



安全理事会

Distr.: General
8 April 2014
Chinese
Original: English

2014年4月8日安全理事会第1718(2006)号决议所设委员会主席给安
全理事会主席的信

谨代表安全理事会第1718(2006)号决议所设委员会,随函转递2014年4月2
日委员会根据第2094(2013)号决议第21段和2012年4月16日S/PRST/2012/13
号文件提交的报告。

请提请安全理事会成员注意本函及其附件,并将其作为安理会的文件分发为荷。



附件

安全理事会第 1718(2006) 号决议所设委员会根据第 2094(2013) 号决议第 21 段和 S/PRST/2012/13 号文件编写的报告

2012 年 4 月 16 日，安全理事会发表主席声明(S/PRST/2012/13)，指示第 1718(2006)号决议所设委员会除其他外，每年更新须对其实施资产冻结和(或)旅行禁令的个人和实体的综合清单。该清单于 2013 年 12 月 31 日最后一次更新。

此外，安全理事会第 2094(2013)号决议第 21 段中指示委员会最迟在 2014 年 3 月 7 日并在其后每年审查和更新第 2087(2013)号决议第 5(b)段所述清单中的物项，即INFCIRC/254/Rev.11/Part 1 和INFCIRC/254/Rev.8/Part 2(核相关物项)以及 S/2012/947(弹道导弹相关物项)。

为了完成这些任务，委员会于 2014 年 1 月 24 日和 2 月 24 日举行非正式磋商。委员会主席还向所有会员国发出普通照会，请其提供补充资料，以更新这些清单。

2014 年 4 月 2 日，委员会按照安全理事会的指示行事，批准如下文件：

A. 委员会的个人和实体综合清单中所载用于查明这些个人和实体的更新资料

委员会在 Korea Ryonha Machinery Joint Venture Corporation 使用的别名名单上增加了“朝鲜联合机械贸易会社”的名字。

B. 第 2087(2013) 号决议第 5 (b) 段说明的清单中所列物项的更新资料

委员会确定，INFCIRC/254/Rev.11/Part 1 和INFCIRC/254/Rev.8/Part 2 中的物项清单被INFCIRC/254/Rev.12/Part1 和INFCIRC/254/Rev.9/Part.2 中的项目清单所取代。因此，INFCIRC/254/Rev.12/Part1 和INFCIRC/254/Rev.9/Part 2 号文件所载物项清单应受第 1718(2006)号决议第 8(a)、(b)和(c)段所规定措施的管制。

委员会还确定，S/2012/947 号文件中与弹道导弹计划有关的物项、材料、设备、货物和技术被所附物项清单取代。故所附物项清单应受第 1718(2006)号决议第 8(a)、(b)和(c)段所规定措施的管制。

与弹道导弹计划有关的物项、材料、设备、货物和技术

对 S/2012/947 中以下项目的改动以粗体字显示：导言(d)一般软件注释、空间运载火箭“有效载荷”的定义、2.A.1.c.和 2.A.1.c.的注释、2.D.6.的注释 1.、3.A.1.a.2.、3.A.5.、3.A.9.、4.B.3.A.相应注释、4.B.3.D.、4.D.1.、6.D.1.、技术注释 4 至 9.A.3.、9.B.1.、12.A.3.、15.B.4.A.2.和 20.A.1.B.

目录

1. 引言

- (a) 第一类和第二类物项
- (b) “射程”与“有效载荷”交互效应
- (c) 一般技术注释
- (d) 一般软件注释
- (e) 化学文摘社号码

2. 定义

- “准确度”
- “基础科学研究”
- “研发”
- “公开领域”
- “微电路”
- “微程序”
- “有效载荷”
 - 弹道导弹
 - 航天运载火箭
 - 探空火箭
 - 巡航导弹
 - 其它无人驾驶航空飞行器
- “生产”
- “生产设备”
- “生产设施”
- “程序”
- “抗辐射加固”
- “射/航程”
- “软件”
- “技术”
- “技术援助”
- “技术资料”
- “使用”

3. 术语

- “专门设计”
- “设计或改进”
- “使用在”“用于”“可作为”或者
- “能够”“改进”

第一类——第 1 项

完整运载系统

- 1.A.1. 完整火箭系统(≥ 300 公里“射程”和 ≥ 55 公斤“有效载荷”)
- 1.A.2. 完整无人驾驶航空飞行器系统(≥ 300 公里“射程”和 ≥ 55 公斤“有效载荷”)
- 1.B.1. “生产设施”
- 1.C. 无
- 1.D.1. “软件”
- 1.D.2. “软件”
- 1.E.1. “技术”

第一类——第 2 项

可用于完整运载系统的完整次系统

- 2.A.1. “完整次系统”
- 2.B.1. “生产设施”
- 2.B.2. “生产设备”
- 2.C. 无
- 2.D.1. “软件”
- 2.D.2. “软件”
- 2.D.3. “软件”
- 2.D.4. “软件”
- 2.D.5. “软件”
- 2.D.6. “软件”
- 2.E.1. “技术”

第二类——第 3 项

推进组件及设备

- 3.A.1. 涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机
- 3.A.2. 冲压喷气/超燃冲压喷气/脉冲喷气/组合循环发动机
- 3.A.3. 火箭发动机壳体、“绝热”组件及喷嘴
- 3.A.4. 接合机制、分离机制及节间装置
- 3.A.5. 液体和悬浮推进剂(包含氧化剂)控制系统
- 3.A.6. 复合火箭发动机
- 3.A.7. 星形滚珠轴承
- 3.A.8. 液体推进剂箱

- 3.A.9. 涡轮螺旋桨飞机发动机系统
- 3.B.1. “生产设施”
- 3.B.2. “生产设备”
- 3.B.3. 滚压成型机床
- 3.C.1. 可用于火箭发动机壳体的“内衬”
- 3.C.2. 可用于火箭发动机壳体的块状“绝热”材料
- 3.D.1. “软件”
- 3.D.2. “软件”
- 3.D.3. “软件”
- 3.E.1. “技术”

第二类——第 4 项

推进剂、化学品及推进剂生产

- 4.A. 无
- 4.B.1. “生产设备”
- 4.B.2. “生产设备”
- 4.B.3. a. 间歇式搅拌机
- b. 连续式搅拌机
- c. 流体能研磨机
- d. 金属粉体“生产设备”
- 4.C.1. 复合及改良复合双基推进剂
- 4.C.2. 燃料物质如下：
 - a. 肼
 - b. 肼衍生物
 - c. 球状铝粉
 - d. 锆铍镁以及合金
 - e. 硼及硼合金
 - f. 高能量密度物质
- 4.C.3. 高氯酸盐、氯酸盐或铬酸盐
- 4.C.4. a. 氧化剂物质——液体推进剂火箭发动机
- b. 氧化剂物质——固体推进剂火箭发动机
- 4.C.5. 聚合物
- 4.C.6. 其它推进剂添加物与药剂
 - a. 结合剂
 - b. 固化反应催化剂
 - c. 燃速改性剂
 - d. 酯与塑化剂
 - e. 稳定剂
- 4.D.1. “软件”
- 4.E.1. “技术”

第二类——第 5 项 (保留以供今后使用)

第二类——第 6 项

结构复合材料生产、热解沉积与致密化以及结构材料

- 6.A.1. 复合材料、积层板及其制造
- 6.A.2. 再饱和热解材料
- 6.B.1. a. 绕线机或纤维铺放机
- b. 缠带机
- c. 多方向、多维编织机或交织机
- d. 为生产纤维与丝线材料而设计或经改良之设备
- e. 为特殊纤维之表面处理而设计或改良之设备
- 6.B.2. 喷嘴
- 6.B.3. 均压机
- 6.B.4. 化学气相沉积炉
- 6.B.5. 增密及热解设备和控制装置
- 6.C.1. 纤维树脂含纤预浸料及外敷纤维之金属预成物
- 6.C.2. 再饱和热解材料
- 6.C.3. 细粒再结晶块状石墨
- 6.C.4. 热解或纤维强化石墨
- 6.C.5. 导弹雷达天线罩的陶瓷复合材料
- 6.C.6. 碳化硅材料
- 6.C.7. 钨钼及其合金
- 6.C.8. 马氏体时效钢
- 6.C.9. 加钛安定双重不锈钢
- 6.D.1. “软件”
- 6.D.2. “软件”
- 6.E.1. “技术”
- 6.E.2. “技术数据”
- 6.E.3. “技术”

第二类——第 7 项 (保留以供今后使用)

第二类——第 8 项 (保留以供今后使用)

第二类——第 9 项**仪表、导航及指向**

- 9.A.1. 整合式飞航仪表系统
- 9.A.2. 天文陀螺罗盘
- 9.A.3. 直线加速度表
- 9.A.4. 所有类型的陀螺仪
- 9.A.5. 加速仪或陀螺仪
- 9.A.6. 惯性设备或其它设备
- 9.A.7. “整合式导航系统”
- 9.A.8. 三轴磁航向传感器
- 9.B.1. “生产设备”及其它测试、校正与校准设备
- 9.B.2.
 - a. 平衡机械
 - b. 指示计头
 - c. 运动模拟器/比率表
 - d. 定位台
 - e. 离心机
- 9.C. 无
- 9.D.1. “软件”
- 9.D.2. 整合“软件”
- 9.D.3. 整合“软件”
- 9.D.4. 整合“软件”
- 9.E.1. “技术”

第二类——第 10 项**飞行控制**

- 10.A.1. 液压、机械、光电或机电式飞行控制系统
- 10.A.2. 姿态控制设备
- 10.A.3. 飞行控制伺服阀
- 10.B.1. 测试、校正与校准设备
- 10.C. 无
- 10.D.1. “软件”
- 10.E.1. 设计用于整合飞行器机身、推力系统及升力控制面的“技术”
- 10.E.2. 设计用于整合飞控、制导及推进数据加载飞行管理系统的“技术”
- 10.E.3. “技术”

第二类——第 11 项**航空电子学**

- 11.A.1. 雷达及激光雷达系统，包含高度计

- 11.A.2. 被动感应器
- 11.A.3. 接收器 GNSS, 例如 GPS、GLONASS 或 Galileo
- 11.A.4. 电子套件及组件
- 11.A.5. 脐带式 and 级间接线盒
- 11.B. 无
- 11.C. 无
- 11.D.1. “软件”
- 11.D.2. “软件”
- 11.E.1. 设计“技术”
- 11.E.2. “技术”

第二类——第 12 项**发射支持**

- 12.A.1. 仪器及装置
- 12.A.2. 飞行器
- 12.A.3. 重力仪、重力梯度仪
- 12.A.4. 遥测及遥控设备，包括地面设备
- 12.A.5. 精密追踪系统
 - a. 跟踪系统
 - b. 测距仪雷达
- 12.A.6. 热电池
- 12.B. 无
- 12.C. 无
- 12.D.1. “软件”
- 12.D.2. “软件”
- 12.D.3. “软件”
- 12.E.1. “技术”

第二类——第 13 项**计算机**

- 13.A.1. 模拟计算机、数字计算机或数值微分分析仪
- 13.B. 无
- 13.C. 无
- 13.D. 无
- 13.E.1. “技术”

第二类——第 14 项**模拟数字转换器**

- 14.A.1. 模拟数字转换器
- 14.B. 无
- 14.C. 无

- 14.D. 无
14.E.1. “技术”

第二类——第 15 项

测试设施及设备

- 15.A. 无
15.B.1. 振动测试设备
 a. 振动测试设备
 b. 数字控制器
 c. 振动推冲器
 d. 测试片支持结构及电子单元
15.B.2. 风洞
15.B.3. 测试台/架
15.B.4. 环境模拟室
15.B.5. 加速器
15.C. 无
15.D.1. “软件”
15.E.1. “技术”

第二类——第 16 项

计算机建模-模拟及设计整合

- 16.A.1. 复合(结合数字/模拟)计算器
16.B. 无
16.C. 无
16.D.1. “软件”
16.E.1. “技术”

第二类——第 17 项

隐形

- 17.A.1. 降低可观测性的装置
17.B.1. 专门设计的雷达反射截面积量测系统
17.C.1. 降低可观测性的材料
17.D.1. “软件”
17.E.1. “技术”

第二类——第 18 项

核效应防护

- 18.A.1. “抗辐射加固”的微电路
18.A.2. “探测器”
18.A.3. 鼻锥罩
18.B. 无
18.C. 无
18.D. 无
18.E.1. “技术”

第二类——第 19 项

其它完整运载系统

- 19.A.1. 射/航程等于或大于 300 公里的完整火箭系统
19.A.2. 射/航程等于或大于 300 公里的完整无人驾驶航空飞行器系统
19.A.3. 其他完整无人驾驶航空器系统
19.B.1. 生产设施
19.C. 无
19.D.1. “软件”
19.E.1. “技术”

第二类——第 20 项

其它完整次系统

- 20.A.1. a. 火箭各级
 b. 固体推进剂火箭发动机、混合火箭发动机或液体推进剂火箭发动机
20.B.1. “生产设施”
20.B.2. “生产设备”
20.C. 无
20.D.1. “软件”
20.D.2. “软件”
20.E.1. “技术”

本附件所用单位、常数、缩略语和简称

换算表

谅解声明

1. 引言

(a) 此附件包括两类物项，含设备、材料、“软件”或“技术”。第一类物项均列于附件第 1 项和第 2 项，这类物项具有最高敏感性。如果某一系统包含属于第一类的一物项，除非该物项无法从该系统中分离、移开或复制，否则该系统亦列为第一类管制。附件中没有列为第一类的物项，均为第二类物项。

(b) 对第 1 项和第 19 项有关完整火箭和无人驾驶航空飞行器系统及技术附件所列可能会用于此种系统的设备、材料、“软件”或“技术”的转移申请进行审查时，政府应考虑其“射程”与“有效载荷”交互效应的能力。

(c) **一般技术注释：**

与附件中所管制产品直接相关的“技术”之转移，应依照国家立法所许可范围内对各物项之规定予以管制。附件所列任何物项如获出口许可，即准予向最终用户出口该物项安装、操作、维护或修理所需最低“技术”。

注：

本管制并不适用于“公开领域”“技术”或“基础科学研究”。

(d) **一般软件注释：**

本附件对下列“软件”不予管制：

1. 以下列途径供应大众的软件：

a. 由不受限制的零售点销售的库存品，交货方式如下：

1. 柜台交易；
2. 邮购交易；
3. 电子交易；
4. 电话交易；

b. 设计为用户自行安装、不需供货商进一步提供很多支持的软件，或

2. “属公开领域”的软件。

注：

“一般软件注释”仅适用于一般用途、大众市场的“软件”。

(e) **化学文摘社(CAS)号码：**

在一些情况下，化学品按名称和 CAS 号码列出。结构式相同的化学品(包括水合物)，无论其名称和 CAS 号码为何，均受管制。CAS 号码用于帮助确定某

一化学品或聚合物是否受管制，无论名称为何。CAS 号码不能用作独特标识，因为所列化学品的某些形式具有不同的 CAS 号码，包含所列某一化学品的聚合物也可以有不同的 CAS 号码。

2. 定义

本附件采用下列定义：

“准确度”

通常以误差度来衡量准确度，即某一指示值同认可标准值或真值最大正负偏差。

“基础科学研究”

主要为获得现象和可观察到的事实的基本原理的新知识而从事的实验性或理论性工作，此类工作主要不是针对某一具体的实际目的或目标。

“研发”

指生产之前的所有阶段，如：

- 设计
- 设计研究
- 设计分析
- 设计理念
- 样机的装配和测试
- 试生产方案
- 设计数据
- 把设计数据转化为产品的工艺过程
- 结构设计
- 总体设计
- 平面设计

“公开领域”

指没有传播限制而可以自由获得的“软件”或“技术”(版权限制无碍“软件”或“技术”在“公开领域”使用)。

“微电路”

一种具有电路功能的装置，其中一群主、被动组件被认为彼此相联，不可分割，或处于一连续结构上。

“微程序”

在特殊贮存器中保存的单元指令系列，指令的执行是由其参考指令缓存器之指示激活。

“有效载荷”

由特定火箭系统或非用来维持飞行的无人驾驶航空飞行器系统搭载或投送之总重量。

注：

有效载荷所包含的特定设备、次系统或组件视有关飞行器类型及配置而定。

技术注释：

1. 弹道导弹

a. 对有可分离再入飞行器的系统而言，“有效载荷”包括：

1. 再入飞行器，包括：

- a. 专用制导、导航及控制设备；
- b. 专用反制设备；

2. 任何类型的弹药(如：爆裂物或非爆物)；

3. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的弹药支撑结构及安放机制(如：用来使再入飞行器附着本体/后加力飞行器或与其分离的硬件)。

4. 保险、解保、引信或起爆机制及装置；

5. 任何其它反制设备(如：诱标、干扰器或箔条投放器)，可与再入飞行器本体/后加力飞行器分离；

6. 不包括在系统/次系统内、而对其它阶段操作很重要之本体/后加力飞行器或姿态控制/速度调整模块。

b. 对有非分离之再入飞行器的系统而言，“有效载荷”包括：

1. 任何类型的弹药(如：爆裂物或非爆物)；

2. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的弹药支撑结构及安放机制；

3. 保险、解保、引信或起爆机制及装置；

4. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的任何其它反制设备(如：诱标、干扰器或箔条投放器)。

2. 航天运载火箭

“有效载荷”包括：

a. 航天器(单一或多个)，包括卫星；

b. 航天器发射器接合器，包括(如适用)远地点/近地点踢进器或类似操纵系统和分离系统。

3. 探空火箭

“有效载荷”包括：

- a. 为获取任务特定数据, 如数据收集、记录或发送等装置之任务所需设备;
- b. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的回收设备(如降落伞)。

4. 巡航导弹

“有效载荷”包括:

- a. 任何类型的弹药(如: 爆裂物或非爆物);
- b. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的弹药支撑结构及安放机制;
- c. 保险、解保、引信或起爆机制及装置;
- d. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的反制设备(如: 诱标、干扰器或箔条投放器);
- e. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的特征变换设备。

5. 其它无人驾驶航空飞行器

“有效载荷”包括:

- a. 任何类型的弹药(如: 爆裂物或非爆物);
- b. 保险、解保、引信或起爆机制及装置;
- c. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的反制设备(如: 诱标、干扰器或箔条投放器);
- d. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的特征变换设备;
- e. 为获取任务特定数据, 如数据收集、记录或发送等装置之任务所需设备以及可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的辅助结构;
- f. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的回收设备(如降落伞)。
- g. 可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的弹药辅助结构和部署机制。

“生产”

是指所有的生产阶段, 诸如:

- 生产设计
- 制造
- 总成
- 装配(安装)
- 检验
- 测试
- 质量保证

“生产设备”

指工具、样板、夹具、芯模、塑模、冲模、定位装置、校准装置、试验设备以及其他机械和部件。这些设备只限于那些为“研制”或“生产”的一个或几个阶段而专门设计的设备。

“生产设施”

指在研制生产的一个或几个阶段中组成整套装置的生产设备，以及为此专门设计的软件。

“程序”

以可由计算机执行的形式或以可转换为由计算机执行的形式完成一流程的一系列指令。

“抗辐射加固”

指经设计或被评等为可以承受辐射程度达到或超过总辐射量 5×10^5 雷德(硅侦检剂)的组件或设备。

“射/航程”

特定火箭系统或无人驾驶航空飞行器系统在稳定飞行中能够飞行的最大距离，以其飞行轨迹投射在地球表面上之距离量度。

技术注释:

1. 在判定“射/航程”时，将以系统设计特性于装满燃料或推进剂之最大能力为基本考量。
2. 火箭系统及无人驾驶航空飞行器之“射/航程”判定，将不考虑任何外在因素，诸如作业限制、遥测、数据链或其它外在约束之限制。
3. 火箭系统的“射程”将假设在国际民航组织标准大气压及无风状态下，所达最大射程之弹道予以判定。
4. 无人驾驶航空飞行器的“航程”将假设在国际民航组织标准大气压及无风状态下，以最高燃油效率(如：巡航速度及高度)所达单程距离判定。

“软件”

固定于任何表达形式之有形介质中的一个或多个“程序”或“微程序”的集合。

“技术”

指“研制”、“生产”或“使用”某一产品而需要的特别信息。这种信息形式可能是“技术资料”或“技术援助”：

“技术援助”

可为下列形式：

- 技术指导
- 技能
- 培训
- 实践经验
- 咨询服务

“技术资料”

可为下列形式：

- 蓝图
- 计划
- 图表
- 模型
- 公式
- 工程设计和规格
- 书写或记录在其它介质或装置上的手册和说明书，诸如：
 - 磁盘
 - 磁带
 - 只读存储器

“使用”

意指：

- 操作
- 安装(包括现场安装)
- 维护
- 修理
- 大修
- 翻修

3. 术语

文中出现术语解释如下：

- (a) “专门设计” (Specially Designed)意指经“研制”的某设备、零件、组件、材料或“软件”具有某种预定用途的独特性质。例如：“专门设计”用于导弹的设备，如无任何其它功能或用途，则只能视为“专门设计”的设备。又如，为生产某一类型组件而“专门设计”的制造设备，如不能生产其他类型组件，则只能视为“专门设计”的设备。
- (b) “设计或改进” (Designed or Modified)意指“研制”或修改后的设备、零件、组件或软件适合于特别用途的特定性质。例如：为导弹使用而设计的镀钛泵除可使用推进剂外，也能使用腐蚀性液体。
- (c) “可用在” (usable in)、“可用于”、“可用作”或“能够” (capable of)意指备、零件、组件或软件适用于某特定用途。这些设备、零件、组件或“软件”必需经过特别的配置、修改或特别调整就能适用于该特别用途。例如：任何军事规格的记忆电路均“能够”用于制导系统的操作。
- (d) “软件”的“改进”，意指有意改变“软件”，使其适用特定目的或应用之性质。其特性亦能使之适用其它非目的应用。

第一类

第 1 项 完整运载系统

1.A. 设备、装配及组件

1.A.1. 能把 500 公斤以上有效载荷投掷到 300 公里以上的完整火箭系统(包含弹道导弹系统、航天运载火箭、探空火箭)。

1.A.2. 能把 500 公斤以上有效载荷投掷到 300 公里以上的完整无人驾驶航空飞行器系统(包含巡航导弹系统、靶机及无人驾驶侦察机)。

1.B. 测试及生产设备

1.B.1. 为 1.A.中所述系统而专门设计的“生产设施”。

1.C. 材料

无。

1.D. 软件

1.D.1. 为 1.B 中所述“生产设施”的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

1.D.2. 为“使用”于 1.A.所述系统而专门设计或修改能协调一个以上次系统功能的“软件”。

1.E. 技术

1.E.1. 依照“一般技术注释”，指 1.A.、1.B.或 1.D.中所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 2 项 可用于完整运载系统的完整次系统

2.A. 设备、装配及组件

2.A.1. 可用于 1.A.所述系统的完整次系统，如下：

- a. 可用于 1.A.所述系统的火箭的各级；
- b. 再入飞行器及下列经专门设计或修改、可用于 1.A.所述系统的设备，但 2.A.1.的注释所述用于运载非武器的除外：
 1. 以陶瓷材料或烧蚀耐热材料制成的耐热护罩及其组件；
 2. 质轻、高热容材料制成的热散体及其组件；
 3. 为再入飞行器专门设计的电子设备；
- c. 可用于 1.A.所述系统的火箭推进次系统，具体如下：

1. 总冲力大于或等于 1 100 千牛顿·秒的固体推进剂火箭发动机或混合火箭发动机；
2. 总冲力大于或等于 1 100 千牛顿·秒的集成、或经设计或经改装而集成为一个液体推进剂推进系统的液体推进剂火箭发动机；

注：

2. A. 1. c. 所述为卫星用途设计或修改的液体推进剂远程发动机或定位引擎，若出口需有最终用户说明，且对例外的最终用户有适当的数量限制，真空推力不大于 1kN，均可视为第二类物项予以处理。

d. 可用于 1.A 所述系统、系统精度为射程的 3.33% 以内(亦即射程在 300 公里时，园公算偏差等于或小于 10 公里)的“制导装置”，但如 2.A.1.项的注释所述，为射程 300 公里以下的导弹或是有人驾驶飞机专门设计的制导装置不在此列。

技术注释：

1. “制导装置”将量度计算飞行器位置及速度的程序(即导航)与计算和下达指令至飞行器的飞行控制系统的程序二者加以整合，以修正飞行轨道。
2. 园公算偏差(CEP)用以衡量精度，系指以目标为圆心至 50%的有效载荷在特定射程内着陆点的半径。

e. 可用于 1.A 所述系统的推力矢量控制次系统；但若该次系统的设计不超过 1.A. 所述火箭系统航程及有效载荷能力，且符合 2.A.1.的注释中的规定，则不在此列。

技术注释：

2. A. 1. e. 包括下列可达推力矢量控制方法：

- a. 活动喷嘴；
- b. 流体或次气体喷注；
- c. 可移式发动机或发动机喷嘴；
- d. 排气喷流偏折(喷射导片或探针)；
- e. 利用推力导片。
- f. 可用于 1.A.所述系统的武器或弹头的保险、解保、引信或起爆装置；但该装置若是依第 2.A.1.项的注释的规定，不是为 1.A.所述系统设计，则不在此列。

注：

若次系统的出口需有最终用户说明，且对上述例外最终用户需有适当数量限制，则上述 2. A. 1. b.、2. A. 1. d.、2. A. 1. e. 及 2. A. 1. f. 中的例外情况可作为第二类处理。

- 2.B. 测试及生产设备
- 2.B.1. 为 2.A.所述次系统而专门设计的“生产设施”。
- 2.B.2. 为 2.A.中所述次系统而专门设计的“生产设备”。
- 2.C. 材料
- 无。
- 2.D. 软件
- 2.D.1. 为 2.B.1.中所述“生产设施”的“使用”而专门设计或改进的“软件”。
- 2.D.2. 为“使用”于 2.A.1.c.中所述火箭发动机或发动机而专门设计或改进的“软件”。
- 2.D.3. 为“使用”于 2.A.1.d.中所述“制导装置”而专门设计或改进的“软件”。
- 注：
2. D. 3. 包括为增强“制导装置”性能以达到或超过 2. A. 1. d. 中所述精度而专门设计或改进的“软件”。
- 2.D.4. 为“使用”于 2.A.1.b.3.中所述次系统或设备而专门设计或改进的“软件”。
- 2.D.5. 为“使用”于 2.A.1.e.中所述系统而专门设计或改进的”软件”。
- 2.D.6. 为“使用”于 2.A.1.f.中所述系统而专门设计或改进的“软件”。
- 注：
2. D. 2. -2. D. 6. 所列“软件”，需有适合于例外最终用户的最终用户说明，可作为第二类物项处理，说明如下：
1. 若为液体推进剂远程发动机或定位引擎专门设计或改进，而该发动机如 2. A. 1. c. 的注释所述，是为卫星应用而设计或改进的，在 2. D. 2. 之下处理；
 2. 若为“射程”为 300 公里以下或有人驾驶飞机设计，在 2. D. 3. 之下处理；
 3. 若非为运载武器的再入飞行器专门设计或改进，在 2. D. 4. 之下处理；
 4. 若为不超过 1. A. 所述系统“射/航程”和“有效载荷”能力的火箭系统设计，在 2. D. 5. 之下处理；
 5. 若为 1. A. 中没有述及的系统设计，在 2. D. 6. 之下处理。
- 2.E. 技术
- 2.E.1. 依照“一般技术注释”，指 2.A、2.B.或 2.D.中所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第二类

第 3 项 推进组件及设备

3. A. 设备、装配及组件

3.A.1. 下述涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机：

a. 具有下列两个特性的发动机：

1. ‘最大推力值’大于 400 牛顿(未安装时)，但‘最大推力值’大于 8.89 千牛顿(未安装时)的民用认证发动机除外；且
2. 单位耗油率为 $0.15 \text{ kg N}^{-1}\text{h}^{-1}$ 或以下(海平面静态及采用民航组织标准大气压情况下连续最大动力)；

技术注释：

在 3. A. 1. a. 1. 中，‘最大推力值’是制造商展示的未安装时的发动机型的最大推力。民用型经认证的推力值将等于或小于制造商展示的该发动机型的最大推力。

b. 为 1.A.或 19.A.2.中述系统设计或修改的发动机，不论其推力或单位耗油率为何。

注：

3. A. 1. 中所述发动机可作为有人驾驶飞机部件或以有人驾驶飞机更换部件的适当数量出口。

3.A.2. 冲压喷气/超燃冲压喷气/脉冲喷气/组合循环发动机，包括燃烧调节装置，以及可用于 1.A.或 19.A.2.所述系统经专门设计的组件。

技术注释：

在 3. A. 2. 中，“组合循环发动机”指利用以下种类发动机的两个及以上循环的发动机：燃气轮机(涡轮喷气发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮风扇发动机和涡轮轴发动机)、冲压发动机、超燃冲压发动机、脉动式喷气发动机、脉冲爆震发动机、火箭发动机(液体/固体推进剂或混合推进剂)。

3.A.3. 可用于 1.A.或 19.A.1.所述系统的火箭发动机壳体、“绝热”组件及喷嘴。

技术注释：

在 3. A. 3. 中，用于火箭发动机组件，如：壳体、喷嘴进气道、外壳封盖的“绝热层”，包括内含绝热或耐火物质之片状枢杙组成的熟化或半熟化之复合橡胶组件。此绝热层亦可并用于消除应力衬边或襟翼中。

注：

参考 3. C. 2. 中成片状或块状的“绝热”材料。

3.A.4. 可用于 1.A.所述系统中的火箭各节接合机制、分离机制及节间装置。

注:

还见于项目 11. A. 5. 。

3.A.5. 经设计或改进能在 20 至 2 000 赫兹之间和加速度大于 10 个标准重力加速度的振动环境中工作的液体、悬浮和凝胶推进剂(包含氧化剂)控制系统, 以及可用于 1.A.所述系统、为此专门设计的部件。

注:

1. 包含在上述 3. A. 5. 内之伺服阀及泵, 仅有:

- a. 绝压等于或大于 7 000 千帕(1 000psi)、时流量等于或大于 24 升/分和作动器响应时间小于 100 微秒的伺服阀。
- b. 用于液体推进剂的、转速等于或大于 8 000 转/分, 并且出口压力等于或大于 7 000 千帕(1 000 psi)的泵。

2. 3. A. 5. 中所述系统及组件可作为卫星部件出口。

3.A.6. 为 2.A.1.c 和 20.A.1.b 所述混合火箭发动机专门设计的组件。

3.A.7. 具有国际标准化组织 492 容限级 2(或 ANSI/ABMA 标准 20 容限级 ABEC-9 或其他国家同等标准)所述所有容限或更高并具备下列所有特征的星形滚珠轴承:

- 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; 以及
- c. 宽度在 10 至 20 毫米之间。

3.A.8. 经专门设计用来装第 4.C.项所列推进剂或第 1.A.1.项所述系统用的其他液体推进剂的液体推进剂箱。

3.A.9. 专门为 1.A.2.或 19.A.2.所述系统设计的“涡轮螺旋桨飞机发动机系统”, 以及专门为此设计的组件, 该系统的最大动力超过 10 kW(未安装时海平面静态及采用民航组织标准大气压情况下的测试结果), 民用认证发动机除外。

技术注释:

在第 3. A. 9. 项中, “涡轮螺旋桨飞机发动机系统”包括以下所有组件:

- a. 涡轮轴发动机; 以及
- b. 为螺旋桨输送动力的动力传输系统。

3.B. 测试及生产设备

3.B.1. 为 3.A.1.、3.A.2.、3.A.3.、3.A.4.、3.A.5.、3.A.6.、3.A.8.、3.A.9.或 3.C. 中所述设备或材料而专门设计的“生产设施”。

3.B.2. 为 3.A.1.、3.A.2.、3.A.3.、3.A.4.、3.A.5.、3.A.6.、3.A.8.、3.A.9.或 3.C. 中所述设备或材料而专门设计的“生产设备”。

3.B.3. 具有下列特征的滚压成型机床及其专门设计的组件：

a. 即使在运送时并未装置数值控制单元，也可依照制造商技术规范，装置数值控制单元或计算机控制器；以及

b. 有双轴以上可同时协调外形控制。

注：

本项不包括可用于 1. A. 所述系统的推进组件及设备(如发动机壳体)“生产”使用的机械。

技术注释：

为本项的目的，兼具滚压成型及旋压成型功能的机床列为滚压成型机床。

3.C. 材料

3.C.1. 可用于 1.A.所述系统、或为 19.A.1.或 19.A.2.所述系统专门设计的火箭发动机壳体“内衬”。

技术注释：

在 3. C. 1. 中，适用于固态推进剂与壳体或绝缘层之界面粘合的内衬，通常是一种以耐火或绝热材料为基底的液态聚合物。例如：加碳的 HTPB 或其它添加硬化剂的聚合物，被喷洒或涂布在壳体的内部。

3.C.2. 可用于 1.A.所述系统、或为 19.A.1.或 19.A.2.所述系统专门设计的火箭发动机壳体的块状“绝热”材料。

技术注释：

在 3. C. 2. 中，用于火箭发动机组件，如：壳体、喷嘴进气道、外壳封盖的“绝热层”，包括内含绝热或耐火物质之片状枢托组成的熟化或半熟化之复合橡胶组件。此绝热层亦可并用于消除应力衬边或襟翼中。

3.D. 软件

3.D.1. 为 3.B.1.或 3.B.3.中所述“生产设施”及滚压成型机床的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

3.D.2. 为 3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6或 3.A.9.中所述设备的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

注:

1. 为 3. A. 1. 所述发动机的“使用”而专门设计的“软件”可作为有人驾驶飞机部件或作为更替“软件”出口。
2. 为 3. A. 5. 所述推进剂控制系统的“使用”而专门设计的“软件”,可作作为卫星部件或作为更替“软件”出口。

3.D.3. 为 3. A. 2. 、 3. A. 3. 或 3. A. 4. 中所述设备的“研制”而专门设计或改进的“软件”。

3.E. 技术

3.E.1. 依照“一般技术注释”,指 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.B、3.C.或 3.D.中所述设备、材料或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 4 项 推进剂、化学品及推进剂生产

4.A. 设备、装配及组件

无。

4.B. 测试及生产设备

4.B.1. 为 4.C.中述液体推进剂或推进剂成份的“生产”、处理或验收测试之“生产设备”及为其专门设计的组件。

4.B.2. 为不属 4.B.3.中描述的“生产设备”，以及为 4.C.中所述固体推进剂或推进剂成份的生产、贮运、混合、固化、铸造、压制、加工、拉挤或验收测试而专门设计的组件。

4.B.3. 以下设备及为其专门设计的组件：

a. 间歇式搅拌机，可在 0 至 13.326 千帕真空及搅拌室具温控能力条件下操作，并具下列所有特点：

1. 混拌容量 110 公升以上；且
2. 至少有一个离心混合/捏拌轴；

注：

4. B. 3 项中‘离心混合/捏拌轴’一词非指去凝聚器或刀主轴。

b. 连续式搅拌机，可在 0-13.326 千帕真空及搅拌室具温控能力条件下操作，并具下列一个特点：

1. 有两个以上混合/捏拌轴；或
2. 单一振荡旋转轴，在轴上以及在搅拌室内壳都有搅拌齿/搅拌针；

c. 可用来研磨 4.C.所述物质的流体能研磨机；

d. 可用来在控制环境下，“生产”4. C. 2. c. 、4. C. 2. d. 或 4. C. 2. e. 中所述球形、球状或雾状材料的金属粉体“生产设备”。

注：

4. B. 3. d. 包括：

- a. 可在氩-水环境下设定流程，用来获得溅爆或球形金属粉体之高频电弧喷射电浆发生器；
- b. 可在氩-水环境下设定流程，用来获得溅爆或球形金属粉体之电子爆炸设备；
- c. 可用在钝气媒介(如氮气)中将熔体做成球状铝粉的设备。

注:

1. 4. B. 3. 涵括可用来生产 4. C. 所述固体推进剂或其成分的间歇式搅拌机及连续式搅拌机, 以及 4. B. 所述流体研磨机。
2. 4. B. 3. d. 未述金属粉体“生产设备”类型将依据 4. B. 2. 规范评估。

4.C. 材料

4.C.1. 复合及改良复合双基推进剂。

4.C.2. 燃料物质如下:

- a. 纯度高于 70%的肼(CAS 302-01-2);
- b. 肼衍生物如下:
 1. 单甲基肼(MMH)(CAS 60-34-4);
 2. 不对称二甲基肼(UDMH)(CAS 57-14-7);
 3. 单硝酸肼;
 4. 三甲基肼(CAS 1741-01-1);
 5. 四甲基肼(CAS 6415-12-9);
 6. NN 二烯丙基肼;
 7. 烯丙基肼(CAS 7422-78-8);
 8. 乙烯二肼;
 9. 单肼二硝酸酯;
 10. 偏二甲基肼硝酸盐;
 11. 硝仿胂叠氮化物(CAS 14546-44-2);
 12. 二甲基硝仿胂叠氮化物;
 13. 硝仿胂二硝酸酯;
 14. 二亚氨基草酸二肼(CAS 3457-37-2);
 15. 2-羟基乙肼硝酸(HEHN);
 16. 硝仿胂氯酸盐(CAS 27978-54-7);
 17. 硝仿胂二氯酸盐(CAS 13812-39-0);
 18. 甲肼硝酸(MHN);
 19. 二乙肼硝酸(DEHN);

20. 3, 6-二胂基四氮杂苯硝酸(DHTN);

技术注释:

3, 6-二胂基四氮杂苯硝酸也被称为二胂硝酸。

- c. 依 ISO 2591: 1988 或同等之国家标准, 颗粒大小的球状或似球体的铝粉(CAS 7429-90-5), 其粒径小于 200 微米, 纯度为 97%(以重量计算)以上, 且所含至少 10%的粒径小于 63 微米;

技术注释:

粒径为 63 微米 (ISO R-565) 的粉体相当于 Tyler 250 筛孔等级或 ASTM standard E-11 规定的 230 筛孔等级。

- d. 锆(CAS 7440-67-7)、铍(CAS 7440-41-7)、镁(CAS 7439-95-4)或这些元素合金的金属粉体, 若以颗粒体积或重量计算, 至少 90%的总颗粒由粒径小于 60 微米的颗粒组成(用诸如使用筛、激光衍射法或光学扫描等测量技术确定), 可以是球状的、雾状的、似球体的、片状的或研磨而成的, 且纯度为 97%(以重量计算)或以上的上述任一金属;

注:

在一个或多个模式受控的多峰颗粒分布中(例如, 尺寸不同的颗粒混合物), 整个粉体混合物受到了控制。

技术注释:

锆金属内之自然铪(CAS 7440-42-8)含量(通常为 2-7%)与锆一起计算。

- e. 纯度为 85%(以重量计算)或以上的硼(CAS 7740-42-8)或硼合金的金属粉体, 若以颗粒体积或重量计算, 至少 90%的总颗粒由粒径小于 60 微米的颗粒组成(用诸如使用筛、激光衍射法或光学扫描等测量技术确定), 可以是球状的、雾状的、似球体的、片状的或研磨而成的;

注:

在一个或多个模式受控的多峰颗粒分布中(例如, 尺寸不同的颗粒混合物), 整个粉体混合物受到控制。

- f. 1.A.或 19.A.所述系统可以使用的以下高能量密度物质:
1. 由固体和液体燃料组成的混合燃料, 如能量密度为 40×10^6 焦耳/公斤或以上的硼浆之高能量密度物质
 2. 在 20°C 和一种大气压(101.325kPa)下测量容量密度在 37.5×10^9 焦耳/米³ 或以上的其他高能量密度燃料和燃料添加剂(如立方烷、离子溶剂 JP-10)

注:

4. C. 2. f. 2 不管制从化石中提炼的燃料以及从蔬菜中提炼的生物燃料, 包括经认证可用于民航的发动机燃油, 除非专门为 1. A. 或 19. A. 所述系统配制。

4.C.3. 氧化剂/燃料如下:

与粉状金属或其它高能燃料组成成分混合之过氯酸盐、氯酸盐或铬酸盐。

4.C.4. 氧化剂物质:

a. 可用于液体推进剂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. 混合氧化氮化合物(MON);
5. 抑型红色发烟硝酸(IRFNA)(CAS 8007-58-7);
6. 由氟与一个或一个以上之其它卤素元素、氧或氮所组成的化合物;

注:

4. C. 4. a. 6. 不管制气体状态的三氟化氮(NF₃) (CAS 7783-54-2), 因为这种物质不能用于导弹。

技术注释:

混合氧化氮化合物(MON)为氧化氮(NO)在四氧化二氮/二氧化氮的溶液, 可用在导弹系统。其组成范围可以 MON_i 或 MON_{ij} 来表示, 其中 i 和 j 为整数, 代表氧化氮在该混合物中的百分比(如 MON₃ 中含 3%的氧化氮, MON₂₅ 则含 25%氧化氮, 通常上限为 MON₄₀)。

b. 可用于固体推进剂火箭发动机的氧化剂物质如下:

1. 过氯酸铵(AP)(CAS 7790-98-9);
2. 二硝酰胺铵(AND)(CAS 140456-78-6);
3. 硝基胺类[环四甲基四硝胺(HMX)](CAS 2691-1-0)、环三甲基三硝胺(RDX)(CAS 121-82-4);
4. 硝仿铍(HNF)(CAS 20773-28-8);
5. 2,4,6,8,10,12-Hexanitrohexaazaisowurtzitane(CL-20)(CAS 135285-90-4)。

4.C.5. 聚合物如下:

- a. 羧基端聚丁二烯(Carboxy-terminated polybutadiene)(包括 carboxyl-terminated polybutadiene)(CTPB);
- b. 羟基端聚丁二烯(Hydroxy-terminated polybutadiene)(包括 hydroxyl-terminated polybutadiene)(HTPB);
- c. 丙烯酸根叠氮聚合物(GAP);
- d. 聚丁二烯-丙烯酸(PBAA);
- e. 聚丁二烯-丙烯酸-丙烯腈三聚物(PBAN);
- f. 聚四氢呋喃聚乙二醇(TPEG)。

技术注释:

聚四氢呋喃聚乙二醇(TPEG)聚 1, 4-丁二醇和聚乙二醇(PEG)的块状共聚物。

4.C.6. 其它推进剂添加物与药剂(agents)如下:

- a. 结合剂(Bonding agents)如下:
 1. 三[1-(2-甲基)氮丙啶基]氧化磷(MAPO)(CAS 57-39-6);
 2. 1,1',1''-对称苯三甲醯-1-(2-乙基)氮丙啶(HX-868, BITA) (CAS 7722-73-8);
 3. Tepanol(HX-878), 此为四次乙化五胺、丙烯腈及 2, 3-环氧丙醇(缩水甘油)(CAS 68412-46-4); 之反应生成物;
 4. Tepan(HX-879), 此为四乙炔戊胺与丙烯腈之反应生成物丙烯腈(CAS 68412-45-3);
 5. 以异苯二甲酸、对称苯三甲酸、异三聚氰酸、或三甲基己二酸等酸根为主干组成多功能基氮丙啶醯胺化合物, 亦含有 2-甲基或 2-乙基之氮丙啶功能基;

注:

第 4. C. 6. a. 5. 项包括:

1. 1,1'-间苯二酰-双(2-甲氮丙啶) (HX-752) (CAS 7652-64-4);
2. 2,4,6-三(2-乙-1-吡丙啶基)-1,3,5-三嗪(HX-874) (CAS 18924-91-9);
3. 1,1'-三乙己二酰双(2-乙氮丙啶) (HX-877) (CAS 71463-62-2)。

b. 固化反应催化剂如下:

三苯基铋(TPB)(CAS 603-33-8);

c. 燃速改性剂如下:

1. 碳硼烷、癸硼烷、戊硼烷及其衍生物;

2. 二茂铁衍生物如下:

a. Catocene(CAS 37206-42-1);

b. Ethyl ferrocene(CAS 1273-89-8);

c. Propyl ferrocene;

d. n-Butyl ferrocene(CAS 31904-29-7);

e. Pentyl ferrocene(CAS 1274-00-6);

f. Dicyclopentyl ferrocene;

g. Dicyclohexyl ferrocene;

h. Diethyl ferrocene(CAS 1273-97-8);

i. Dipropyl ferrocene;

j. Dibutyl ferrocene(CAS 1274-08-4);

k. Dihexyl ferrocene(CAS 93894-59-8);

l. Acetyl ferrocene(CAS 1271-55-2)/1, 1'-diacetyl ferrocene CAS 1273-94-5);

m. Ferrocene carboxylic acid(CAS 1271-42-7)/1, 1'-Ferrocenedicarboxylic acid(CAS 1293-87-4);

n. Butacene(CAS 125856-62-4);

o. 可用作火箭推进剂燃速改性剂的其他二茂铁衍生物;

注:

4. C. 6. C. 2. 0 不管制含有二茂铁分子附属六碳芳香官能团的二茂铁衍生物。

d. 酯与塑化剂如下:

1. 三甘醇二硝酸酯(TEGDN)(CAS 111-22-8);

2. 三甲醇基乙烷三硝酸酯(TMETN)(CAS 3032-55-1);

3. 1,2,4 丁三醇三硝酸酯(BTTN)(CAS 6659-60-5);
4. 二甘醇二硝酸酯(DEGDN)(CAS 693-21-0);
5. 4,5 二叠氮基甲基 1-2-甲-1, 2, 3-三唑(iso-DAMTR);
6. 硝酸基乙硝酸胺(NENA)基增塑剂如下:
 - a. 甲基尼纳(CAS 17096-47-8);
 - b. 乙基尼纳(CAS 85068-73-1);
 - c. 丁基尼纳(CAS 82486-82-6);
7. 硝基如下:
 - a. 2,2-二硝基丙醇缩甲醛(BDNPA)(CAS 5108-69-0);
 - b. 2,2-二硝基丙醇缩乙醛(BDNPF)(CAS 5917-61-3);
- e. 稳定剂如下:
 1. 2-硝基二苯胺(CAS 119-75-5);
 2. N-甲基对硝基苯胺(CAS 100-15-2)。

4.D. 软件

4.D.1. 为“生产”及处理 4.C.所述材料, 操作或维修在 4.B.所述设备而专门设计或修改的“软件”。

4.E. 技术

4.E.1. 依据“一般技术注释”, 指 4.B.及 4.C.所述设备或材料的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

保留以供今后使用

第 6 项 构复合材料生产、热解沉积与致密化以及结构材料

6.A. 设备、装配及组件

6.A.1. 为 1.A.、19.A.1. 或 19.A.2. 所述系统及 2.A. 或 20.A 所述次系统之使用而专门设计的复合材料、积层板及其制造。

6.A.2. 所有下列再饱和热解(如碳碳)组件:

- a. 为火箭系统设计; 及
- b. 可用在 1.A. 或 19.A.1 所述系统。

6.B. 测试及生产设备

6.B.1. 以下为生产可用在 1.A., 19.A.1. 或 19.A.2., 中所述系统的结构复合材料、纤维、预浸料或预成型物之设备, 以及为其专门设计的组件与配件:

- a. 绕线机或纤维铺放机: 专为自纤维和丝状材料中抽取纱束以制造复合材料结构件(composite structures)或积层板而设计之绕线机及协调式程序化控制, 其纱束之定位、缠覆及缠绕动作可调整或程序设定以三轴或更多轴进行;
- b. 缠带机: 专为制造飞机复合材料机身与导弹结构件而设计之缠带机, 其线带与薄片定位与排放之动作可以计算机程序控制在二轴或二轴以上协调进行;
- c. 多方向、多维编织机: 为制造复合材料结构件而设计之编织机, 包括供纤维纺织、编织或编结用之接续器与供修改用之套件;

注:

6. B. 1. c. 并不管制未特别为所述最终使用而修改之纺织机器。

d. 以下为生产下列纤维与丝线材料而设计或经改良之设备:

1. 用来转换聚合纤维(如: 聚丙烯、螺萦或聚碳硅烷)之设备, 包括在加热期间拉紧纤维之特殊设备;
2. 于加热的细丝底材上, 处以元素或化合物蒸汽沉淀之设备;
3. 将耐火陶瓷(如氧化铝)湿式法抽丝(Wet-Spinning)之设备;

e. 为生产预浸料与预先成形物或特殊纤维之表面处理而设计或改良之设备, 包括滚子、张力伸展器、涂敷设备、切割设备, 以及掣子模子。

注:

6. B. 1. 中所述机器的组件与附件为: 用于复合材料结构件、积层板及相关产品预先成形压缩、硬化、铸造、烧结(Sintering)或粘结之模具、心轴、印模、夹具及翻模工具。

- 6.B.2. 为 6.E.3.所指之制程而专门设计之喷嘴。
- 6.B.3. 具下列所有特性之均压机(isostatic presses):
- 最大工作压力等于或大于 69 兆帕;
 - 根据设计能达到并保持等于或高于 600 摄氏度的可控热环境; 且
 - 具有一内径等于或大于 254 毫米的空腔。
- 6.B.4. 为碳碳复合材料增密而设计或改良的化学气相沉积炉。
- 6.B.5. 为火箭喷嘴及再入飞行器鼻锥之结构复合材料增密及热解, 而设计或改良的设备和工艺过程控制装置, 但非属 6.B.3.或 6.B.4 中所述的设备和装置。
- 6.C. 材料
- 6.C.1. 用来制造 6.A.1.中结构组件, 不论是以有机基材或金属基材制成, 利用纤维或纤维丝之抗拉来增其强度, 且其比抗拉强度大于 7.62×10^4 米, 比模量大于 3.18×10^6 米之纤维树脂含纤预浸料及外敷纤维之金属预成物。
- 注:
- 6.C.1 中所述纤维树脂含纤预浸料为使用固化后之玻璃转变温度(Tg)超过 145 摄氏度之树脂, 如 ASTM D4065 或其它相等国家规范中所制定。
- 技术注释:
- 在第 6.C.1 项中. “比抗拉强度”系指在温度为 23 ± 2 摄氏度和相对湿度为 $50 \pm 5\%$ 的条件下测量的极限抗拉强度(N/m²)除以比重(N/m³);
 - 在第 6.C.1 项中. “比模量”系指在温度为 $296 \pm 2K$ (23 ± 2 摄氏度)和相对湿度为 $50 \pm 5\%$ 的条件下测量的杨氏模量(N/m²)除以比重(N/m³)。
- 6.C.2. 满足下列两个条件的再饱和热解(如碳碳)材料:
- 为火箭系统设计; 及
 - 可用在 1.A.或 19.A.1 所述系统。
- 6.C.3. 可用于火箭喷嘴和再入飞行器鼻锥之细粒再结晶块状石墨(在 15 摄氏度下量测, 其密度至少为 1.72 克/立方厘米), 其粒径为 100 微米或更小者, 并可制作下列物品:
- 直径 120 毫米(含)以上, 长度 50 毫米(含)以上的圆柱体;
 - 内径 65 毫米(含)以上, 厚度 25 毫米(含)以上, 长度 50 毫米(含)以上的配管; 或
 - 尺寸为 120 毫米×120 毫米×50 毫米或更大之方块。

- 6.C.4. 可用于 1.A.或 19.A.1 所述系统中火箭喷嘴和再入飞行器鼻锥之热解或纤维强化石墨。
- 6.C.5. 可用于 1.A.或 19.A.1 所述系统的导弹雷达天线罩的陶瓷复合材料(在 100 赫兹至 10 000 赫兹的频率下, 介电常数小于 6)。
- 6.C.6. 碳化硅材料如下:
- a. 可用于 1.A.或 19.A.1 所述系统中鼻锥之块状可加工碳化硅强化非烧结陶瓷;
 - b. 可用于 1.A.或 19.A.1 所述系统中的鼻锥、再入飞行器、活动喷嘴的碳化硅强化陶瓷复合材料。
- 6.C.7. 可用在 1.A.、19.A.1 或 19.A.2 所述系统中, 用于制造导弹组件的材料:
- a. 钨及其合金, 重量纯度不小于 97%, 为面积不超过 $50 \times 10^{-6} \text{m}$ (50 微米)的颗粒;
 - b. 钼及其合金, 重量纯度不小于 97%, 为面积不超过 $50 \times 10^{-6} \text{m}$ (50 微米)的颗粒;
 - c. 含有以下各项的固体形态的钨材料:
 1. 以下任何物质组成:
 - (一) 钨及其合金, 钨纯度不小于 97%;
 - (二) 钨渗铜材料, 钨纯度不小于 80%; 或
 - (三) 钨渗银材料, 钨纯度不小于 80%; 以及
 2. 可经机床加工成为下列任何产品:
 - (一) 直径不小于 120 毫米、长度不小于 50 毫米的圆柱;
 - (二) 内径不小于 65 毫米、内壁厚度不小于 25 毫米、长度不小于 50 毫米的圆管;
 - (三) 体积不小于 $120 \times 120 \times 50$ 毫米的块状物。
- 6.C.8. 可用于 1.A.或 19.A.1.所述系统中的马氏体时效钢, 具有所有以下特点:
- a. 20 摄氏度时的极限抗拉强度大于或等于:
 1. 0.9GPa(在溶解退火阶段); 或
 2. 1.5GPa(在沉淀硬化阶段); 且
 - b. 以下任何一种形式:
 1. 薄板型、金属平板或管状型, 其壁厚或板厚等于或小于 5.0 毫米; 或

2. 管状型壁厚等于或小于 50 毫米且内径等于或大于 270 毫米。

技术解释:

马氏体时效钢是一种铁合金:

- a. 通常具有高镍含量、低碳含量, 利用替代元素或沉淀来实现合金的强化和时效硬化; 且
- b. 须经热处理周期以便于马氏体相变过程(溶解退火阶段)及后面的时效硬化(沉淀硬化阶段)

6.C.9. 满足以下所有条件的可用在 1.A.或 19.A.1 所述系统中之加钛安定双重不锈钢(Ti-DSS):

- a. 具备下列所有特性者:
 1. 含铬及镍之重量百分比分别为 17.0-23.0% 及 4.5-7.0%;
 2. 含钛之重量百分比为 0.10% 以上; 且
 3. 氧化铁-奥氏体微结构(亦称两相微结构), 其中奥氏体所占容积百分比至少 10%(依 ADTME-1181-87 或同类之国家标准); 及
- b. 具有下列任何形状:
 1. 每一维的尺寸为 100 毫米或 100 毫米以上的锭材或棒材;
 2. 宽度等于或大于 600 毫米和厚度等于或小于 3 毫米的薄板; 或
 3. 外径等于或大于 600 毫米和壁厚等于或小于 3 毫米的管材。

6.D. 软件

6.D.1. 为 6.B.1.中所述设备的操作或维修而专门设计或改进的“软件”。

6.D.2. 为 6.B.3.、6.B.4.或 6.B.5.中所述设备专门设计或改进的“软件”。

6.E. 技术

6.E.1. 依据“一般技术注释”, 指 6.A.、6.B.、6.C 或 6.D 所述设备、材料或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

6.E.2. 可用在 6.A.或 6.C.所述设备或材料, 对生产复合材料或部分加工之复合材料的压力釜或水力高压釜内温度、压力或大气压调节的“技术资料”(包括工艺过程条件)及步骤。

6.E.3. 在注模、芯模或其他基料上用母质气体在 1 300 摄氏度到 2 900 摄氏度高温范围内和 130 帕(1mmHg)到 20 千帕(150mmHg)的压力下分解而产生出热解衍生材料的生产“技术”, 包括母质气体的合成, 流量、工艺过程控制的规程以及参数控制的技术在内。

保留以供今后使用

保留以供今后使用

第 9 项 仪表、导航及指向

9.A. 设备、配装及组件

9.A.1. 为用于 1.A.或 19.A.1.或 19.A.2.所述系统而设计或改良的整合式飞航仪表系统，以及为其专门设计的组件。

9.A.2. 藉由自动追踪天体或卫星来设定位置或方位的天文陀螺罗盘和其它装置，以及为其专门设计的组件。

9.A.3. 为可用于 1.A、19.A.1、或 19.A.2 所述系统的惯性制导系统或所有类型的制导系统而设计、具备下列两个特性的直线加速度表及为其专门设计的组件：

a. “标度因子”“重复性”小于 1 250ppm；且

b. “偏差”“重复性”小于 1 250microg。

注：

专门设计并研制作作为使用于地井作业之“钻井同时量测” (MWB) 传感器，不在 9. A. 3. 管制范围内。

技术注释：

1. “偏差”指没有加速时加速度表上的读数。

2. “标度因子”指输出的变化对输入的变化的比率。

3. “偏差”与“标度因子”的量度指一年时间相对于固定校准值的 1 sigma 标准偏差度。

4. 按电气和电子工程师学会 (IEEE) 《惯性传感器术语标准》 528-2001 题为重复性(陀螺仪、加速度计)的定义一节第 2. 214 段, “重复性”定义如下：“每次度量时条件或非操作期发生变化，在相同操作条件下对同一变数多次度量结果的相近程度”。

9.A.4. 在 1 g 的环境中之额定漂移率稳定度小于 0.5 度/小时(1 sigma 或 rms)、可用于 1.A、19.A.1 或 19.A.2 所述系统的各式陀螺仪，以及为其专门设计的组件。

技术注释：

1. “漂移率”系陀螺仪输出中不依靠输入转动的那部分，以角速率表示(《电气和电子工程师学会标准》 528-2001 第 2. 56 段)。

2. “稳定性”系特定机制或性能系数持续在某种固定作业条件下运作而保持不变的能力的程度(该定义不适用于动态或伺服稳定性)(《电气和电子工程师学会标准》 528-2001 第 2. 247 段)。

- 9.A.5. 在加速度大于 100g 之范围操作的任一类型加速仪或陀螺仪，以及为此专门设计的组件。

注：

9. A. 5. 不包括为测量振动或振荡而设计的加速仪。

- 9.A.6. 采用 9.A.3.或 9.A.5.所述加速仪或 9.A.4.、9.A.5.所述陀螺仪之惯性设备或其它设备，以及含有这种设备的系统和为此专门设计的组件。

- 9.A.7. 为 1.A.、19.A.1 或 19.A.2 所述系统设计或改进、且其导航精度(圆公算偏差)为 200 米以下的“整合式导航系统”。

技术注释：

“典型的”整合式导航系统包括下列组件：

- a. 惯性测量单元(如姿态及航向参考系统、惯性参考单元或惯性导航系统)；
- b. 一个或多个外部传感器，在飞行期间可周期性或连续更新其位置及/或速度(如卫星导航接收机、雷达高度计及/或都卜勒雷达)；以及
- c. 整合软硬件。

注：整合“软件”请看第 9. D. 4 项。

- 9.A.8. 具有以下所有特点的三轴磁航向传感器及专门为其设计的组件：

- a. 倾斜(+/-90 度)状态下内部倾斜补偿并带有滚轴(+/-180 度)
- b. 以当地磁场为参照，在纬度+/-80 度，能够提供好(低)于 0.5 度的方位精度；以及
- c. 在设计上或者经改造后可并入飞行控制系统和导航系统。

注：

第 9. A. 8. 项所述飞行控制和导航系统包括陀螺稳定仪、自动驾驶仪和惯性导航系统。

- 9.B. 测试及生产设备

- 9.B.1. 非属 9.B.2.中所描述，而经设计或改进与 9.A.所述设备并用的“生产设备”及其它测试、校正与校准设备。

注：

9. B. 1. 所述设备包括：

- a. 用来校准雷射陀螺仪镜面之仪器，其精度要求如下：

1. 散射计(10 ppm)；

2. 反射计 (50 ppm);
 3. 轮廓计 (5 Angstroms);
- b. 用于其它惯性设备:
1. 惯性量测单元 (IMU 模块) 测试器;
 2. 惯性量测单元平台测试器;
 3. 惯性量测单元稳定组件固定夹具;
 4. 惯性量测单元平台之平衡夹具;
 5. 陀螺仪调整测试台;
 6. 陀螺仪动平衡工作台;
 7. 陀螺仪马达试车测试工作台;
 8. 陀螺仪抽真空及充氮气工作站;
 9. 陀螺仪轴承之离心分离夹具;
 10. 加速仪轴向对准工作台;
 11. 加速仪测试工作台;
 12. 光纤陀螺线圈绕线机。

9.B.2. 以下设备:

- a. 具下列所述所有特性之平衡机械:
1. 无法平衡重量大于 3 公斤之转子/组合件;
 2. 能够平衡速率大于每分钟 12 500 转的转子/组合件;
 3. 能够修正两个或更多平面不平衡; 以及
 4. 能够平衡“残余单位失衡”达每公斤转子重量 0.2 克-毫米;
- b. 经设计或改进与 9.B.2.a.所述机械一并使用之指示计头(有时称做平衡仪表);
- c. 具下列所有特性之运动模拟器/速率台(能模拟运动之设备):
1. 两轴或更多轴;
 2. 在设计上或者经改造可安装滑环或能传输电力信号信息的整合的非接触装置, 或者二者都可安装; 以及
 3. 具下列任一特性者:

- a. 具下列所有特性之任一单轴运动模拟器/速率台：
 - 1. 速率等于或大于 400 度/秒，或等于或小于 30 度/秒；以及
 - 2. 速率分辨率等于或小于 6 度/秒，精度等于或小于 0.6 度/秒；
- b. 最差情况下的速率稳定度在 10 度范围以上(含)应为平均正负 0.05%或更佳；或
- c. 定位“精度”相当于或者少于(好于)5 弧秒；
- d. 定位台(能在任一轴上精确旋转定位之设备)具下列特性：
 - 1. 两轴以上(含)；及
 - 2. 定位精度相当于或者少于(好于)5 弧秒
- e. 能产生 100g 以上加速度之离心机，且在设计上或者经改造可安装滑环或者能传输电力信号信息的整合非接触型装置，或二者都安装。

注：

- 1. 第 9 项中所述平衡机械、指示计头、运动模拟器、速率台、定位台及离心机即为 9. B. 2. 中所述者。
- 2. 为牙科或其它医疗设备所设计或修改之平衡机械不在 9. B. 2. a. 管制之中。
- 3. 为牙科或其它医疗设备所设计或修改之转台不在 9. B. 2. c. 及 9. B. 2. d. 管制之中。
- 4. 具有定位台特性、但不受 9. B. 2. c. 所管制之速率台应依 9. B. 2. d. 规定予以评定。
- 5. 具备 9. B. 2. d. 所述特性、亦符合 9. B. 2. c. 所述特性的设备，将作为 9. B. 2. c. 所述设备对待。
- 6. 无论出口时是否安装了滑环或整合非接触型装置，第 9. B. 2. c. 项均适用。
- 7. 无论出口时是否安装了滑环或整合非接触型装置，第 9. B. 2. e. 项均适用。

9.C. 材料

无。

9.D. 软件

9.D.1. 为 9.A.或 9.B.中所述设备的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

- 9.D.2. 为 9.A.1.中所述设备之整合“软件”。
- 9.D.3. 为 9.A.6.中所述设备专门设计的整合“软件”。
- 9.D.4. 为 9.A.7.中所述“整合导航系统”专门设计或改进的整合“软件”。

注:

Kalman 过滤技术是整合“软件”所用的通用格式。

9.E. 技术

- 9.E.1. 依据“一般技术注释”，指 9.A.、9.B.或 9.D.所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

注:

9. A. 或 9. D. 中所述设备或“软件”可作有人驾驶飞机、卫星、陆上车辆、航海船只、潜水艇或地球物理考查设备等的部件出口，或以此类应用之更换件适量出口。

第 10 项 飞行控制**10.A. 设备、配装及组件**

10.A.1. 为 1.A.所述系统设计或改进的液压、机械、光电或机电式飞行控制系统(包括线传飞控系统)。

10.A.2. 为 1.A.所述系统设计或改进的姿态控制设备。

10.A.3. 经设计或修改用于 10.A.1.或 10.A.2.所述系统、或经设计或改进的可在 20 赫兹至 2 千赫兹范围在超过 10 g rms 的振动环境下操作飞行控制伺服阀。

注:

10. A. 中所述系统、设备或阀可作为有人驾驶飞机或卫星部件出口, 或以此类应用之更换件适量出口。

10.B. 测试及生产设备

10.B.1. 为 10.A.所述设备专门设计的测试、校正与校准设备。

10.C. 材料

无。

10.D. 软件

10.D.1. 为 10.A.或 10.B.中所述设备的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

注:

10. D. 1. 中所述“软件”可作为有人驾驶飞机或卫星部件出口, 或以此类应用之更换件适量出口。

10.E. 技术

10.E.1. 为 1.A.或 19.A.2 所述系统专门设计或修改以整合飞行器机身、推力系统及升力控制面、优化无人驾驶航空飞行器在飞行过程中的空气动力性能的设计“技术”。

10.E.2. 为 1.A.或 19.A.2 所述系统专门设计或修改以整合飞控、制导及推进数据加载飞行管理系统、优化火箭系统飞行轨迹的设计“技术”。

10.E.3. 依据“一般技术注释”, 是指 10.A.、10.B.或 10.D.所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 11 项 航空电子学

11.A. 设备、装配及组件

11.A.1. 为用于 1.A.所述系统而设计或改进的雷达及激光雷达系统，包含高度计。

技术注释：

激光雷达系统为利用激光定位、角速度及实体反射特性作回波测距、方向判定及目标辨别，包含特殊的发射、扫描、接收及信号处理技巧。

11.A.2. 为用于 1.A.所述系统而设计或改进的能判定特定电磁源方位(方向判定设备)或地形特征的被动感应器。

11.A.3. 具备下列任一特征之全球导航卫星系统(GNSS；如 GPS、GLONASS 或 Galileo)的接收器，以及为其专门设计的组件：

a. 为 1.A.所述系统而设计或改进；或

b. 为军用系统设计或修改，且具备下列任一能力：

1. 能以大于每秒 600 米的速度提供导航信息；

2. 为军事或政府机构设计或改进以利用译码技术得以拨接 GNSS 保密信号/数据；或

3. 专门设计具备反干扰特性(如：归零天线或电子转向控制天线)，可在主动或被动反制措施环境下发挥功能。

注：

为商用、民用或“人身安全”(如数据完整、飞航安全)所设计的控制设备不在 11. A. 3. b. 2. 及 11. A. 3. b. 3. 管制之内。

11.A.4. 为 1.A.或 19.A 所述系统设计或改进，并为军事用途特殊设计、在温度 125 摄氏度以上操作的电子套件或组件。

注：

1. 11. A. 所述设备包括：

a. 地形轮廓成像设备；

b. 景物成像及相关(含数字及模拟)设备；

c. 都卜勒导航电达系统；

d. 被动干涉仪设备；

e. 影像侦测设备(主动及被动)。

2. 11. A. 所述设备可作为有人驾驶飞机或卫星部件出口，或以有人驾驶飞机更替部零件适量出口。

11.A.5. 专为 1.A.1 或 19.A.1 所述系统设计的脐带式 and 级间接线盒

技术注释

11. A. 5. 所述级间接线盒还包括在 1. A. 1 或 19. A. 1 所述系统及其“有效载荷”之间安装的接线盒。

11.B. 测试及生产设备

无。

11.C. 材料

无。

11.D. 软件

11.D.1. 为 11.A.1、11.A.2.或 11.A.4.中所述设备的“使用”而专门设计或修改的“软件”。

10.D.2. 为 11.A.3.所述设备的“使用”而专门设计的“软件”。

11.E. 技术

11.E.1 为保护航空电子及电气次系统以防止外来电磁脉冲及电磁源干扰危害的设计“技术”如下：

- a. 屏蔽系统的设计“技术”；
- b. 强化防辐射电路及次系统构型的设计“技术”；
- c. 为上述设定强化标准的设计“技术”。

11.E.2. 依据“一般技术注释”，是指 11.A.或 11.D.所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 12 项 发射支持

12.A. 设备、配装及组件

12.A.1. 为 1.A.所述系统的贮运、控制、激活及发射而设计或改进的仪器及装置。

12.A.2. 为 1.A.所述系统的贮运、控制、激活及发射用而设计或经改进的飞行器。

12.A.3 可用在 1.A.所述系统的经设计或经改进机载或舰载重力仪或重力梯度仪及为此专门设计的组件：

a. 具以下功能的重力仪：

1. 静态或工作状态精度等于或低于(更精确)7 毫伽(mgal)；
2. 达到稳态登记时间不超过 2 分钟；

b. 重力梯度仪。

12.A.4. 为 1.A、19.A.1 或 19.A.2 所述系统设计或改进的遥测及遥控设备，包括地面设备。

注：

1. 为有无驾驶飞机或卫星设计或改进的设备不属 12. A. 4 管制范围。
2. 为地面或海面应用系统设计或改进的陆基设备在属 12. A. 4 管制范围。
3. 为商业、民用或“人身安全”（如数据完整、飞行安全）GNSS 服务设计的设备不属 12. A. 4 管制范围。

12.A.5. 可用于 1.A、19.A.1 或 19.A.2 所述系统的精密追踪系统如下：

a. 安装在火箭系统或无人驾驶航空飞行器上的采用转发器的跟踪系统，该系统连同地面或空中的参考基准或导航卫星系统可提供飞行中位置和速度的实时测量数据；

b. 具有下列所有功能的测距仪雷达(包含相关光学/红外线追踪器)：

1. 角分辨率优于 1.5 毫弧度；
2. 30 公里以上的距离分辨率优于 10m rms；以及
3. 速度分辨率优于 3 m/s。

12.A.6 为 1.A、19.A.1 或 19.A.2 所述系统设计或改造的热电池。

注：

第 12. A. 6 项不控制专门为那些“射/航程”达不到 300 公里的火箭系统或无人驾驶航空器设计的热电池。

技术注释:

热电池为一次性固态非导电熔盐电解质贮备电池。这些电池含有一种热解材料，一经点燃，便可熔化电解质，从而激活电池。

12.B. 测试及生产设备

无。

12.C. 材料

无。

12.D. 软件

12.D.1. 为 12.A.1.所述设备的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

12.D.2. 为 1.A.所述设备的“使用”而专门设计或修改、可处理飞航后所记录数据借以判定飞行器飞航路径全程位置的“软件”。

12.D.3. 可用在 1.A.、19.A.1 或 19.A.2 所述系统、为 12.A.4.或 12.A.5.所述设备的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

12.E. 技术

12.E.1. 依据“一般技术注释”，指 12.A.或 12.D.所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 13 项 计算机

13.A. 设备、配装及组件

13.A.1. 具有下列任一特性且为 1.A.所述系统使用而设计或改进的模拟计算机、数字计算机或数值微分分析仪：

- a. 可在-45 摄氏度至 + 55 摄氏度下连续操作；或
- b. 设计成耐用坚固或抗辐射性。

13.B. 测试及生产设备

无。

13.C. 材料

无。

13.D. 软件

无。

13.E. 技术

13.E.1. 依据“一般技术注释”，是指 13.A.所述设备的“研制”、“生产”或“使用”。

注：

第 13 项的设备可作为有人驾驶飞机或卫星的部件出口，或以有人驾驶飞机更替零件适量出口。

第 14 项 模拟数字转换器

14.A. 设备、配装及组件

14.A.1. 可用于 1.A.所述系统中、且具有下列任一特性的模拟数字转换器：

- a. 经设计符合军用技术规格，用于耐用坚固设备；或
- b. 军事用途设计或改进，属下列任一类型：
 - 1. 具备以下所有特性或经抗辐射强化的模拟数字转换器微型电路：
 - a. 在二位系统中编码时相当于 8 位或更高的量化；
 - b. 可在-54 摄氏度以下至 + 125 摄氏度以上范围内操作；以及
 - c. 完全密封；或
 - 2. 电气输入型的模拟数字转换器之印刷电路板或模块具有下列所有特性：
 - a. 在二位系统中编码时相当于 8 位或更高的量化；
 - b. 可在-45 摄氏度以下至 + 55 摄氏度以上范围内操作，以及
 - c. 包含 14.A.1.b.1.中所述微型电路。

14.B. 测试及生产设备

无。

14.C. 材料

无。

14.D. 软件

无。

14.E. 技术

14.E.1. 依据“一般技术注释”，是指 14.A.所述设备的“研制”、“生产”或“使用”。

第 15 项 测试设施及设备

15.A. 设备、配装及组件

无。

15.B. 测试及生产设备

15.B.1. 可用于 1.A.、19.A.1.或 19.A.2.所述系统或 2.A.或 20.A.所述次系统的振动测试设备及其组件如下：

- a. 利用回馈或密闭回路技术、并包含数字控制器的振动测试系统，可在振频 20 赫兹与 2 000 赫兹之间和加速度等于或大于 10 个标准重力加速度(均方根值)的环境中振动系统，推力等于或大于 50 千牛顿(空台量测)；
- b. 结合专门设计的振动测试软件的数字控制器，带有一个大于 5 千赫的“实时控制带宽”，是为使用 15.B.1.a.所述振动测试系统而设计的；

技术注释：

“实时控制带宽”的定义是，控制器执行从抽样、处理数据到传输控制信号整个周期能够达到的极限速度。

- c. 振动推冲器(振荡单元)，无论有无相关放大器，推力等于或大于 50 千牛顿(空台量测)，并可用于 15.B.1.a.所述振动测试系统；
- d. 测试片支持结构及电子单元，经设计将多重振荡器与完整振荡器系统相结合，这种系统的有效合力等于或大于 50 千牛顿(空台量测)，并可用于 15.B.1.a.所述振动测试系统。

技术注释：

包含数字控制器的振动测试系统的功能可部分或全部由预贮及数字编码电子信号自动控制。

15.B.2. 可用于 1.A.或 19.A.所述系统或 2.A.或 20.A.所述次系统、速度达 0.9 马赫以上的‘气动测试设施’。

注：

15. B. 2 项不控制速度 3 马赫或以下、‘测试截面大小’等于或小于 250 毫米的风洞。

技术注释：

1. ‘气动测试设施’包括风洞和激波风洞，旨在研究气流越过物体情况。
2. ‘测试截面大小’意指在测试截面最大处的圆或正方形一面或矩形最长边或椭圆长轴的直径。‘测试截面’是与流向垂直的截面。

15.B.3. 可用于 1.A., 19.A.1.或 19.A.2.所述系统或 2.A.或 20.A.所述次系统、可承受推力达 68 千牛顿以上固体与液体燃料推进火箭、发动机或引擎测试台/架, 或可同时测量三轴推力分量的测试台/架。

15.B.4. 可用于 1.A.或 19.A.所述系统或 2.A.或 20.A.所述次系统的环境模拟室如下:

a. 能模拟下列所有飞行情况的环境模拟室:

1. 下列任一情况:

a. 高度在 15 公里以上; 或

b. 温度范围从摄氏-50 度以下至 125 度以上

2. 加入或在设计中或经改造加入一个振动器或者其他测试振动的设备, 生成一个在振频 20 赫兹与 2 000 赫兹间加速度等于或大于 10 个标准重力加速度(均方根值)(空台量测)、而推力等于或大于 50 千牛顿的振动环境; 及

技术注释:

1. 第 15. B. 4. a. 2. 项描述了能够生成单波振动环境的系统和能产生宽幅无规则振动(即功率谱)的系统。

2. 第 15. B. 4. a. 2. 项中的“设计中”或“经改造”, 系指环境模拟室提供适宜的界面(例如, 密封装置)以加入该项所述振动器或者其他测试振动的设备。

b. 能模拟下列所有飞行情况的环境模拟室:

1. 音压大于 140 dB(相当于 2×10^{-5} N/m² 压力)或音量输出功率在 4 千瓦以上的音响环境; 及

2. 下列任一情况:

a. 高度在 15 公里以上; 或

b. 温度范围从摄氏-50 度以下至 125 度以上。

15.B.5. 可用于 1.A., 19.A.1.或 19.A.2.所述系统或 2.A.或 20.A.所述次系统, 借产生韧致辐射(bremsstrahlung)作用而从 2MeV 以上加速电子释出电磁辐射的加速器, 以及包含这些加速器的设备。

注:

专为医用目的而设计的设备不在 15. B. 5. 管制范围。

技术注释:

在 15. B. 中, “空台”指没有夹具或接头的平台或表面。

15.C. 材料

无。

15.D. 软件

15.D.1. 可用在 1.A., 19.A.1. 或 19.A.2. 所述测试系统或 2.A. 或 20.A. 所述次系统、为 15.B. 所述设备的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

15.E. 技术

15.E.1. 依据“一般技术注释”，是指 15.B. 或 15.D. 所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 16 项 计算机建模-模拟及设计整合

16.A. 设备、配装及组件

16.A.1. 可用于 1.A.所述系统或 2.A.所述次系统的计算机建模、模拟或设计整合而专门设计的复合(结合数字/模拟)计算器。

注:

本项管制仅适用于配备有 16. D. 1. 所述软件的设备。

16.B. 测试及生产设备

无。

16.C. 材料

无。

16.D. 软件

16.D.1. 可用在 1.A.所述测试系统或 2.A.或 20.A.所述次系统中为计算机建模、模拟或设计整合而专门设计的“软件”。

技术注释:

建模特别包括该系统的空气动力及热力分析。

16.E. 技术

16.E.1. “依据”一般技术注释,是指 16.A.或 16.D.所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 17 项 隐形

17.A. 设备、配装及组件

17.A.1. 可用在 1.A.或 19.A.所述测试系统或 2.A.或 20.A.所述次系统中，为降低可观测性，例如雷达反射率，紫外线/红外线迹讯及音响信号(亦即隐形科技)所用装置。

17.B. 测试及生产设备

17.B.1. 可用在 1.A.， 19.A.1.或 19.A.2.所述测试系统或 2.A.所述次系统中，专门设计的雷达反射截面积量测系统。

17.C. 材料

17.C.1. 可用在 1.A.或 19.A.所述测试系统或 2.A.所述次系统中，为降低可观测性，例如雷达反射率，紫外线/红外线信号及声学信号(亦即隐形技术)所用材料。

注：

1. 17. C. 1. 包括为减少或裁制微波反射率或发射率而专门设计的结构材料及涂料(包括漆)。

2. 17. C. 1. 卫星热控制专用涂料(包括漆)则不在 17. C. 1. 管制范围。

17.D. 软件

17.D.1. 可用在 1.A.或 19.A.所述系统或 2.A.所述次系统中，为降低可观测性，例如雷达反射率，紫外线/红外线信号及声学信号(亦即隐形技术)而专门设计的“软件”。

注：

17. D. 1. 包括为分析减少信号而专门设计的“软件”。

17.E. 技术

17.E.1. 依据“一般技术注释”，是指 17.A.， 17.B.， 17.C.或 17.D.所述设备、材料或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

注：

17. E. 1. 包括为分析减少信号而专门设计的“数据库”。

第 18 项 核效应防护

18.A. 设备、配装及组件

18.A.1. 可用在 1.A.所述系统中，为抗核效应(例如电磁脉冲(EMP)、X 射线、冲击波和热辐射综合效应)、保护火箭及无人驾驶航空飞行器的“抗辐射加固”的微电路。

18.A.2. 可用在 1.A.所述系统中，为抗核效应(例如电磁脉冲(EMP)、X 射线、冲击和热辐射综合效应)、保护火箭及无人驾驶航空飞行器而专门设计的“探测器”。

技术注释：

“探测器”是指能够自动辨识及记录或登记外来刺激的机械式、电子式、光学式或化学式设备。该外来刺激如：周遭环境的压力或温度变化、放射性物质所发出的电子或电磁信号或辐射。这包括仅操作一次的感知或以失效作为感测方式的装置。

18.A.3. 可用在 1.A.所述系统中，为抗核效应(例如电磁脉冲(EMP)、X 射线、冲击和热辐射综合效应)、保护火箭及无人驾驶航空飞行器而设计可承受 4.184×10^6 焦耳/平方厘米以上且其压力峰值大于千帕热爆震的鼻锥罩。

18.B. 测试及生产设备

无。

18.C. 材料

无。

18.D. 软件

无。

18.E. 技术

18.E.1. 依据“一般技术注释”，是指与 18.A.所述设备的“研制”、“生产“或”使用”的“技术”。

第 19 项 它完整的投送系统

19.A. 设备、配装及组件

19.A.1. 在 1.A.1.中未述及、而射/航程等于或大于 300 公里的完整火箭系统(包含弹道导弹系统、航天运载火箭及探空火箭)。

19.A.2. 在 1.A.2.中未述及、而射/航程等于或大于 300 公里的完整无人驾驶航空飞行器系统(包含巡航导弹系统、靶机及无人侦察机)。

19.A.3. 在 1.A.2.或 19.A.2.中未述及、具有下列所有特征的完整无人驾驶航空器系统：

a. 具有下列任一特征：

1. 拥有自动驾驶仪和导航能力；或
2. 具备从有人操作的直视范围转入控制飞行的能力；且

b. 具有下列任一特征：

1. 包含容量为 20 公升以上的气雾剂喷射系统/装置；或
2. 为配备容量为 20 公升以上的气雾剂喷射系统/装置而设计或改进。

注：

为娱乐或竞赛专门设计的模型飞机不属 19. A. 3. 的管制范围。

技术注释：

1. 气雾剂由燃料成分以外的微粒或液体、副产品或添加物组成，是“有效载荷”的一部分，在大气中喷洒。气雾剂的例子包括用于作物喷洒的农药和人工摧雨用的干化学品。
2. 气雾剂喷射系统/装置包括储存或大气喷洒气雾剂所需的所有器具(机械、电气、液压等)。这包括能将气雾剂喷入燃烧排气蒸汽、喷入推进器滑流。

19.B. 测试及生产设备

19.B.1. 专为 19.A.1.或 19.A.2.所述系统设计的“生产设施”。

19.C. 材料

无。

19.D. 软件

19.D.1. 为“使用”在 19.A.所述系统而专门设计或改进、可协调一个以上次系统运作功能的“软件”。

19.E. 技术

19.E.1. 依据“一般技术注释”，是指 19.A.所述设备的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 20 项 其它完整次系统

20.A. 设备、配装及组件

20.A.1. 完整次系统如下：

- a. 可用于 19.A.所述系统中、但在 2.A.1.中未述及的火箭各级；
- b. 可用于 19.A.所述系统中、但在 2.A.1.中未述及的火箭推进次系统如下：
 1. 总冲力等于或大于 8.41×10^5 牛顿/秒、但小于 1.1×10^6 牛顿/秒的固体推进剂火箭发动机或混合火箭发动机
 2. 集成、或经设计或经改装而集成为一个液体推进剂推进系统的液体推进剂火箭发动机，其总冲力等于或大于 8.41×10^5 牛顿/秒、但小于 1.1×10^6 牛顿/秒。

20.B. 测试及生产设备

20.B.1. 为 20.A.所述次系统专门设计的“生产设施”。

20.B.2. 为 20.A.所述次系统专门设计的“生产设备”。

20.C. 材料

无。

20.D. 软件

20.D.1. 为 20.B.1.所述系统而专门设计或改进的“软件”。

20.D.2. 在 2.D.2.中未述及、为“使用”在 20.A.1.b.所述火箭发动机或引擎而专门设计或改进的“软件”。

20.E. 技术

20.E.1. 依据“一般技术注释”，是指 20.A.， 20.B.或 20.D.所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

单位、常数、缩略语和简称

本附件所用单位，常数，缩略语和简称

ABEC	环形轴承工程师委员会
ABMA	美国轴承制造商协会
ANSI	美国国家标准学会
Angstrom	埃 1×10^{-10} 米
ASTM	美国材料与试验协会
巴	气压单位
°C	摄氏度
cc	立方厘米
CAS	化学文摘社
CEP	圆概率均等
dB	分贝
g	克；另，重力加速度
GHz	千兆赫
GNSS	全球导航卫星系统，例如， “Galileo” “GLONASS”——全球导航卫星系统 “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	电机及电子学工程师联合会
IR	红外线
ISO	国际标准化组织
J	焦耳
JIS	日本工业标准
K	开尔文

kg	公斤
kHz	千赫
km	公里
kN	千牛顿
kPa	千帕斯卡尔
kW	千瓦
m	米
MeV	兆电子伏
MHz	兆赫
milligal	10^{-5}m/s^2 (毫伽)
mm	毫米
mm Hg	毫米汞柱
MPa	兆帕
mrad	毫弧度
ms	毫秒
μm	微米
N	牛顿
Pa	帕斯卡
ppm	百万分之一
拉德(Si)	辐射吸收剂量
RF	无线电频率
rms	均方根
rpm	每分钟转数
RV	重返大气层运载工具
s	秒
Tg	玻璃转化温度
Tyler	泰勒网目尺寸, 或泰勒标准筛系列
UAV	无人驾驶航空器
UV	紫外线

本附件采用的换算表

单位(从)	单位(至)	换算
巴	帕斯卡(帕)	1 巴=100 千帕
克(重力)	m/s^2	1 克=9.806 65 m/s^2
毫弧度	度(角)	1 毫弧度 0.0573°
拉德	尔格/克硅	1 拉德(Si)=100 尔格/克硅(=0.01 戈瑞)
泰勒筛制 250 网目	毫米	泰勒筛制 250 网目的筛孔为 0.063 毫米

谅解声明

成员国同意，如果特许由“国家同等标准”替代特定国际标准，则国家同等标准涵括的技术方法及参数将保证特定国际标准所设定的标准要求能得到满足。
