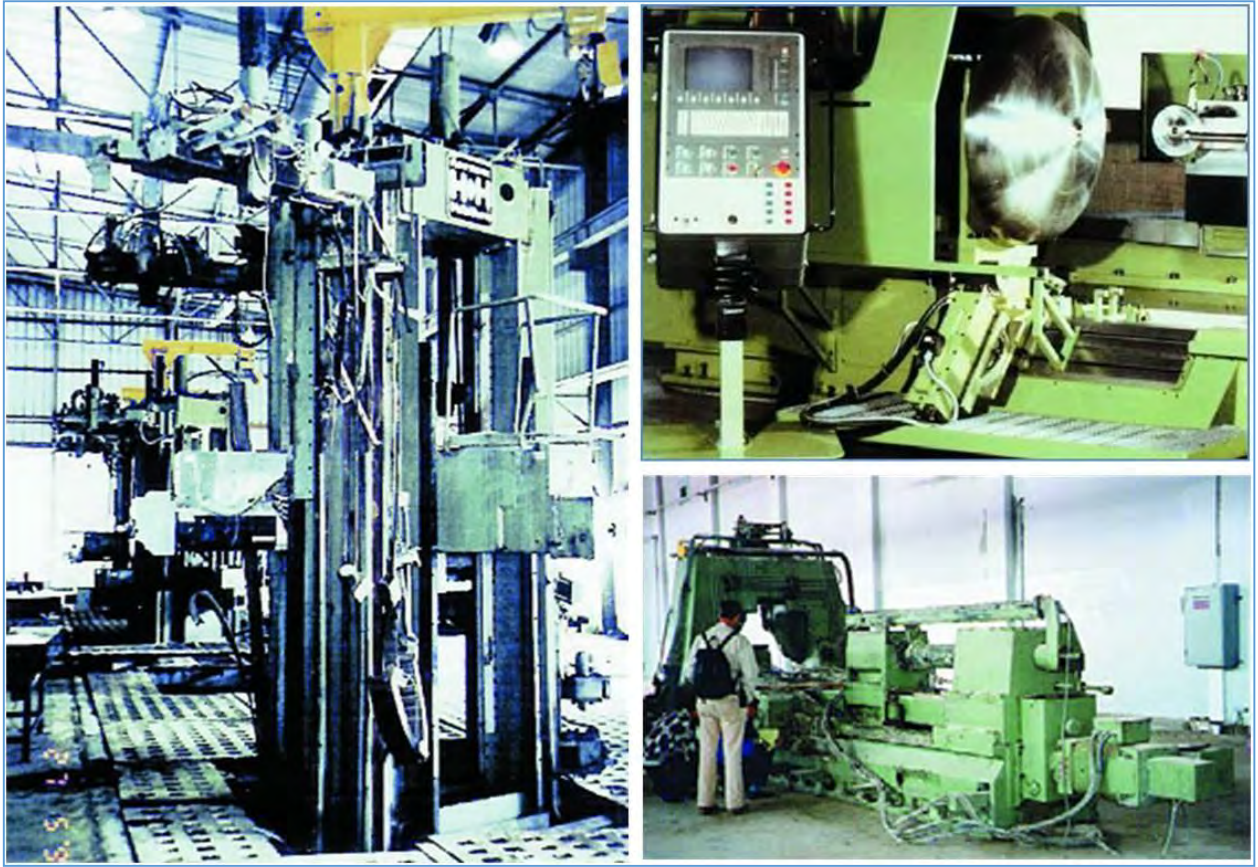
**典型的导弹相关用途：**滚压成型机床可用于制造火箭发动机外壳、壳体端盖和喷嘴。

**其他用途：**滚压成型机床可用于制造航空航天工业的许多部件，包括商用飞机部件、战术导弹部件和聚能射孔弹的衬垫。其还可用于制造汽车车轮、汽车自动变速器零部件、气体容器、压力罐端板、电子设备容器等。

**外观（视制造情况而定）：**滚压成型机床可采用立式或卧式布局。立式机床可成型更大的部件，因为此类机床拥有突出的伺服驱动臂来吊住辊轴，并拥有更大的马力进行滚压变形。卧式机床没有立式机床所拥有的辊轴吊臂。图47（右上角）展示了用于制造推进剂储罐壳体端盖的滚压成型机床的示例。相关的旋压成型工艺可生产滚压成型工艺所生成的类似壳体形状。但是，由于其从预先成型到最终形状所改变的材料厚度非常小，旋压成型机床可使用更低的成型力来进行材料加工。专门设计的生产设施和设备类似于航空航天和制造业的设备，但具有为特定系统设计的独特属性。

**外观（如包装所示）：**较大的立式机床通常要求将辊轴区域、立柱和芯轴分别装在木制板条箱中装运。较小的立式机床和卧式机床都可以在辊轴吊臂装配好之后装在大型的木制容器中运输。其将会被牢固固定到容器上，以防移动。控制装置和液压供应和动力装置也会单独装箱进行运输。





附图47： 右上角：一种用于制造推进剂储罐壳体端盖的滚压成型机床。（Aerojet） 右下角：卧式滚压成型机床。（《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）） 左侧：立滚压成型机床。（Ibid）

### 3.C.材料

3.C.1. 可用于项目2.A.1.c.1中所述子系统火箭发动机外壳的‘内衬’，或专门设计用于项目20.A.1.b.1中所述子系统的‘内衬’。

#### 技术说明:

在项目3.C.1中，适用于固体推进剂与壳体之间的粘结界面的‘内衬’或隔热衬板通常是耐火材料或隔热材料(如，碳填充HTPB或其他聚合物)的液体聚合物基分散体，并且会在壳体内部喷上或涂上一层固化剂。

- |         |         |
|---------|---------|
| • 阿根廷   | • 奥地利   |
| • 阿塞拜疆  | • 比利时   |
| • 巴西    | • 加拿大   |
| • 中国    | • 捷克共和国 |
| • 法国    | • 德国    |
| • 印度    | • 伊朗    |
| • 以色列   | • 意大利   |
| • 日本    | • 哈萨克斯坦 |
| • 马来西亚  | • 荷兰    |
| • 新西兰   | • 挪威    |
| • 巴基斯坦  | • 波兰    |
| • 葡萄牙   | • 罗马尼亚  |
| • 俄罗斯联邦 | • 南非    |
| • 韩国    | • 西班牙   |
| • 瑞典    | • 瑞士    |
| • 土耳其   |         |

全球化生产



**属性和用途:** 内部衬里、或内衬是一种特殊化学物质的薄涂层，可用于帮助固体推进剂附着在外壳隔热层上。内衬常由弹性体或塑料制成，并且通常由推进剂中使用的同类粘合剂加上添加剂组成，且该粘合剂（如碳黑）可提高内衬的强度。

**工作原理:** 固体推进剂火箭发动机的内衬是一种液体粘合剂，用于将推进剂与隔热材料粘结起来。其通常是一层10毫米至20毫米厚的橡胶材料，涂在发动机壳体内部，然后进行部分固化处理。然后，将新混合（未固化）的推进剂浇铸到发动机壳体中这些部分固化内衬之上。然后，在高温条件下完成推进剂和内衬的固化。

**典型的导弹相关用途:** 所有固体推进剂火箭发动机都使用内衬。内衬将固体推进剂与火箭发动机壳体隔热材料粘结起来。

**其他用途:** 用于火箭发动机内衬的某些材料可用于需要耐热材料的军事或商业应用。

**外观（视制造情况而定）:** 内衬通常由固体推进剂混合物中使用的粘合剂制成，而不添加氧化剂成分（也称为“抑制推进剂”）。

通常，如果不对材料样品进行各种化学试验，就很难从固体推进剂中识别出壳体隔热材料。

**外观（如包装所示）：**由于内衬通常由固体推进剂混合物中使用的粘合剂制成（不添加氧化剂成分），而且，其会在将固体推进剂浇铸到发动机壳体之前不久使用，因此，通常不会进行包装装运。

3.C.2. 可用于项目2.A.1.c.1所述子系统的火箭发动机壳体的散装‘隔热’材料、或专门设计用于项目20.A.1.b.1中所述子系统的‘隔热’材料。

**技术说明：**

在项目3.C.2中，“隔热层”旨在应用于火箭发动机的组件，例如，壳体、喷嘴入口、壳体封闭位置等；其包括各种固化或半固化复合橡胶组件，以及含隔热或耐火材料的橡胶板料。其也可以作为项目3.A.3中所述的应力靴或皮瓣。

- |         |         |
|---------|---------|
| • 阿根廷   | • 奥地利   |
| • 阿塞拜疆  | • 比利时   |
| • 巴西    | • 加拿大   |
| • 中国    | • 捷克共和国 |
| • 法国    | • 德国    |
| • 印度    | • 伊朗    |
| • 以色列   | • 意大利   |
| • 日本    | • 哈萨克斯坦 |
| • 马来西亚  | • 荷兰    |
| • 新西兰   | • 挪威    |
| • 巴基斯坦  | • 波兰    |
| • 葡萄牙   | • 罗马尼亚  |
| • 俄罗斯联邦 | • 南非    |
| • 韩国    | • 西班牙   |
| • 瑞典    | • 瑞士    |
| • 土耳其   |         |

全球化生产



**属性和用途：**隔热材料的主要作用是保护发动机外壳在飞行过程中不受燃烧产物（特别是热量）的伤害。外壳隔热层还必须实现几个次要目标。隔热材料必须将壳体壁与推进剂机械地结合起来。其还必须承受推进剂热收缩引起的应力、发动机所储存的推进剂重量和推进剂的惯量，特别是上面级在加速时所承受的应力和惯量。

**工作原理：**发动机外壳的隔热层尺寸经过精心设计，以确保在发动机外壳中装载最大数量的推进剂，但隔热层也应该足够厚，以在预期的燃烧时间内保护外壳，且具有一定的安全余量。位于前端盖和后端盖的减压皮瓣用于防止由于内部压力过大而导致的壳体变形。这些区域的壳体变形可能会在推进剂药柱或壳体隔热层中产生应力裂纹，导致发动机壳体在飞行中出现故障。隔热材料通常由弹性体或塑料制成；很多时候，隔热材料采用合成橡胶材料制成，如乙丙二烯单体（EPDM）、聚丁二烯、氯丁橡胶或丁腈橡胶。

隔热材料中可能含有二氧化硅或石棉，并且类似于灰色或绿色的橡胶片。

**典型的导弹相关用途：**外壳隔热材料的主要目的是保护固体推进剂火箭发动机外壳在飞行过程中不受燃烧产物（特别是热量）的伤害。

**其他用途：**用于火箭发动机内部衬里或隔热的某些材料可用于需要耐热材料的军事或商业应用。

**外观（视制造情况而定）：**内部隔热层是一层3毫米至10毫米厚、最高1米宽的橡胶材料。隔热材料的颜色通常是绿色、灰色、深褐色或黑色。

**外观（如包装所示）：**隔热材料以大卷形式运输，宽度可达1米，直径可达0.5米，且密封在包装箱内。在运输时，固体推进剂火箭发动机外壳可能包含内部隔热层，也可能没有内部隔热层。

### 3.D.软件

3.D.1. 专门设计或修改以“用于”项目3.B.1或3.B.3中所述“生产设施”和滚压成型机床的“软件”。

- 奥地利
- 中国
- 德国
- 意大利
- 波兰
- 韩国
- 西班牙
- 瑞典
- 乌克兰
- 比利时
- 法国
- 印度
- 日本
- 俄罗斯联邦
- 瑞士
- 英国
- 美国

全球化生产



**属性和用途：** 在项目

3.D.1中受管制的软件用于操作生产以下组件或部件的设备或滚压成型机床：涡轮喷气发动机、涡扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、冲压发动机、超燃冲压发动机及相关部件；固体推进剂火箭发动机壳体、隔热部件及材料、内衬材料及喷嘴；分级分离机构及级间机构；液体或凝胶推进剂泵、伺服阀、燃烧室、喷嘴和储罐；以及专门为混合动力火箭发动机设计的部件。

**工作原理：** 现代机床均采用计算机数控（CNC）方式。每台机床上的微处理器会读取用户创建的G代码程序，并且执行预先编程的操作。个人电脑可用于设计零件，或用于编写程序；具体方式可包括：通过手工输入G代码、或使用从用户输入工具和工具路径输出G代码的计算机辅助制造（CAM）软件。

CAM生成的G代码程序必须经过后处理才能用于特定的机床数控应用。通用G代码生成程序和资源库可从公共领域获得。

**典型的导弹相关用途：**计算机控制机床用于制造拥有数百个小注射器元件的液体火箭发动机注射器。数控增材制造（AM）设备也可用于制造注射器和多元件预燃烧的注射器。

诸如薄板扩散键合等工艺可以使用由计算机控制的烤箱。等离子喷涂和其他类型的材料涂层（如电镀）等都采用计算机控制方法进行。

液体推进剂火箭发动机的部件（注射器至燃烧室、以及燃烧至喷嘴的部件）通常采用焊接方式，但“主要设备”地面试验装置除外。这种“轨道式”焊接（绕圆柱体表面360度）目前由计算机控制，且需要特别量身定制的“软件”。

生产物品的检验也越来越多地在计算机控制下进行。例如，注射器包含数百个注射孔；并且，必须对这些孔的大小、位置和方向进行验证。这项检查使用计算机控制的光学比较仪进行，且需要特别开发的“软件”。

**其他用途：**用于制造MTCR管制的燃气轮机发动机、固体推进剂火箭发动机壳体和喷嘴、液体推进剂火箭发动机以及测试设备的“软件”，也可用于制造与民用和军用飞机等相关的产品，以及用于研究不同高度的天气和大气条件探空火箭。这种“软件”也可修改用于控制其他工业操作。

**外观（视制造情况而定）：**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）可通过计算机网络以电子方式传送。

3.D.2. 专门设计或修改用于项目3.A.1、3.A.2、3.A.4、3.A.5、3.A.6或3.A.9中所述设备的“软件”。

**说明：**

1. 专门设计或修改用于项目3.A.1中所述发动机的“软件”可能会作为载人飞行器的一部分或其中的替代“软件”而出口。
2. 专门设计或修改以用于项目项目3.A.5中所述的推进剂控制系统的“软件”可能会作为卫星的一部分或其中的替代“软件”而出口。

**属性和用途：**该“软件”用于操作、安装、维护、修理和大修/翻新以下设备或装置：涡轮喷气发动机、涡扇发动机和涡轮螺旋桨发动机；冲压喷气/超燃冲压发动机/脉冲喷射发动机；火箭分级机构、分离机构、级间机构；液体或凝胶推进剂泵和伺服阀；以及专门为混合推进剂火箭发动机设计的部件。

**工作原理：**在发射前，本节描述的飞行“软件”会加载在火箭和无人机的飞行计算机和飞行控制器中，以控制所有飞行活动和操作，如弹道导弹的分级运行和抛离操作。这种“软件”也可用于控制液体推进剂发动机和凝胶推进剂发动机的运行。

**典型的导弹相关用途：**该“软件”用于涡轮喷气发动机、涡扇发动机和涡轮螺旋桨发动机、冲压喷气/超燃冲压发动机/脉冲喷射发动机、火箭分级机构、分离机构、级间机构和液体或凝胶推进剂泵和伺服阀。通常，这类“软件”可以自动启动故障分析来识别故障组件。

**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）可通过计算机网络以电子方式传送。

### 3.D.3. 专门设计或修改用于项目3.A.2、3.A.3、3.A.4中所述设备“开发”的“软件”。

**属性和用途：**该“软件”用于以下设备或装置的研发和设计：冲压发动机/超燃冲压发动机/脉冲发动机的研究和设计；固体推进剂火箭发动机壳体，包括隔热层和内衬及喷嘴；火箭分级机构、分离机构、级间机构；以及为这些项目开发试生产程序、配置和集成程序。

**工作原理：**本节中所述的“软件”用于在电脑上开发详细的串行和并行制造程序，设计本节列出的各种组件，操作计算机控制用于生产各种组件的机器，并且设计、建模和测试这些设备或装置的配置和集成程序。

**典型的导弹相关用途：**该“软件”安装在通用计算机上，用于评估以下设备或装置的设计、并安装在专用自动化设备上以进一步开发以下设备或装置：冲压发动机/超燃冲压发动机/脉冲喷气发动机；固体推进剂火箭发动机壳体，包括隔热层和内衬及喷嘴；火箭分级机构、分离机构、级间机构部分。通常，这个任务通过一系列规划、仿真、流程建模和其他“软件”包来完成。本项目中的其他“软件”用于为这些设备或装置开发试生产程序、配置和集成程序。

**其他用途：**一般来说，工程设计软件有着非常广泛的用途，而生产和开发“软件”可用于设计和测试其他大型工业组织具体作业（如石油生产和分销），但必须经过修改。

**外观（视制造情况而定）：**通常，这种“软件”以计算机程序的形式而存在；在历史上，这些程序可能会存储在印刷、磁性、光学或其他媒介上，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、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）：**这些磁带、软盘、可移动硬盘、光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（包括文件）可通过计算机网络以电子方式传送。在21世纪，互联网非常可能成为跨国界软件传输的手段。

## 3.E.技术

3.E.1.根据《通用技术说明》，用于项目3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.A.8、3.A.9、3.A.10、3.B、3.C或3.D中所述设备、材料或“软件”的“开发”、“生产”或“使用”的“技术”。

**属性和用途：**材料项目3.E.1中管制的“技术”涵盖项目3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.A.8、3.A.9、3.A.10、3.B、3.C或3.D中所述设备、材料或“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。一个国家可从一个或多个专注于某种生产技能、或专注于技术项目或材料采购的咨询服务机构得到“技术支持”。此外，任何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、或对各系统建造需技术进行实习等方式来获得“技术支持”。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：**建造火箭和无人机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。每种设备所使用的“技术”都非常相似。

**其他用途：**某些用于设计、制造和测试无人机的“技术”可能拥有军用或商用飞行器的功能。高强度钢滚压成型发动机壳体相关“技术”也已应用于商用和工业类型的散热器生产。

**外观（视制造情况而定）：**不适用

**外观（如包装所示）：**不适用