联合国 S/2006/815*

安全理事会

Distr.: General
2 November 2006
Chinese
Original: French

2006 年 10 月 13 日法国常驻联合国代表给安全理事会主席的信

谨随函转递与弹道导弹方案有关的物项、材料、设备、货物和技术清单（见附件）。请作出必要安排，将该清单作为安全理事会文件印发为荷。

让-马克·德拉萨布利埃（签名）

* 由于技术原因重新印发。

06-57411* (C) 171106 231106

2006 年 10 月 13 日法国常驻联合国代表给安全理事会主席的信的附件

［原件：英文］

与弹道导弹方案有关的物项、材料、设备、货物和技术清单

1. 导言

(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，政府应考量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、维护和修理所需最低“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；或

3. 电话交易；及

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：

“基础科学研究”

指主要为获得贯穿在现象和观察到的事实中的基本原理性知识、而不是为了达到特定的实用目的或目标所进行的实验或理论工作。

“研制”

指生产之前的所有阶段，如：

- 设计
- 设计研究
- 设计分析
- 设计概念
- 样机的装配和测试
- 试生产方案
- 设计数据
- 把设计资料转化为成产品的工艺过程
- 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. 卫星（单一或多个）;

b. 卫星发射器接合器，包括（如适用）远地点/近地点踢进器或类似操纵系统。

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；

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）。

“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5×105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”

可为下述形式：

– 技术指导

– 技能

– 培训

– 传授知识

– 咨询服务

“技术资料”

可为下列形式：

– 规划

- 计划
- 图表
- 模式
- 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) “使用在”(usable in)或“能够”(capable of)意指设备、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”毋需经过特别的

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”，使具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) 以陶瓷材料或烧蚀防热材料制成的防热护罩及其组件；

(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、总冲大于或等于 1100 千牛顿·秒的固体或液体推进火箭发动机；

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，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，并同时具备下列两个参数的，均可视为第二类物项予以处理：

a. 直径 20 毫米以下的喷管；

b. 压力等于或大于 15 巴的燃烧室。

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.所述系统而专门设计的“生产设施”。

2.B.2. 为 2.A.中所述系统而专门设计的“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. 以下可用在 1.A.中所述系统的小型省油的轻型涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机(包括涡轮组合式发动机)：

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；

2. 单位耗油率为 0.15 kg N^{-1} h^{-1}（含）以下（海平面静态及标准情况下连续最大动力）；

b. 为 1.A.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.所述系统经专门设计的组件。

3.A.3. 可用于 1.A.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 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。

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和悬浮推进剂(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. 可用于 1.A、19.A.1、19.A.2 所述系统的复合火箭发动机及为其专门设计的组件。

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.B. 测试及生产设备

3.B.1. 为 3.A.或 3.C.中所述设备或材料而专门设计的“生产设施”。

2.B.2. 为 3.A.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为其专门设计的组件：

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。

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。

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。

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 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 或 3.A.6 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”，可作为作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“一般技术注意事项”，指 3.A.1、3.A.2、3.A.3、3.A.4、3.A.5、3.A.6、3.B、3.C 和 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；

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.所述流体能研磨机。

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；

b. 肼衍生物如下：

1. 单甲基肼（MMH）

2. 不对称二甲基肼

3. 硝酸肼

4. 可用作火箭燃料的其他肼衍生物；

注：

4.C.2.b 不管制下列衍生物：

1. 芳族肼及其盐；

2. 己二酸二酰肼［CAS 1071-93-8］。

c. 依 ISO 2591:1988 或同等之国家标准（如 JIS Z8820），大小均匀之球状铝粉，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. 粒径小于 60×10^{-6} 米（60 微米)且纯度为 97% （以重量计算）或以上之锆、铍、镁及这些元素合金的粉体，可以是球状的、雾状的、似球体的、片状的或研磨而成的；

技术注释:

锆金属内之自然铪含量（通常为 2-7%）与锆一起计算。

e. 粒径小于 60×10^{-6} 米(60 微米)且纯度为 85%（以重量计算）或以上之硼及硼合金的粉体，可以是球状的、雾状的、似球体的、片状的或研磨而成的；

f. 能量密度为 40×10^{6} 焦耳/公斤或以上，如硼浆之高能量密度物质。

4.C.3. 氧化剂/燃料如下:

与粉状金属或其它高能燃料组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. 液态氧化剂物质如下：

1. 三氧化二氮；

2. 二氧化氮/四氧化二氮；

3. 五氧化二氮；

4. 混合氧化氮化合物（MON）；

5. 抑型红色发烟硝酸（IRFNA）；

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。

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 MONi 或 MONij 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）。

注：

4.C.a.6 不管制气体状态的三氟化氮（NF_3），因为这种物质不能用于导弹。

b. 固体氧化剂物质如下：

1. 过氯酸铵；

2. 二硝酰胺铵 (AND)；

3. 硝基胺类[环四甲基四硝胺(HMX)、环三甲基三硝胺(RDX)]；

4. 硝仿钾(HNF)[CAS 20773-28-8]。

4.C.5. 聚合物如下：

a. 羧基端聚丁二烯(CTPB)；

b. 羟基端聚丁二烯(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)。

4.C.6. 其它推进剂添加物与药剂(agents)如下：

a. 结合剂(Bonding agents)：

1. 三[1-(2-甲基)氮丙啶基]氧化磷(MAPO)；

2. 对称苯三甲醯-1-(2-乙基) 氮丙啶 (MITA)；

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）之反应生成物；

4. Tepan (HX-879)，此为四乙烯戊胺与丙烯腈之反应生成物；

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 (HX-752, HX-874 及 HX-877)；

b. 固化剂 (Curing agents) 与催化剂如下：

三苯基铋(TPB)；

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；

b. Ethyl ferrocene；

c. Propyl ferrocene；

d. n-Butyl ferrocene；

e. Pentyl ferrocene；

f. Dicyclopentyl ferrocene；

g. Dicyclohexyl ferrocene；

h. Diethyl ferrocene；

i. Dipropyl ferrocene；

j. Dibutyl ferrocene；

k. Dihexyl ferrocene；

l. Acetyl ferrocenes；

m. ferrocene Carboxylic acids；

n. Butacene；

o. 可用作火箭推进剂燃速改性剂的其他二茂铁衍生物。

d. 硝酸酯与硝基塑化剂如下：

1. 三甘醇二硝酸酯 (TEGDN)；

2. 三甲醇基乙烷三硝酸酯 (TMETN)；

3. 1,2,4 丁三醇三硝酸酯 (BTTN)；

4. 二甘醇二硝酸酯 (DEGDN)；

e. 安定剂:

1. 2-硝基二苯胺；

2. N-甲基对硝基苯胺。

4.D. 软件

4.D.1. 为“生产”及处理 4.C.所述材料，“使用”在 4.B.所述设备而专门设计或修改进的“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”。

第二类
第 5 项

此项保留未来使用

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. 设备、配装及组件

6.A.1. 为 1.A.所述系统及 2.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.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.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：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)：

a. 最大工作压力等于或大于 69 兆帕；

b. 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

c. 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，且其抗拉强度大于 7.62×10^4 米，模数系数大于 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。

6.C.2. 满足下列两个条件的再饱和热解(如碳碳)材料：

a. 为火箭系统设计；及

b. 可用在 1.A.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：

a. 直径120毫米（含）以上，长度50毫米（含）以上的圆柱体；

b. 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

c. 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.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.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. 可用于1.A.所述系统中鼻锥之块状可加工碳化硅强化非烧结陶瓷。

6.C.7. 可用在1.A.所述系统中，用于制造火箭发动机组件之钨、钼及其合金，其纯度不小于97%，为500微米以下(含500微米)之均匀球形或雾状直径之颗粒。如：热防护罩、喷嘴、喷喉和推力矢量控制面。

6.C.8. 摄氏度下量测，可达1.5 GPa或更高的抗拉强度，可用在1.A.所述系统中之薄板型、金属平板或管状型麻时效钢，其壁厚或板厚等于或小于5.0毫米。

技术注释:

麻时效钢通常具有高镍含量，非常低碳含量，利用替代性元素或沉淀以产生老化硬化特性。

6.C.9. 满足以下所有条件的可用在 1.A.所述系统中之加钛安定双重不绣钢（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. 钛之含镍重量百分比为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 ADTM E-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”使用”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。

第二类
第 7 项

此项保留未来使用

第二类
第 8 项

此项保留未来使用

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.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、19A.1、或 19A.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：

a. ‘标度因子’‘重复性’小于 1 250ppm；且

b. ‘偏差’‘重复性’小于 1 250micro g。

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）标准 528-2001，‘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’。

注:

专门设计并研制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。

9.A.4. 在 1g 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”指随时间偏离预定输出的比率，包含系统性和偶发性两部分，于惯性空间内，以单位时间内相等角位移量表示。

2. “稳定性”指为一个特定参数的在稳定温度之条件下，量测值相于对校正值之标准偏差量（1 sigma），可以时间函数表示之。

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

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，在飞航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 9.D.4.

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具，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。

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仿真器/速率台（能仿真运动之设备)：

1. 两轴或更多轴；

2. 能传输电力及/或信号信息之滑环单元；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仿真器/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. 定位精度为 5 弧秒或更佳；

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. 定位精度为 5 弧秒或更佳；

e. 能产生 100 g 以上加速度之离心机，且其滑环能传输电力及信、号信息。

注:

1. 第 9 项中所述平衡机械、指示计头、运动仿真器、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。

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.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.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

11.A. 设备、配装及组件

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. 为空用系统设计或修改，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拖环境下发挥功能。

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.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.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具及装置。

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.所述系统经改进静态或工作状态精度为 7×10^{-6} m/sec2 (0.7 milligal)或更佳、达到稳态登记时间至多为 2 分钟的机载或舰载重力仪、重力梯度仪及为此专门设计的组件。

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 3 毫弧度(0.5mils)；

2. 30 公里以上的距离分辨率优于 10 m rms；以及

3. 速度分辨率优于 3 m/s。

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.所述系统或 2.A.所述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，实时频宽大于 5 千赫且为使用 15.B.1.a.所述振动测试系统而设计；

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.所述系统或 2.A.所述次系统、速度达 0.9 马赫以上风洞。

15.B.3. 可用于 1.A.所述系统或 2.A.所属次系统、可承受推力达 90 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.所述系统或 2.A.所述次系统的环境仿真室如下：

a. 能仿真下列所有飞行情况的环境仿真室：

1. 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）、推力等于或大于 50 千牛顿的振动环境；及

2. 下列任一情况：

a. 高度在 15 公里以上；或

b. 温度范围至少从－50 摄氏度至 125 摄氏度。

b. 能仿真下列所有飞行情况的环境仿真室：

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. 温度范围至少从－50 摄氏度至 125 摄氏度。

技术注释:

15.B.4.a. 描述能产生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。

15.B.5. 可用于 1.A.所述系统或 2.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.所述测试系统或 2.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-仿真及设计整合

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、仿真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.所述次系统中为计算机建模、仿真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 14.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.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.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.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.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 15.B.或 15.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.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.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
其它完整的投送系统

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。

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。

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。

19.B. 测试及生产设备

无

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.中未述及的总冲等于或大于 8.41×10^5 牛顿/秒、但小于 1.1×10^6 牛顿/秒的固体或液体推进剂火箭发动机。

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.A.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 19.A 所述设备或“软件”的“研制”、“生产”或“使用”的技术”。

协议书：

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。