



安全理事会

Distr.: General
16 July 2015
Chinese
Original: English

2015年7月16日美利坚合众国常驻联合国代表给安全理事会主席的信

美国驻联合国代表团请求将后文所附的导弹技术控制制度清单(见附件)作为安全理事会的文件分发为荷。

大使

萨曼莎·鲍尔(签名)



2015 年 7 月 16 日美利坚合众国常驻联合国代表给安全理事会主席的信的附件

导弹技术控制制度

设备、软件和技术附件

目录

1. 引言

- (a) 第一类和第二类物项
- (b) 对“射程”与“有效载荷”的权衡取舍
- (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”

“射程/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 千米“射程”和 ≥ 500 千克“有效载荷”)

1.A.2. 完整无人驾驶航空飞行器系统(≥ 300 千米“射程”和 ≥ 500 千克“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. 分级装置、分离装置及级间装置

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. 涡轮螺旋桨发动机系统

3.A.10. 燃烧室

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

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. 高能量密度材料

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. 复合材料结构件、层压板及其制品

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的设备

e. 为对纤维的表面进行特殊处理而设计或改良的设备

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

6.C.1. 树脂浸渍纤维预浸件及金属涂层的纤维预成形件

6.C.2. 再饱和热解材料

6.C.3. 细晶粒石墨

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. “技术资料”

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. 线性加速度表

9.A.4. 所有类型的陀螺仪

9.A.5. 加速计或陀螺仪

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. 使飞行器机身、推力系统及升力控制面一体化的设计“技术”
- 10.E.2. 使飞控、制导及推进数据一体化成为一个飞行管理系统的设计“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. 仪具及装置
- 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测量系统

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. 完整火箭系统(射程/航程等于或大于 300 千米)

19.A.2. 完整无人驾驶航空飞行器系统(射程/航程等于或大于 300 千米)

19.A.3. 完整无人驾驶航空飞行器系统

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

导言、定义和术语

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，否则该系统亦被列为第一类物项。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，政府应考虑其对“射程”与“有效载荷”进行权衡取舍的能力。

(c) 一般技术注释：

与附件中所管制产品直接相关的“技术”的转移，应依照国家立法所许可范围内对各物项的规定予以管制。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限度的“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，交易方式如下：

1. 柜台交易；
2. 邮购交易；或
3. 电子交易；或
4. 电话交易；以及

b. 设计为用户自行安装、不需供货商进一步提供实质性支持的软件，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”

“基础科学研究”是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
- 设计构想
- 样机的装配和测试
- 试生产方案
- 设计资料
- 把设计资料转化为产品的工艺过程
- 结构设计
- 总体设计
- 绘制设计图纸

“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”的“公开领域”属性)。

“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”

在特殊存储器中保存的单元指令系列，指令的执行由其参考指令缓存器的指示激活。

“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的总重量。

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：爆炸物或非爆炸物)；

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. 本体/后加力飞行器或姿态控制/速度调整模块，不包括对其它阶段操作至关重要的系统/次系统。

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：爆炸物或非爆炸物)；

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. 任务所需设备, 如为获取任务特定数据而进行数据收集、记录或发送的装置;
- 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: 爆炸物或非爆炸物);
- 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: 爆炸物或非爆炸物);
- 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. 任务所需设备, 如为获取任务特定数据而进行的数据收集、记录或发送的装置, 以及可予拆除而不妨碍飞行器结构完整性的支撑结构;
- 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支撑结构和安放机制。

“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 5X05 雷德(硅侦检剂)的组件或设备。

“射程/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“射程/航程”时，将考虑到基于装满燃料或推进剂时的系统设计特性的最大能力。
2. 火箭系统及无人驾驶航空飞行器的“射程/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的限制。

3. 火箭系统的“射程”以在国际民航组织标准大气压及无风状态下将“射程”最大化的弹道加以判定。
4. 无人驾驶航空飞行器的“航程”以在国际民航组织标准大气压及无风状态下最高燃油效率(如:巡航速度及高度)所达单程距离加以判定。

“软件”

固定于任何表达形式的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
- 工作知识
- 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
- 书写或记录在如下列的其它介质或装置上的手册和说明书:
- 磁盘
- 磁带
- 只读存储器

“使用”

是指：

- 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)是指经“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的组件，则只能视为“专门设计”的设备。

(b) “设计或改进” (Designed or Modified)是指“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。经“设计或改进”的设备、零件、部件或“软件”可用于其他应用。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)是指备、零件、组件或软件适于某特定用途。这些设备、零件、组件或“软件”无需经过特别的配置、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”，是指有意改变“软件”，使之具有适合特定目的或应用的性质。其特性亦能使之适于“改进”的目的或应用以外的其它非目的或应用。

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 千克以上“有效载荷”运载 300 千米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 千克以上“有效载荷”运载 300 千米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 1.A.所述系统的“使用”而专门设计或修改的、能协调一个以上次系统功能的“软件”。

1.E. 技术

1.E.1. 依据“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设计或修改、可用于 1.A.所述系统的设备，但 2.A.1.项的注释所述的设计用于运载非武器者除外：
 1. 以陶瓷材料或烧蚀材料制成的防热套及其组件；
 2. 质轻、高热容材料制成的热沉装置及其组件；
 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 1.1×10^6 牛顿·秒的固体推进剂火箭发动机或混合火箭发动机；
2. 总冲力大于或等于 1.1×10^6 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. 2 中所述为卫星用途设计或改进的液体推进剂远地点发动机或轨道保持发动机，若次系统的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 1 千牛顿，均可作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 千米时，圆公算偏差等于或小于 10 千米)的“制导装置”，但如 2.A.1. 项的注释所述，为射程 300 千米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. 圆公算偏差(CEP)用以衡量精度，系指特定射程内以目标为圆心、包含 50% 有效载荷着陆点的圆的半径。

- 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“射程”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,且对上述例外的最终用户有适当数量限制,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 2.A.1.c.中所述火箭引擎或发动机的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

2.D.3. 为 2.A.1.d.中所述“制导装置”的“使用”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 2.A.1.b.3.中所述次系统或设备的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

2.D.5. 为 2.A.1.e.中所述系统的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

2.D.6. 为 2.A.1.f.中所述系统的“使用”而专门设计或改进的“软件”。

注:

2. D. 2. -2. D. 6. 所列“软件”,需有适合于例外的最终用途的最终用户说明,可作为第二类物项处理,说明如下:

1. 若为液体推进剂远地点发动机或轨道保持发动机专门设计或改进,而该发动机如 2. A. 1. c. 2 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 千米以下的火箭或为有人驾驶飞机设计,在 2. D. 3. 之下处理;
3. 若为非武器有效载荷设计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“射程/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. 依据“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.中所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：

在第 3.A.2.项中，“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)、冲压喷气发动机、超燃冲压喷气发动机、

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。

注:

参考 3.C.2.中成块状或片状的“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:

还见于第 11.A.5.项。

- 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、泵及燃气轮机,仅有:

- a. 绝压等于或大于 7 000 千帕、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、在最大工作模式下转速等于或大于 8 000 转/分,并且出口压力等于或大于 7 000 千帕的泵。
- c. 用于液体推进剂涡轮泵的、在最大工作模式下转速等于或大于 8 000 转/分的燃气轮机。

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.1 和 20.A.1.b.1 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.A.10. 可用于 2.A.1.c.2.或 20.A.1.b.2.所述次系统的液体推进剂火箭发动机燃烧室和喷嘴。

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.、3.A.10.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.、3.A.10.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。

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，兼具旋压成型及滚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杻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 3.A.3 中所述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.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”而专门设计或改进的“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”而专门设计或改进的“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.A.10.、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.中所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：

第 4. B. 3. a. 2. 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 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(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(CAS 13464-97-6)；
4. 三甲基肼(CAS 1741-01-1)；
5. 四甲基肼(CAS 6415-12-9)；
6. N，N 二烯丙基肼(CAS 5164-11-4)；
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. 硝仿胍叠氮化物(CAS 14546-44-2)；
12. 二甲基硝仿胍叠氮化物；
13. 硝仿胍二硝酸酯(CAS 13464-98-7)；
14. 二亚氨基草酸二肼(CAS 3457-37-2)；
15. 2-羟基乙肼硝酸(HEHN)；
16. 硝仿胍氯酸盐(CAS 27978-54-7)；
17. 硝仿胍二氯酸盐(CAS 13812-39-0)；
18. 甲肼硝酸(MHN)(CAS 29674-96-2)；
19. 二乙肼硝酸(DEHN)；
20. 3，6-二肼基四氮杂苯硝酸(DHTN)；

技术注释：

3，6-二肼基四氮杂苯硝酸也被称为二肼硝酸。

- c. 依 ISO 2591-1: 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 7440-58-6)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:

第 4.C.2.f.2 项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。

g. 肼替代燃料如下:

1. 2-二甲基氨基叠氮(DMAZ) (CAS 86147-04-8)。

4.C.3. 氧化剂/燃料如下:

与粉状金属或其它高能燃料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:

第 4.C.4.a.6. 项不管制气体状态的三氟化氮 (NF_3) (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 MON_3 中含 3% 的氧化氮, MON_{25} 则含 25% 氧化氮, 通常上限为 MON_{40} (以重量计算 40%))。

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. 硝仿铈(HNF)(CAS 20773-28-8);

2,4,6,8,10,12-六硝基六氮杂异伍兹烷(CL-20)(CAS 135285-90-4)。

4.C.5. 聚合物如下:

- a. 端羧基聚丁二烯(Carboxy-terminated polybutadiene)(包括 carboxyl-terminated polybutadiene)(CTPB);
- b. 端羟基聚丁二烯(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)。
- g. 聚缩水甘油硝酸酯(PGN 或 poly-GLYN) (CAS 27814-48-8)。

技术注释:

聚四氢呋喃聚乙二醇 (TPEG) 是聚 1, 4-丁二醇 (CAS 110-63-4) 和聚乙二醇 (PEG) (CAS 25322-68-3) 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''-对称苯三甲醚-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), 此为四乙烯戊胺与丙烯腈之反应生成物(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醚胺化合物, 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'-三乙已二酰双(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. 卡托辛(CAS 37206-42-1);
- b. 乙基二茂铁(CAS 1273-89-8);
- c. Propyl ferrocene;
- d. 丁基二茂铁(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. 乙酰二茂铁(CAS 1271-55-2)/1,1'-diacetyl ferrocene CAS 1273-94-5);
- m. 二茂铁甲酸(CAS 1271-42-7)/1,1'-二茂铁甲酸(CAS 1293-87-4);
- n. 巴特辛(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：

第 4.C.6.c.2.o 项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. 二硝基丙基塑化剂如下：
 - a. 双(2,2-二硝基丙基)乙缩醛(CAS 5108-69-0)；
 - b. 双(2,2-二硝基丙基)甲缩醛(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 5 项

保留以供今后使用。

第 6 项 结构复合材料生产、热解沉积与增密以及结构材料

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 所述次系统的使用而专门设计的复合材料、层压板及其制品。

6.A.2. 具有如下所有特征的再饱和热解(如碳碳)组件：

- a. 为火箭系统设计；且
- b. 可用在 1.A.或 19.A.1.所述的系统中

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、预浸料或预成型物的设备，以及为其专门设计的组件与配件：

- a. 绕线机或纤维铺放机：其定位、缠覆及缠绕运动可以三轴或更多轴联动和程控，专为以纤维和丝材制造复合材料结构件或层压板而设计，进行联动和程控控制；
- b. 缠带机：专为制造复合机体和导弹结构件而设计，其定位及铺带和铺放薄片的运动可以二轴或二轴以上联动和程控；
- c. 多方向、多维编织机：包括为制造复合材料结构件而进行纤维纺织、编织或编结的接驳器和改装套件；

注：

未特别为所述最终使用而修改的纺织机器不属于 6. B. 1. c. 的管制范围。

- d. 为生产下列纤维与丝线材料而设计或改进的设备，如下所示：
 - 1. 用来转换聚合纤维(如聚丙烯腈、粘胶和聚碳硅烷)的设备，包括在加热过程中对纤维施加张力的专用设备；
 - 2. 用于使元素和化合物气相沉积在被加热的纤维基体上的设备；
 - 3. 难熔陶瓷(如氧化铝)湿纺设备；
- e. 为对纤维表面进行特殊处理或为生产预浸件和预成型件而设计或改良的设备，包括滚子、张力伸展器、涂敷设备、切割设备，以及掣子模子。

注：

举例来说，6. B. 1. 中所述机器的组件与附件为：用于复合材料结构件、层压板材及制品的预成型件加压、固化、浇注、热压或粘接的注模、芯模、压膜和工装夹具。

- 6.B.2. 为 6.E.3.所指工艺过程而专门设计的喷嘴。
- 6.B.3. 具下列所有特性的等静压机：
- 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；以及
 - 具有内径等于或大于 254 毫米的空腔。
- 6.B.4. 为碳碳复合材料增密而设计或改进的化学气相沉积炉。
- 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进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.中所述物件，以有机基材或金属基材制成并利用纤维或丝材增强其强度的树脂浸渍纤维预浸件及金属涂层的纤维预成形件，其中增强材料的比拉伸强度大于 7.62×10^4 米和比模量大于 3.18×10^6 米。
- 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 (T_g) 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。“比拉伸强度”系指在温度为 $(296 \pm 2)K$ ($(23 \pm 2)C$)、相对湿度为 $(50 \pm 5)\%$ 的条件下测量的极限比拉伸强度 (N/m^2)除以比重 (N/m^3)；
 - 在第 6.C.1 项中。“比模量”系指在温度为 $(296 \pm 2)K$ ($(23 \pm 2)C$)和相对湿度为 $(50 \pm 5)\%$ 的条件下测量的杨氏模量 (N/m^2)除以比重 (N/m^3)。
- 6.C.2. 满足下列两个条件的再饱和和热解(如碳碳)材料：
- 为火箭系统设计；且
 - 可用在 1.A.或 19.A.1.所述的系统中
- 6.C.3. 可用于火箭喷嘴和再入飞行器鼻锥的细晶粒石墨，在 15 摄氏度温度下测得其块状密度至少为 1.72 克/立方厘米，此外其粒径为 100×10^{-6} 米 (100 微米)或更小者，可制作下列物品：

- a. 直径 120 毫米或以上, 长度 50 毫米或以上的圆柱体;
 - b. 内径 65 毫米或以上, 厚度 25 毫米或以上, 长度 50 毫米或以上的管材; 或
 - c. 尺寸为 120 毫米×120 毫米×50 毫米或更大的方块。
- 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的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 所述系统中鼻锥的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. 用于制造 1.A.、19.A.1 或 19.A.2 所述系统中导弹组件的材料:
- a. 钨及其合金, 纯度不小于 97%(按重量计算), 为面积不超过 50×10-6m(50 微米)的颗粒;
 - b. 钼及其合金, 纯度不小于 97%(按重量计算), 为面积不超过 50×10-6m(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. 铜渗钨材料, 钨纯度不小于 80%(按重量计算); 或
 - 三. 银渗钨材料, 钨纯度不小于 80%(按重量计算); 以及
 - 2. 能制成下列任何产品:
 - 一. 直径 120 毫米或以上、长度 50 毫米或以上的圆柱体;
 - 二. 内径 65 毫米或以上、厚度 25 毫米或以上、长度 50 毫米或以上的管材; 或
 - 三. 体积 120 毫米×120 毫米×50 毫米或更大的块。
- 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 摄氏度温度下测得的极限比拉伸强度等于或大于：
 - 1. 0.9 GPa(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。

技术注释：

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. 具下列所有特性：
 - 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)；和
- b. 以下任何一种形式：
 - 1. 每一维的尺寸为 100 毫米或以上的锭材或棒材；
 - 2. 宽度等于或大于 600 毫米、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、壁厚等于或小于 3 毫米的管材。

6.D. 软件

6.D.1. 为 6.B.1.所述设备的操作或维护而专门设计或修改的“软件”。

6.D.2. 为 6.B.3.、6.B.4.或 6.B.5.所述设备而专门设计或修改的“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的复合材料的热压罐或液压釜内温度、压力或大气压调节的“技术资料”(包括工艺过程条件)及规程。
- 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 7 项

保留以供今后使用。

第 8 项

保留以供今后使用。

第 9 项 仪表、导航及指向

9.A. 设备、装配及组件

- 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进的整合式飞航仪表系统，其中包括陀螺稳定器或自动驾驶仪，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. 为惯性制导系统或所有类型的制导系统而设计、可用于 1.A.、19.A.1.、或 19.A.2 所述系统、具备下列所有特性的线性加速度表及为其专门设计的组件：

- a. “标度因子”“重复性”小于 1 250 百万分率；且
- b. “偏差”“重复性”小(优)于 1 250microg。

注：

作为使用于井下服务作业的“随钻测量”(MWB)传感器而专门设计和研制的加速度表不在 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的输出。

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 1g 的环境中被评定“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度量(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. 明确说明按 100g 以上的加速度运行的、为在惯性导航系统或在任何类型的制导系统中使用而设计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.所述陀螺仪的惯性设备或其它设备、含有这种设备的系统以及专门为其设计的组件。

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. 惯性测量装置(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/或多普勒雷达);以及

c. 整合软硬件。

注:

关于整合“软件”，见第 9. D. 4 项。

9.A.8. 具有以下所有特性的三轴磁航向感应器，以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 度的条件下能够提供优于(小于)于 0.5 度的方位精度；以及
- c. 经设计或改进将与飞行控制和导航系统一体化。

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 9.B.2.中所述的经设计或改进与 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的仪器，其精度要求最低达到或优于：
 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. 惯性测量单元 (惯性量测单元模块) 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. 设备如下:

- a. 具下列所有特性之平衡机械:
 1. 无法平衡重量大于 3 千克的转子/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; 和
 4. 能够平衡“残余单位失衡”达每千克转子重量 0.2 克-毫米;
- b. 经设计或改进与 9.B.2.a.所述机械一并使用的指示计头(有时称做平衡仪表);
- c. 具下列所有特性的运动模拟器/速率台(能模拟运动的设备):
 1. 两轴或更多轴;
 2. 经设计或改进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 度或以上应为平均正负 0.05%或更佳; 或
 - c. 定位“精度”等于或小于(优于)5 弧秒;
- d. 定位台(能在任一轴上精确旋转定位的设备)具下列特性:
 1. 两轴或更多轴; 以及
 2. 定位“精度”等于或小于(优于)5 弧秒;

- e. 加速度超过 100g 的离心机，且其经设计或改进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。

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的平衡机械不属于 9. B. 2. a. 的管制范围。
3. 经设计或修改用于机床设备或其它医疗设备的转台不属于 9. B. 2. c. 和 9. B. 2. d. 管制范围。
4. 具有定位台特性、但不受 9. B. 2. c. 管制的速率台应依 9. B. 2. d. 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.所述设备的使用而专门设计或修改的“软件”。

9.D.2. 用于 9.A.1.中所述设备的整合“软件”。

9.D.3. 用于 9.A.6.中所述设备的整合“软件”。

9.D.4. 为 9.A.7.中所述“整合导航系统”设计或改进的整合“软件”。

注：

卡尔曼滤波法是整合“软件”所用的通用形式。

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, 或以此类应用的更换件适量出口。

第 10 项 飞行控制

10.A. 设备、装配及组件

10.A.1. 为 1.A.所述系统设计与修改的液压、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.所述系统设计与修改的姿态控制设备。

10.A.3. 经设计或修改用于 10.A.1.或 10.A.2.所述系统、以及经设计或修改可在 20 赫兹至 2 000 赫兹之间超过 10 个标准重力加速度(均方根值)的振动环境中工作的飞行控制伺服阀。

注:

10. A. 中所述系统、设备或阀可作为有人驾驶飞机或卫星的部件出口, 或以有人驾驶飞机的更换件适量出口。

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.所述设备的“使用”而专门设计或修改的“软件”。

注:

10. D. 1. 中所述“软件”可作为有人驾驶飞机或卫星的部件出口, 或以有人驾驶飞机的更换件适量出口。

10.E. 技术

10.E.1. 为 1.A.或 19.A.2 所述系统设计与修改、使飞行器机身、推进系统及升力控制面一体化以优化无人驾驶飞行器在整个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.1.所述系统设计与修改、用于将飞行控制、制导及推进数据纳入飞行管理系统以优化火箭系统轨迹的设计“技术”。

- 10.E.3. 依据“一般技术注释”，是指用于 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、装配及组件

- 11.A.1. 为用于 1.A.所述系统而设计或修改的雷达及激光雷达系统，包括高度计。

技术注释：

激光雷达系统包含专门的发射、扫描、接收和信号处理技术，借助定位、径向速度及实体反射特性，利用激光进行回波测距、方向判定及目标辨别。

- 11.A.2. 为用于 1.A.所述系统而设计或修改的能判定特定电磁源方位(方向判定设备)或地形特征的被动传感器。

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

- a. 为用于 1.A.所述系统设计或修改；或
- b. 为航空应用设计或修改，且符合下列任一情况：
 1. 能以大于 600 米/秒的速度提供导航信息；
 2. 为军事或政府服务设计或修改、利用译码技术获取全球导航卫星系统的保密信号/数据；或
 3. 为利用抗干扰特性(如归零天线或电子转向控制天线)而专门设计、可在主动或被动反制措施拖环境下发挥功能。

注：

为商用、民用或与“人身安全”有关的(如数据完整、飞行安全)全球导航卫星系统服务设计的设备不属于 11. A. 3. b. 2. 和 11. A. 3. b. 3. 的管制范围。

- 11.A.4. 为用于 1.A.或 19.A.所述系统设计或修改、以及经专门设计可用于军事用途及在 125 摄氏度以上温度下工作的电子套件和组件。

注：

1. 11. A. 所述设备包括：
 - a. 地形轮廓成像设备；

- b. 景物成像及关联(含数字和模拟)设备;
 - c. 多普勒导航雷达系统;
 - d. 被动干涉仪设备;
 - e. 影像传感设备(主动及被动)。
- 2. 11. A. 所述设备可作为有人驾驶飞机或卫星的部件出口, 或以有人驾驶飞机的更换件适量出口。
- 11.A.5. 为 1.A.1 或 19.A.1 所述系统专门设计的脐带式 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.所述设备的“使用”而专门设计或修改的“软件”。
- 11.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免受外来电磁脉冲及电磁干扰危害的设计“技术”, 如下所示:
 - a. 屏蔽系统的设计“技术”;
 - b. 加固电路及次系统配置的设计“技术”;
 - c. 为上述技术设定加固标准的设计“技术”。
- 11.E.2. 依据“一般技术注释”, 是指用于 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、装配及组件

12.A.1. 为 1.A.、19.A.1.或 19.A.2.所述系统的处理、控制、激活及发射而设计或修改的仪器及装置。

12.A.2. 为 1.A.所述系统的运输、处理、控制、激活及发射而设计或修改的运载工具。

12.A.3. 经设计或修改可用在 1.A.所述系统的机载或舰载重力仪或重力梯度仪，以及为此专门设计的组件，如下所示：

a. 符合以下所有情况的重力仪：

1. 静态或工作状态精度为 0.7 毫伽或更低(更好)；而且
2. 达到稳态登记的时间不超过 2 分钟；

b. 重力梯度仪。

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

注：

1. 为有人驾驶飞机或卫星设计或修改的设备不属于 12. A. 4. 管制范围。
2. 为陆地或海洋应用设计或修改的陆基设备不属于 12. A. 4. 管制范围。
3. 为商业、民用或与“人身安全”有关的(如数据完整、飞行安全)全球导航卫星系统服务设计的设备不属于 12. A. 4. 管制范围。

12.A.5. 可用于 1.A.、19.A.1.或 19.A.2.所述系统的精密跟踪系统，如下所示：

- a. 安装在火箭系统或无人驾驶飞行器上、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实时测量飞行中的位置和速度；
- b. 具有下列所有能力的测距仪雷达，包含相关光学/红外线跟踪器：
 1. 角分辨率优于 1.5 毫弧度；
 2. 探测距离不小于 30 千米，距离分辨率优于 10 米(均方根值)；以及；
 3. 速度分辨率优于 3 米/秒。

12.A.6. 为 1.A.、19.A.1.或 19.A.2.所述系统设计或修改的热电池。

注：

为“射程/航程”小于 300 千米的火箭系统或无人驾驶飞行器专门设计的热电池不属于 12. A. 6. 管制范围。

技术注释：

热电池是以固态不导电无机盐作为电解质的一次性电池。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”而专门设计或修改的“软件”。

12.D.2. 为 1.A.、19.A.1.或 19.A.2.所述系统的“使用”而专门设计或修改、可处理飞行后所记录数据借以判定飞行器全程航迹位置的“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”而专门设计或修改的“软件”。

12.E. 技术

12.E.1. 依据“一般技术注释”，是指用于 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、装配及组件

13.A.1. 具有下列任一特性、为使用于 1.A.所述系统而设计或修改的模拟计算机、数字计算机或数值微分分析仪：

- a. 被评定可在-45 摄氏度以下至 55 摄氏度以上的温度下连续操作；或
- b. 设计成坚固耐用或“抗辐射加固”。

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”，是指用于 13.A.所述设备的“研制”、“生产”或“使用”的技术。

注：

第 13 项的设备可作为有人驾驶飞机或卫星的部件出口，或以有人驾驶飞机的更换件适量出口。

第 14 项 模拟数字转换器

14.A. 设备、装配及组件

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

a. 为符合军用规格的耐用坚固设备而设计；或

b. 为军事用途设计或修改并属于下列任一类型：

1. 经抗辐射加固或具备以下所有特性的模拟数字转换器“微电路”：

a. 被评定可在-54 摄氏度以下至 125 摄氏度以上的温度范围内工作；以及

b. 完全密封；或

2. 具有下列所有特性的电气输入型模拟数字转换器的印刷电路板或模块：

a. 被评定可在-45 摄氏度以下至 80 摄氏度以上的温度范围内工作；以及

b. 包含 14.A.1.b.1.所述的微电路。

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”，是指用于 14.A.所述设备的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 15 项 测试设施及设备

15.A. 设备、装配及组件

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，如下所示：

- a. 利用反馈或闭合回路技术且包含数字控制器的振动测试系统，能够以等于或大于 10 个标准重力加速度(均方根值)的加速度、20 赫兹至 2 000 赫兹的振频以及等于或大于 5 万牛顿(空台量测)的推力振动系统；
- b. 为使用于 15.B.1.a.所述振动测试系统而设计、结合专门设计的振动测试“软件”的数字控制器，“实时控制带宽”大于 5000 赫兹；

技术注释：

“实时控制带宽”是指控制器执行从抽样、处理数据到传输控制信号的整个周期所能达到的最大速度。

- c. 推力等于或大于 5 万牛顿(空台量测)并可用于 15.B.1.a.所述振动测试系统的起振机(振动器)，无论其是否有相关放大器；
- d. 测试片支持结构及电子单元，可将多重振荡器纳入完整振荡器系统，该系统的有效合力等于或大于 5 万牛顿(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完全由数字编码的预存电子信号自动控制。

- 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、速度不小于 0.9 马赫的“气动测试设施”。

注:

速度 3 马赫或以下、“测试截面尺寸”等于或小于 250 毫米的风洞不属于 15. B. 2 管制范围。

技术注释:

1. “气动测试设施”包括用于研究气流越过物体情况的风洞和激波风洞。
2. “测试截面尺寸”是指“测试截面”最大处的圆的直径、或正方形边长、或矩形最长边、或椭圆长轴。“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 6.8 万牛顿以上固体或液体燃料推进火箭、发动机或引擎、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，如下所示:

a. 能模拟下列所有飞行情况的环境模拟室:

1. 符合下列任一情况:
 - a. 高度等于或大于 15 千米; 或
 - b. 温度范围从-50 摄氏度以下至 125 摄氏度以上; 以及
2. 本身具备、或在设计或修改时加入振动器或其他振动测试设备, 可生成加速度等于或大于 10 个标准重力加速度(均方根值、空台量测)、振频在 20 赫兹至 2 000 赫兹之间且推力等于或大于 5 000 牛顿的振动环境;

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并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”或“修改”是指环境模拟室提供适当接口(如密封装置)以加入该项所述的振动器或其他振动测试设备。

b. 能模拟下列所有飞行情况的环境模拟室:

1. 总声压级等于或大于 140 分贝(相当于 2×10^{-5} 牛顿/平米)或总声功输出等于或大于 4 千瓦的声环境; 以及
2. 下列任一情况:
 - a. 高度等于或大于 15 千米; 或
 - b. 温度范围从-50 摄氏度以下至 125 摄氏度以上。

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、能够通过 2 兆电子伏或更高能量的加速电子的韧致辐射发出电磁辐射的加速器, 以及包含这些加速器的设备。

注:

专为医用目的设计的设备不属于 15. B. 5. 管制范围。

技术注释:

第 15. B. 项的“空台”指没有夹具或配件的平台或表面。

15.C. 材料

无。

15.D. 软件

15.D.1. 可用于 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”而专门设计或修改的“软件”。

15.E. 技术

15.E.1. 依据“一般技术注释”, 是指用于 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 建模-模拟及设计整合

16.A. 设备、装配及组件

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

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. 为 1.A.所述系统或 2.A.或 20.A.所述次系统的建模、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”，是指用于 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、装配及组件

17.A.1. 可用在 1.A.或 19.A.所述系统或 2.A.或 20.A.所述次系统、用于降低雷达反射、紫外线/红外线信号和声学信号等可观察量(即隐形技术)的装置。

17.B. 测试及生产设备

17.B.1. 可用在 1.A.、19.A.1.或 19.A.2.所述系统或 2.A.所述次系统、为测量雷达截面而专门设计的系统。

17.C. 材料

17.C.1. 可用在 1.A.或 19.A.所述系统或 2.A.所述次系统的应用、用于降低雷达反射、紫外线/红外线信号和声学信号等可观察量(即隐形技术)的材料。

注:

1. 为减少或调整微波反射率或发射率而专门设计的结构材料及涂料(包括油漆)属于 17. C. 1. 管制范围。

2. 卫星热控制专用涂料(包括油漆)不属于 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、为降低雷达反射、紫外线/红外线信号和声学信号等可观察量(即隐形技术)而专门设计的软件。

注:

17. D. 1. 包括为分析信号减弱而专门设计的“软件”。

17.E. 技术

17.E.1. 依据“一般技术注释”，是指用于 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. 包括为分析信号减弱而专门设计的“数据库”。

第 18 项 核效应防护

18.A. 设备、装配及组件

18.A.1. 可用在 1.A.所述系统、可用于保护火箭系统和无人驾驶飞行器免受核效应(如电磁脉冲、X 光、冲击波和热辐射综合效应)的“抗辐射加固”“微电路”。

18.A.2. 可用在 1.A.所述系统、为保护火箭系统和无人驾驶飞行器免受核效应(如电磁脉冲、X 光、冲击波和热辐射综合效应)而专门设计或修改的“探测器”。

技术注释：

“探测器”是指自动辨识、记录或登记环境压力或温度变化、电子或电磁信号、或放射性材料辐射等刺激的机械、电子、光学或化学装置。这包括以一次性操作或以失效作为传感方式的装置。

18.A.3. 可用在 1.A.所述系统、可承受 4.184×10^6 焦耳/平方米以上热冲击和大于 5 万帕峰值压力的天线罩，用于保护火箭系统和无人驾驶飞行器免受核效应(如电磁脉冲、X 光、冲击波和热辐射综合效应)。

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”，是指用于 18.A.所述设备的“研制”、“生产“或”使用”的“技术”。

第 19 项 其他完整运载系统

19.A. 设备、装配及组件

19.A.1. 1.A.1.未述及且“射程/航程”等于或大于 300 千米的完整火箭系统(包括弹道导弹系统、航天运载火箭和探空火箭)。

19.A.2. 1.A.2.未述及且“射程/航程”等于或大于 300 千米的完整无人驾驶飞行器系统(包括巡航导弹系统、靶机及无人侦察机)。

19.A.3. 1.A.2.或 19.A.2.未述及且符合下列所有情况的完整无人驾驶飞行器系统：

a. 符合下列任一情况：

1. 拥有自动飞行控制和导航能力；或
2. 具备从有人操作的直视范围转入控制飞行的能力；以及

b. 符合下列任一情况：

1. 配有容量大于 20 公升的气溶胶喷射系统/装置；或
2. 为配备容量大于 20 公升的气溶胶喷射系统/装置而作出设计或修改。

注：

专为娱乐或竞赛目的设计的模型飞机不属于 19. A. 3. 管制范围。

技术注释：

1. 气溶胶由燃料成分、副产品或添加剂以外的微粒或液体组成，作为“有效载荷”的一部分向大气喷洒。气溶胶的例子包括作物喷洒用的农药和人工降雨用的干化学品。
2. 气溶胶喷射系统/装置包括储存气溶胶及向大气喷洒所需的所有装置(机械、电气、液压等)。这包括可能将气溶胶喷入尾气蒸汽和推进器滑流。

19.B. 测试及生产设备

19.B.1. 为 19.A.1.或 19.A.2.所述系统专门设计的“生产设施”。

19.C. 材料

无。

19.D. 软件

19.D.1. 为“使用”于 19.A.1.或 19.A.2.所述系统而专门设计或修改、可协调一个以上次系统功能的“软件”。

19.E. 技术

19.E.1. 依据“一般技术注释”，是指用于 19.A.1.或 19.A.2.所述设备的“研制”、“生产”或“使用”的“技术”。

第 20 项 其他完整次系统

20.A. 设备、装配及组件

20.A.1. 完整次系统，如下所示：

- a. 可用于 19.A.所述系统且 2.A.1.未述及的火箭各级；
- b. 可用于 19.A.1.所述系统且 2.A.1.未述及的火箭推进次系统，如下所示：
 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. 整合到、或经设计或修改后整合到液体推进剂推进系统的液体推进剂火箭引擎，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修改的“软件”。

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

20.E. 技术

20.E.1. 依据“一般技术注释”，是指用于 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”。

本附件使用的单位、常数、缩写和简称

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	1×10^{-10} 米
ASTM	美国试验与材料协会
bar	压力单位
°C	摄氏度
cc	立方厘米
CAS	化学文摘社
CEP	圆概率误差
dB	分贝
g	克；也指重力加速度
GHz	千兆赫
GNSS	全球导航卫星系统，例如 “Galileo” “GLONASS”——俄罗斯全球导航卫星系统 “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	电气和电子工程师学会
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	千克
kHz	千赫

km	千米
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} 米 / 平方秒(又称毫伽)
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	百万分率
rads (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	无人驾驶飞行器
UV	紫外线

本附件使用的换算表

单位(从)	单位(至)	换算
巴	帕斯卡(帕)	1 巴=100 千帕
重力加速度	米/平方秒	1 g = 9.806 65 米/平方秒
毫弧度	度(角)	1 毫弧度≈ 0.0573 度
拉德	尔格/克硅	1 拉德(硅)=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

增编——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。
