類別9——航天及推進

(2008年第254號法律公告)

9A　系統、裝備及零件

(至於為防止中子或暫態游離輻射而設計或評級的推進系統，參閱軍需物品清單。)

9A001　符合下列任何條件的航空用燃氣渦輪引擎： *(2017年第42號法律公告)*

注意：

亦須參閱項目9A101。

(a) 包含項目9E003(a)、9E003(h)或9E003(i)指明的任何“技術”；*或 (2011年第161號法律公告；2017年第42號法律公告)*

註釋：

1. 項目9A001(a)不管制符合以下兩項描述的航空用燃氣渦輪引擎：
   (a) 經一個或多於一個“參與國”的民航當局核證的；
   (b) 擬用於驅動非軍用並由人駕駛的“飛機”，而一個或多於一個“參與國”已就裝有此特定類別引擎的“飛機”，發出以下任何文件：
      (1) 民用類別證明書；
      (2) 國際民用航空組織(ICAO)所認可的等效文件。
2. 項目9A001(a)不管制獲一個或多於一個“參與國”的民航當局核准的、為輔助動力單元(APUs)而設計的航空用燃氣渦輪引擎。 *(2017年第42號法律公告)*

(b) *(由2025年第6號法律公告廢除)*

(2006年第95號法律公告)

9A002　為使用液體燃料而設計，並符合以下所有描述的‘海用燃氣渦輪引擎’，以及為其而特別設計的組件及零件：

(a) 按ISO 3977-2 (1997)(或等效的國家標準)指明的標準參考條件在“穩定狀態模式”操作時，最高連續功率為24 245千瓦或以上；

(b) 以35%的最高連續功率使用液體燃料時，‘經校正的特定燃料消耗量’不超過0.219公斤／千瓦小時；

註釋：

‘海用燃氣渦輪引擎’一詞，包括為船隻發電或推進而修改的工業或空用衍生燃氣渦輪引擎。

技術註釋：

就項目9A002而言，‘經校正的特定燃料消耗量’是引擎經校正至使用船用餾出液體燃料，淨比能(即淨熱值)為42百萬焦耳／公斤(ISO 3977-2 (1997))的特定燃料消耗量。

(2021年第89號法律公告)

9A003 包含項目9E003(a)、9E003(h)、9E003(i)或9E003(k)指明的任何“技術”並為下列任何航空用燃氣渦輪引擎而特別設計的組件及零件： *(2017年第42號法律公告；2025年第6號法律公告)*

(a) 項目9A001所指明者；

(b) 其設計或生產來源為非“參與國”或不為製造商所知者；

(2011年第161號法律公告)

9A004 以下的太空發射載具、“太空船”、“太空船本體”、“太空船有效負載”、載於“太空船”上的系統或裝備、陸上裝備、空中發射平台及“次軌道太空船”： *(2023年第85號法律公告)*

注意：

亦須參閱項目9A104。

(a) 太空發射載具；

(b) “太空船”；

(c) “太空船本體”；

(d) 包含以下項目指明的物品的“太空船有效負載”：項目3A001(b)(1)(a)(4)、3A002(g)、5A001(a)(1)、5A001(b)(3)、5A002(c)、5A002(e)、6A002(a)(1)、6A002(a)(2)、6A002(b)、6A002(d)、6A003(b)、6A004(c)、6A004(e)、6A008(d)、6A008(e)、6A008(k)、6A008(l)或9A010(c)； *(2021年第89號法律公告；2023年第85號法律公告)*

(e) 載於太空船上並為“太空船”而特別設計的、具有任何以下功能的系統或裝備：

(1) ‘指令及遙測數據處理’；

註釋：

就項目9A004(e)(1)而言，‘指令及遙測數據處理’包括總線數據管理、儲存及處理。

(2) ‘有效負載數據處理’；

註釋：

就項目9A004(e)(2)而言，‘有效負載數據處理’包括有效負載數據管理、儲存及處理。

(3) ‘姿態及軌道控制’；

註釋：

就項目9A004(e)(3)而言，‘姿態及軌道控制’包括感測及致動，以測定及控制“太空船”的位置及方向。

注意：

至於為軍事用途而特別設計的裝備，須參閱項目ML11(c)。 *(2023年第85號法律公告)*

(f) 以下的為“太空船”而特別設計的陸上裝備：

(1) 為以下任何一項數據處理功能而特別設計的遙測及遙距指令裝備：

(a) 為監察“太空船本體”的操作狀況(亦稱為健康及安全狀況)，而作出幀同步及誤差校正的遙測數據處理；

(b) 為將發送予“太空船”以控制“太空船本體”的指令數據格式轉換，而作出指令數據處理； *(2021年第89號法律公告)*

(2) 為“太空船”的‘核實操作程序’而特別設計的模擬器；

技術註釋：

就項目9A004(f)(2)而言，‘核實操作程序’屬以下任何一項：

(a) 指令次序確認；

(b) 操作訓練；

(c) 操作演習；

(d) 操作分析。 *(2021年第89號法律公告)*

(g) 經特別設計或改裝的“飛機”，以作為太空發射載具的空中發射平台或“次軌道太空船”的空中發射平台； *(2023年第85號法律公告)*

(h) “次軌道太空船”； *(2023年第85號法律公告)*

(2017年第42號法律公告)

9A005 含有項目9A006所管制的任何系統或零件的液態火箭推進系統；

注意：

並參閱項目9A105及9A119。

9A006 以下為液態火箭推進系統而特別設計的系統及零件：

注意：

並參閱項目9A106、9A108及9A120。 *(2017年第42號法律公告)*

(a) 為限制低溫流體損耗低於每年30%而設計的低溫致冷器、飛行真空瓶、低溫熱管或低溫系統； *(2009年第226號法律公告；2025年第6號法律公告)*

(b) 為維持或產生低於或等於開氏100度(攝氏-173.15度)而設計的低溫容器或封閉迴路致冷系統； *(2025年第6號法律公告)*

(c) 廢氣貯存或運送系統；

(d) 高壓(超過17.5兆帕斯卡)渦輪泵、泵組件或其相關的氣體產生器或擴充循環渦輪驅動系統；

(e) 高壓(超過10.6兆帕斯卡)推力室及其噴嘴；

(f) 利用毛細管留置或主動排除(即利用撓性翼片)原理的推進燃料貯存系統；

(g) 為液態火箭引擎而特別設計的液態推進燃料噴射器，而其個別孔口的直徑為0.381毫米或以下(就非圓形孔口而言，面積為1.14×10^{-3}平方厘米或以下)；

(h) 密度超過1.4克／立方厘米及抗拉強度超過48兆帕斯卡的整體式碳-碳推力室或整體式碳-碳出口錐管；

9A007 具有下列任何特性的固態火箭推進系統：

注意：

並參閱項目9A107及9A119。 *(2008年第254號法律公告)*

(a) 總推動力超過1.1兆牛頓； *(2017年第42號法律公告)*

(b) 噴嘴氣流依調整燃燒室壓7兆帕斯卡而擴充至周圍海平面狀況時的推力比為2.4千牛頓／公斤或以上；

(c) 分節質量比率超過88%及推進燃料固態負載超過86%；

(d) 項目9A008所管制的任何零件；*或*

(e) 以直接結合馬達設計以提供固態推進燃料與外殼隔熱物料之間的‘強力機械結合’或化學移動障壁的隔熱及推進燃料結合系統；

技術註釋：

就項目9A007(e)而言，‘強力機械結合’指結合強度等於或大於推進燃料強度。

9A008 以下為固態火箭推進系統而特別設計的零件：

注意：

並參閱項目9A108。

(a) 藉襯墊提供固態推進燃料與外殼隔熱物料之間的‘強力機械結合’或化學移動障壁的隔熱及推進燃料結合系統；

技術註釋：

就項目9A008(a)而言，‘強力機械結合’指結合強度等於或大於推進燃料強度。*(2008年第254號法律公告)*

(b) 直徑超過0.61米或‘結構效率比峰壓／瓦(PV/W)’超過25公里的捲絲“複合”馬達殼體；

技術註釋：

‘結構效率比峰壓／瓦(PV/W)’為爆發壓力(P)乘以壓力室體積(V)，再除以總壓力室重量(W)。 *(2023年第85號法律公告)*

(c) 推力等級超過45千牛頓，或噴嘴喉燒蝕率低於0.075毫米／秒的噴嘴；

(d) 具有以下任何特性的可移式噴嘴或次級流體噴射推力向量控制系統：

(1) 單軸移動超過±5°；

(2) 角向量旋轉為20°／秒或以上；*或*

(3) 角向量加速度40°／秒^{2}或以上；

9A009 具有以下特性的混合式火箭推進系統：

注意：

並參閱項目9A109及9A119。

(a) 總推動力超過1.1兆牛頓；*或 (2017年第42號法律公告)*

(b) 在出口真空狀況的推力等級超過220千牛頓；

9A010 以下為發射載具、發射載具推進系統或“太空船”而特別設計的零件、系統及結構：

注意：

並參閱項目1A002及9A110。

(a) 為發射載具而特別設計的零件及結構，該等零件及結構各自超過10公斤，並以任何以下項目製造： *(2017年第42號法律公告)*

(1) 由項目1C010(e)指明的任何“纖維或絲狀物料”及項目1C008或1C009(b)指明或管制的任何樹脂組成的“複合”物料；

(2) 由以下物料或合金加固的金屬“基材” “複合物”：

(a) 項目1C007指明的任何物料；

(b) 項目1C010指明的任何“纖維或絲狀物料”；*或*

(c) 項目1C002(a)指明的任何鋁介金屬合金；

(3) 項目1C007指明的陶瓷“基材” “複合”材料；

註釋：

上述重量截止不適用於前錐管。 *(2017年第42號法律公告)*

(b) 為項目9A005至9A009指明的任何發射載具推進系統而特別設計的、並以任何以下項目製造的零件及結構： *(2008年第254號法律公告；2017年第42號法律公告)*

(1) 項目1C010(e)指明的任何“纖維或絲狀物料”，以及項目1C008或1C009(b)指明或管制的任何樹脂；

(2) 由以下物料或合金加固的金屬“基材” “複合物”：

(a) 項目1C007指明的任何物料；

(b) 項目1C010指明的任何“纖維或絲狀物料”；*或*

(c) 項目1C002(a)指明的任何鋁介金屬合金；

(3) 項目1C007指明的陶瓷“基材” “複合”材料； *(2017年第42號法律公告)*

(c) 為積極控制“太空船”結構的動態反應或變形而特別設計的結構零件及隔離系統；

(d) 推力比重量比率等於或大於1千牛頓／公斤及‘反應時間’少於30微秒的脈衝液態火箭引擎； *(2023年第85號法律公告)*

技術註釋：

就項目9A010(d)而言，‘反應時間’指由起動到達致90%總額定推力所需的時間。 *(2023年第85號法律公告)*

9A011 衝壓引擎、超音速燃燒衝壓引擎或‘組合式循環引擎’，以及為其特別設計的零件；*(2023年第85號法律公告)*

注意：

並參閱項目9A111及9A118。

技術註釋：

就項目9A011而言，‘組合式循環引擎’結合2種或多於2種下述類別的引擎：

(1) 燃氣渦輪引擎(渦輪噴氣、渦輪螺旋槳及渦輪風扇)；

(2) 衝壓或超音速燃燒衝壓；

(3) 火箭馬達或引擎(液體／凝膠／固體推進劑及混合燃料)； *(2023年第85號法律公告)*

9A012 以下的"無人駕駛飛行載具" ("UAVs")、無人駕駛"飛船"、相關裝備及零件： *(2023年第85號法律公告)*

注意：

1. 亦須參閱項目9A112。
2. 至於屬"次軌道太空船"的"UAVs"，參閱項目9A004(h)。 *(2023年第85號法律公告)*

(a) 經設計以就'操作人員'的直接'自然視距'外的飛行進行控制的"無人駕駛飛行載具"或無人駕駛"飛船"，而該載具或飛船符合以下任何描述：

(1) 符合以下兩項要求：

(a) 具有最大'續航時間'為不少於30分鐘但少於1小時；

(b) 為在風速不低於46.3公里／小時(25節)的陣風中起飛及有穩定受控的飛行而設計；

(2) 具有不少於1小時的最大'續航時間'；

技術註釋：

就項目9A012(a)而言：

(1) '操作人員'指啟動或指令"無人駕駛飛行載具"或無人駕駛"飛船"飛行的人。

(2) '續航時間'是以在海平面水平且無風的狀態下的ISA狀況(ISO 2533(1975))計算。

(3) '自然視距'指未經協助的人類視力(不論有關的人有否佩戴矯正視力鏡片)。 *(2017年第42號法律公告)*

(b) 以下的相關裝備及零件： *(2017年第42號法律公告)*

(1)-(2) *(由2017年第42號法律公告廢除)*

(3) 為將由人駕駛的"飛機"或由人駕駛的"飛船"改裝為項目9A012(a)指明的"無人駕駛飛行載具"或無人駕駛"飛船"，而特別設計的裝備及零件；

(4) 為推動"無人駕駛飛行載具"或無人駕駛"飛船"於超越15 240米(50 000呎)的上空飛行，而特別設計或改裝的往復式吸氣引擎或旋轉式內燃引擎； *(2017年第42號法律公告)*

註釋：

(由2017年第42號法律公告廢除)

(2013年第89號法律公告)

9A101 以下渦輪噴氣引擎及渦輪風扇引擎(但項目9A001所指明者除外)： *(2006年第95號法律公告；2008年第254號法律公告)*

(a) 具有下列所有特性的引擎： *(2021年第89號法律公告)*

(1) ‘最大推力值’超過400牛頓，但不包括‘最大推力值’超過8 890牛頓的經核證的民用引擎； *(2004年第65號法律公告；2021年第89號法律公告；2023年第85號法律公告)*

(2) 特定燃料消耗量為0.15公斤牛頓／小時或以下； *(2023年第85號法律公告)*

(3) ‘乾重量’少於750公斤； *(2021年第89號法律公告)*

(4) ‘第一級轉子直徑’小於1米； *(2021年第89號法律公告)*

技術註釋：

1. 就項目9A101(a)(1)而言，‘最大推力值’指製造商就某類別引擎在無裝配的狀況下及在海面靜止狀態並使用國際民用航空組織(ICAO)標準大氣壓下所證明的最大推力。經核證的民用類別引擎的推力值，等於或低於製造商就該類別引擎在無裝配的狀況下所證明的最大推力。 *(2023年第85號法律公告)*

2. ‘乾重量’是引擎在無流體(燃料、液壓流體、油類等)狀態下，並且不包括發動機短艙(機殼)的重量。

3. ‘第一級轉子直徑’是引擎首個旋轉階段的直徑，不論是風扇抑或是壓縮機，都於葉尖前緣量度。 *(2021年第89號法律公告)*

4. 特定燃料消耗量是按某類別引擎在無裝配的狀況下及在海面靜止狀態並使用國際民用航空組織(ICAO)標準大氣壓下的最大連續推力來測定。 *(2023年第85號法律公告)*

(b) 經設計或改裝供在“導彈”或項目9A012或9A112(a)指明的無人駕駛飛行載具中使用的引擎； *(2008年第254號法律公告)*

(2011年第161號法律公告；2017年第42號法律公告)

9A102 為項目9A012或9A112(a)指明的無人駕駛飛行載具而特別設計的‘渦輪螺旋槳發動機系統’，以及為該等系統而特別設計的零件，而該等系統及零件具有超過10千瓦的‘最高功率’； *(2023年第85號法律公告)*

註釋：

項目9A102不管制經核證的民用引擎。 *(2017年第42號法律公告)*

技術註釋：

1. 就項目9A102而言，‘渦輪螺旋槳發動機系統’包含以下各項： *(2017年第42號法律公告)*

   (a) 渦輪軸引擎；

   (b) 傳輸動力至推進器的動力傳輸系統。

2. 就項目9A102而言，‘最高功率’是在無裝配的狀況下，在海面靜止狀態並使用國際民用航空組織(ICAO)標準大氣壓下達到的。

(2008年第254號法律公告；2017年第42號法律公告)

9A104 射程最少為300公里的探空火箭；

注意：

並參閱項目9A004。

9A105 以下的液體推進劑火箭引擎或凝膠推進劑火箭馬達： *(2021年第89號法律公告)*

注意：

並參閱項目9A119。

(a) 可在“導彈”中使用的液體推進劑火箭引擎或凝膠推進劑火箭馬達(項目9A005指明者除外)，而該等引擎或馬達整合成(或經設計或改裝以整合成)總推動力不小於1.1兆牛頓的液體推進劑或凝膠推進劑推進系統；

(b) 可在完整火箭系統或無人駕駛飛行載具內使用的、射程能達300公里的液體推進劑火箭引擎或凝膠推進劑火箭馬達(項目9A005或9A105(a)指明者除外)，而該等引擎或馬達整合成(或經設計或改裝以整合成)總推動力不小於0.841兆牛頓的液體推進劑或凝膠推進劑推進系統； *(2001年第132號法律公告；2006年第95號法律公告；2008年第254號法律公告；2023年第85號法律公告)*

(2017年第42號法律公告；2021年第89號法律公告)

9A106 以下為液態火箭推進或凝膠推進劑火箭系統而特別設計的系統或零件(項目9A006所管制者除外)： *(2008年第254號法律公告；2021年第89號法律公告)*

(a) *(由2021年第89號法律公告廢除)*

(b) *(由2023年第85號法律公告廢除)*

(c) 可在“導彈”中使用的推力向量控制子系統；

技術註釋：

達到項目9A106(c)所管制的推力向量控制方法的例子是：

(1) 活動噴嘴；

(2) 流體或二次氣體噴射；

(3) 移動式引擎或噴嘴；

(4) 廢氣流的偏轉(噴氣導流控制片或探測器)；*或*

(5) 推力片。

(d) 經設計或改裝在介乎20赫與2千赫之間大於10克均方根的振動環境中操作及可在“導彈”中使用的液體、漿狀及凝膠推進燃料(包括氧化劑)控制系統，以及為該等系統特別設計的零件； *(2006年第95號法律公告；2017年第42號法律公告)*

註釋：

唯一受項目9A106(d)所管制的伺服閥、泵及燃氣渦輪機如下： *(2017年第42號法律公告)*

(a) 為在相等於或大於7兆帕斯卡的絕對壓力下及每分鐘相等於或大於24升的流率而設計的伺服閥，其致動器的反應時間少於100毫秒； *(2006年第95號法律公告)*

(b) 旋轉軸速度(在最大操作模式下)不低於每分鐘8 000轉的液體推進劑泵，或排放壓力不小於7兆帕斯卡的液體推進劑泵； *(2017年第42號法律公告)*

(c) 用於液體推進劑渦輪泵的燃氣渦輪機，而其旋轉軸速度(在最大操作模式下)不低於每分鐘8 000轉； *(2017年第42號法律公告)*

(e) 項目9A005或9A105指明的液體推進劑火箭引擎或凝膠推進劑火箭馬達的燃室及噴嘴； *(2017年第42號法律公告；2021年第89號法律公告)*

(2009年第226號法律公告)

9A107 可在完整火箭系統或"無人駕駛飛行載具"使用，並且射程最少為300公里的固體推進劑火箭馬達(項目9A007所管制者除外)，而總推動力相等於或大於0.841兆牛頓； *(1999年第183號法律公告；2006年第95號法律公告；2008年第254號法律公告；2017年第42號法律公告；2023年第85號法律公告)*

注意：

並參閱項目9A119。

9A108 為固態及混合式火箭推進系統而特別設計的以下零件(項目9A008指明者除外)： *(2013年第89號法律公告；2023年第85號法律公告)*

(a) 可在項目9A007、9A009、9A107或9A109(a)所管制的子系統中使用的火箭馬達殼體及其"絕緣襯片"零件；

(b) 可在項目9A007、9A009、9A107或9A109(a)所管制的子系統中使用的火箭噴嘴；

(c) 可在"導彈"中使用的推力向量控制子系統； *(2013年第89號法律公告)*

技術註釋：

達到項目9A108(c)所管制的推力向量控制方法的例子是：

(1) 活動噴嘴；

(2) 流體或二次氣體噴射；

(3) 移動式引擎或噴嘴；

(4) 廢氣流的偏轉(噴氣導流控制片或探測器)；*或*

(5) 推力片。

(2021年第89號法律公告；2023年第85號法律公告)

9A109 以下的混合燃料火箭馬達以及為其特別設計的零件：

(a) 可用於射程或航程可達300公里的完整火箭系統或無人駕駛飛行載具的混合燃料火箭馬達(項目9A009指明者除外)，其總推動力等於或大於0.841兆牛頓，以及為該馬達而特別設計的零件； *(2023年第85號法律公告)*

(b) 為可用於"導彈"的項目9A009指明的混合燃料火箭馬達而特別設計的零件；

注意：

亦須參閱項目9A009及9A119。

(2013年第89號法律公告)

9A110 特別設計以供'導彈'或項目9A005、9A007、9A105、9A106(c)、9A107、9A108(c)、9A116或9A119指明的子系統使用的複合構架、層疊片及製品(項目9A010指明者除外)；

注意：

亦須參閱項目1A002。

技術註釋：

在項目9A110中，‘導彈’指射程或航程可超過300公里的完整火箭系統及無人駕駛飛行載具系統。 *(2023年第85號法律公告)*

(2013年第89號法律公告)

9A111 可在“導彈”或項目9A012或9A112(a)指明的無人駕駛飛行載具中使用的脈衝式噴射引擎或爆轟發動機，以及為該等引擎或發動機而特別設計的零件； *(2023年第85號法律公告)*

注意：

並參閱項目9A011及9A118。

技術註釋：

在項目9A111中，爆轟發動機利用爆轟使整個燃室的有效壓力上升。爆轟發動機的例子包括脈衝式爆轟發動機、旋轉爆轟發動機或連續波爆轟發動機。 *(2023年第85號法律公告)*

9A112 以下的“無人駕駛飛行載具” (“UAVs”)(項目9A012指明者除外)：

(a) 航程能達300公里的“無人駕駛飛行載具”；

(b) 符合以下兩項描述的“無人駕駛飛行載具”：

(1) 具有以下任何性能：

(a) 自動飛行控制及導航的性能；

(b) 就操作人員的直接視距範圍外的飛行進行控制的性能；

(2) 符合以下任何描述：

(a) 包含噴霧劑噴洒系統或容量大於20升的機制；

(b) 經設計或改裝以包含噴霧劑噴洒系統或容量大於20升的機制；

技術註釋：

1. 噴霧劑由微粒或液體(燃料成分、副產品或添加劑除外)組成，而該噴霧劑作為有效負載的部分散布於大氣層。噴霧劑的例子，包括撒於農作物的除害劑及種雲的乾化學品。

2. 噴霧劑噴洒系統或機制，包含所有儲存噴霧劑及將之散布於大氣層所需的裝置(機械、電機、液壓等)。這包括可能將噴霧劑噴射入燃燒排氣及推進器滑流之中。*(2023年第85號法律公告)*

(2017年第42號法律公告)

9A115 以下的發射支承裝備：

(a) 為處理、控制、起動或發射項目9A004指明的太空發射載具、項目9A104指明的探空火箭，或‘導彈’而設計或改裝的器具及裝置； *(2013年第89號法律公告；2017年第42號法律公告)*

技術註釋：

1. 在項目9A115(a)中，‘導彈’指射程或航程超過300公里的完整火箭系統及無人駕駛飛行載具系統。 *(2021年第89號法律公告；2025年第6號法律公告)*
2. 項目9A115(a)所指明的器具及裝置，包括安裝在由人駕駛的飛機或無人駕駛飛行載具的器具及裝置。 *(2025年第6號法律公告)*

(b) 為運輸、處理、控制、起動或發射項目9A004指明的太空發射載具、項目9A104指明的探空火箭，或“導彈”而設計或改裝的車輛； *(2013年第89號法律公告)*

(2004年第65號法律公告；2006年第95號法律公告；2021年第89號法律公告)

9A116 以下可在“導彈”中使用的重返大氣層載具，以及為其特別設計或改裝的裝備：

(a) 重返大氣層載具；

(b) 以陶瓷或燒蝕物料製成的防熱層及防熱零件；

(c) 以輕型、高熱容物料製成的散熱片及散熱零件；

(d) 為重返大氣層載具而特別設計的電子裝備；

9A117 可在“導彈”中使用的分級結構、分離結構及級節間裝置；

注意：

亦須參閱項目9A121。 *(2017年第42號法律公告)*

9A118 燃燒調節裝置，可用於符合以下兩項描述的引擎： *(2017年第42號法律公告；2023年第85號法律公告)*

(a) 項目9A011或9A111指明者；

(b) 可用於“導彈”或受項目9A012或9A112(a)所管制的“無人駕駛飛行載具”；

(2008年第254號法律公告；2017年第42號法律公告)

9A119 可在完整火箭系統或無人駕駛飛行載具使用，並且射程最少為300公里的個別火箭級節(項目9A005、9A007、9A009、9A105、9A107及9A109所管制者除外)；

(1999年第183號法律公告；2008年第254號法律公告；2017年第42號法律公告；2023年第85號法律公告)

9A120 符合以下說明的液體或凝膠推進劑儲存缸(項目9A006指明者除外)：為項目1C111指明的推進劑或為‘其他液體或凝膠推進劑’而特別設計的儲存缸，用於能負載最少500公斤及射程最少300公里的火箭系統； *(2023年第85號法律公告)*

註釋：

在項目9A120中，‘其他液體或凝膠推進劑’包括(但並不限於)軍需物品清單所指明的推進劑。

(2008年第254號法律公告；2021年第89號法律公告)

9A121 為“導彈”、受項目9A004所管制的太空發射載具或項目9A104指明的探空火箭而特別設計的臍帶型與‘級節間電動連接器’；

技術註釋：

‘級節間電動連接器’亦包括安裝於“導彈”、太空發射載具或探空火箭與其有效負載之間的電動連接器。

(2017年第42號法律公告)

9A350 以下為裝配於“飛機”、“輕於空氣載具”或無人駕駛飛行載具上而特別設計或改裝的噴灑及霧化系統，以及為該等噴霧及霧化系統而特別設計的零件： *(2023年第85號法律公告)*

(a) 完備噴灑或霧化系統，該等系統能夠以大於每分鐘2公升的流率從液體懸置裝置懸浮液發放出‘VMD’小於50微米的初始微滴；

(b) 噴桿或‘噴霧劑噴發器’陣列，該等裝備能夠以大於每分鐘2公升的流率從液體懸置裝置發放出‘VMD’小於50微米的初始微滴；

(c) 為裝配於受項目9A350(a)及9A350(b)管制的系統上而特別設計的‘噴霧劑噴發器’；

註釋：

1. ‘噴霧劑噴發器’是為裝配於“飛機”上而特別設計或改裝的裝置，例如噴嘴、滾筒式噴霧器及類似裝置。
2. 項目9A350不管制經證明不能夠發放出傳染性噴霧劑形態的“生物劑”的噴灑或霧化系統及零件。 *(2021年第89號法律公告)*

技術註釋：

1. 為於“飛機”、“輕於空氣載具”或無人駕駛飛行載具上使用而特別設計的噴灑裝備或噴嘴所噴出的微滴大小，應以下列其中一種方法量度： *(2023年第85號法律公告)*
   (a) 都卜勒激光測量法；
   (b) 前視激光繞射法。
2. 在項目9A350中，‘VMD’指體積中徑，而就水基系統而言，‘VMD’相等於質量中徑(MMD)。

(2006年第95號法律公告)

9B 測試、檢驗及生產裝備

9B001 以下製造裝備、工具或夾具： *(2023年第85號法律公告)*

注意：

亦須參閱項目2B226。 *(2021年第89號法律公告)*

(a) 為“超合金”而設計的單向固化或單晶鑄造裝備；

(b) 下列以耐熱金屬或陶瓷製造的、為製造燃氣渦輪引擎葉片、導片或“葉尖覆環”而特別設計的鑄造工具： *(2023年第85號法律公告)*

(1) 芯；

(2) 殼模(鑄模)；

(3) 結合芯與殼模(鑄模)的元件； *(2021年第89號法律公告)*

(c) 為“超合金”而設計的單向固化或單晶添加製造裝備； *(2017年第42號法律公告)*

(d) *(由2001年第132號法律公告廢除)*

(2023年第85號法律公告)

9B002 具有以下所有特性的線上(實時)控制系統、儀表(包括感測器)或資料自動擷取及處理裝備：

(a) 為“發展”燃氣渦輪引擎、組件或零件而特別設計；*及*

(b) 包含項目9E003(h)或9E003(i)指明的“技術”；

(2011年第161號法律公告)

9B003 為“生產”或測試燃氣渦輪刷狀氣封而特別設計的裝備及特別為其設計的零件或配件，前述燃氣渦輪刷狀氣封設計於翼尖運轉速度超過每秒335米及溫度超過開氏773度(攝氏500度)的狀況下操作；

9B004 用於燃氣渦輪“超合金”、鈦合金或項目9E003(a)(3)或9E003(a)(6)所描述的金屬間翼盤式組合的固態結合的工具、壓模或夾具；

(2008年第254號法律公告)

9B005 為應用於下列任何風洞或裝置而特別設計的線上(實時)控制系統、儀表(包括感測器)或資料自動擷取及處理裝備： *(2011年第161號法律公告)*

注意：

並參閱項目9B105。

(a) 為速率在1.2馬赫或以上的狀況而設計的風洞；

註釋：

項目9B005(a)並不管制為教學用途而特別設計，且‘測試截面尺碼’(側面測量)小於250毫米的風洞。 *(2023年第85號法律公告)*

技術註釋：

在項目9B005(a)中，‘測試截面尺碼’指在最大測試截面位置的圓的直徑，或正方形的邊長，或矩形的最長邊。 *(2023年第85號法律公告)*

(b) 模擬流速超過5馬赫環境的裝置，包括熱流風洞、電漿弧風洞、震波管、震波風洞、氣動力風洞及輕氣槍；*或*

(c) 能模擬雷諾數超過25×10^6流體的風洞或裝置，但不包括二維截面；

9B006 能產生聲壓等級為160分貝或以上(以20微帕斯卡為基準)，且於測試溫度超過開氏1 273度(攝氏1 000度)時的額定輸出率為4千瓦或以上的聲波振動測試裝備，以及為其特別設計的石英加熱器；

注意：

並參閱項目9B106。

9B007 應用非破壞測試(NDT)技術而非X-光或基礎物化分析，為檢驗火箭馬達的完整性而特別設計的裝備；

9B008 為在測試流總(停滯)溫度超過開氏833度(攝氏560度)中操作而特別設計的直接測量壁面磨擦力轉換器；

(2011年第161號法律公告)

9B009 為生產符合以下所有描述的燃氣渦輪引擎粉末冶金轉子零件而特別設計的工具：

(a) 設計供在開氏873度(攝氏600度)的溫度下、以應力為極限抗拉強度(UTS)的60%或以上操作；

(b) 設計供在不低於開氏873度(攝氏600度)操作；

註釋：

項目9B009不管制“生產”粉末的工具。 *(2025年第6號法律公告)*

(2021年第89號法律公告)

9B010 為“生產”項目9A012指明的物品而特別設計的裝備；

(2006年第95號法律公告；2017年第42號法律公告；2025年第6號法律公告)

9B105 適用於0.9馬赫或以上的速率而可供‘導彈’及其子系統使用的‘空氣動力測試設施’；*(2008年第254號法律公告；2017年第42號法律公告)*

注意：

並參閱項目9B005。

註釋：

項目9B105不管制符合以下說明的風洞：適用於不超過3馬赫的速率，而‘測試橫截面尺碼’的尺寸不超過250毫米。 *(2017年第42號法律公告)*

技術註釋：

1. 在項目9B105中，‘空氣動力測試設施’包括用於研究流經物件的氣流的風洞及震波風洞。
2. 在項目9B105中，‘導彈’指射程或航程能超過300公里的完整火箭系統及無人駕駛飛行載具系統。
3. 在項目9B105註釋中，‘測試橫截面尺碼’指在最大‘測試橫截面’位置所得的圓形的直徑，或正方形的邊長，或矩形的最長邊，或橢圓形的主軸。‘測試橫截面’為與流動方向成垂直的截面。 *(2017年第42號法律公告)*

9B106 以下的環境室及消聲室：

(a) 具有下列所有特性的環境室： *(2023年第85號法律公告)*

(1) 能模擬下列任何飛行狀況： *(2023年第85號法律公告)*

(a) 相等於或大於1萬5千米的高度；

(b) 由低於開氏223度(攝氏-50度)至高於開氏398度(攝氏+125度)的溫度範圍；*及*

(2) 包含(或‘設計或改裝’以包含)符合以下說明的抖動器或其他振動測試裝備：當傳遞力等於或大於5千牛頓時，產生振動環境為等於或大於10克均方根(在介乎20赫與2千赫之間在‘光身枱面’量度)；

技術註釋：

1. 項目9B106(a)(2)描述能以單波(例如正弦波)產生振動環境的系統，以及能產生寬頻隨機振動(即功率譜)的系統。
2. 在項目9B106(a)(2)中，‘設計或改裝’指環境室裝有合適的接合裝置(例如封口裝置)，供裝上項目2B116所指明的抖動器或其他振動測試裝備。 *(2008年第254號法律公告)*
3. 在項目9B106(a)(2)中，‘光身枱面’指沒有固定附着物或配件的平坦枱面或表面。 *(2017年第42號法律公告)*

(b) 能模擬下列飛行條件的環境室： *(2006年第95號法律公告)*

(1) 總體聲壓級為140分貝或以上(以20微帕斯卡為基準)，或總額定聲波功率輸出為4千瓦或以上的聲環境；*及 (2006年第95號法律公告)*

(2) 相等於或大於15千米的高度；*或 (2006年第95號法律公告)*

(3) 由低於開氏223度(攝氏-50度)至高於開氏398度(攝氏+125度)的溫度範圍；*(2008年第254號法律公告)*

註釋：

(由2017年第42號法律公告廢除)

(2017年第42號法律公告)

9B107 可用於‘導彈’、‘導彈’火箭推進系統及項目9A116指明的重返大氣層載具及裝備，並具有以下任何特性的‘航空熱力學測試設施’：

(a) 電力供應等於或大於5兆瓦；

(b) 氣體供應總壓力等於或大於3兆帕斯卡；

技術註釋：

1. ‘航空熱力學測試設施’包括用於研究流經物件氣流的熱效應及機械效應的等離子電弧噴射設施及等離子風洞。
2. 在項目9B107中，‘導彈’指射程或航程超過300公里的完整火箭系統及無人駕駛飛行載具系統。

(2021年第89號法律公告)

9B115 為項目9A005至9A009、9A011、9A101、9A102、9A105至9A109、9A111、9A116至9A120所管制的系統、子系統及零件而特別設計的“生產裝備”；

(2008年第254號法律公告)

9B116 為‘導彈’、項目9A004指明的太空發射載具或項目9A005至9A009、9A011、9A101、9A102、9A104至9A109、9A111或9A116至9A120指明的系統、子系統或零件而特別設計的“生產設施”；

技術註釋：

在項目9B116中，‘導彈’指射程或航程可超過300公里的完整火箭系統及“無人駕駛飛行載具”系統。

(2013年第89號法律公告)

9B117 供固體或液體推進劑火箭或火箭馬達使用，並具有以下任何一項特性的試驗台或試驗架： *(2013年第89號法律公告；2023年第85號法律公告)*

(a) 能處理大於68千牛頓的推力；

(b) 能同時測量三個軸向推力零件；

(2008年第254號法律公告；2009年第226號法律公告；2013年第89號法律公告)

9C 物料 *(2001年第132號法律公告)*

9C108 可用於“導彈”的火箭馬達殼體的、或為項目9A007或9A107指明的固體推進劑火箭引擎而特別設計的“內襯套”及大批“絕緣襯片”物料(項目9A008指明者除外)；

(2021年第89號法律公告)

9C110 供項目9A110所管制的複合構架、層疊片及其製品用的填充樹脂的纖維半固化片及鍍上金屬的纖維壓片，而該等物料是用纖維或纖維加固物的有機“基材”或金屬“基材”製成，且“比抗拉強度”大於7.62×10^4米及“比模數”大於3.18×10^6米； *(2006年第95號法律公告)*

注意：

並參閱項目1C010及1C210。

註釋：

項目9C110所管制的填充樹脂的纖維半固化片，只限於採用在固化後玻璃轉變溫度(T_g)超過開氏418度(攝氏145度)(根據美國材料及試驗學會標準D4065或等效標準測定)的樹脂的產品。 *(2001年第132號法律公告；2003年第14號第24條；2006年第95號法律公告)*

9D 軟件

9D001 為“發展”項目9A001至9A119、9B或9E003所管制的裝備或“技術”，而特別設計或改裝的“軟件” (並非項目9D003或9D004所指明者)；

(2021年第89號法律公告；2023年第85號法律公告)

9D002 “生產”項目9A001至9A119或9B所管制的裝備，而特別設計或改裝的“軟件” (並非項目9D003或9D004所指明者)；

(2021年第89號法律公告；2023年第85號法律公告)

9D003 包含項目9E003(h)指明的“技術”及用於項目9A指明的系統或項目9B指明的裝備的“FADEC系統”的“軟件”；

(2011年第161號法律公告；2017年第42號法律公告)

9D004 以下的其他“軟件”：

(a) 細部的引擎氣體模型建立所需經使用風洞或飛行測試資料驗證的二維或三維黏性流計算“軟件”；

(b) 用以測試航空用燃氣渦輪引擎、組件或零件，兼符合以下所有描述的“軟件”：

(1) 為測試以下任何一項而特別設計：

(a) 包含項目9E003(a)、9E003(h)或9E003(i)指明的“技術”的航空用燃氣渦輪引擎、組件或零件；

(b) 為包含項目9E003(a)或9E003(h)指明的“技術”的航空用燃氣渦輪引擎而特別設計的、提供旁通流或主流的多級壓縮機；

(2) 特別設計作以下所有用途：

(a) 實時獲取和處理資料；

(b) 在測試進行中對試件或測試條件(例如溫度、壓力、流速)作回饋控制；

註釋：

項目9D004(b)不管制作以下用途的軟件：測試設施的操作或保障操作者安全(例如超速停機、火警偵測及滅火)，或“生產”、修理或維修的驗收測試(只限於決定有關物品是否已妥為組裝或修理)。*(2021年第89號法律公告；2025年第6號法律公告)*

(c) 為控制項目9B001(a)或9B001(c)指明的裝備內的單向固化或單晶物料生長而特別設計的“軟件”；

(d) *(由2013年第89號法律公告廢除)*

(e) 為操作項目9A012指明的項目而特別設計或改裝的“軟件”； *(2006年第95號法律公告；2013年第89號法律公告)*

(f) 特別設計以設計航空用燃氣渦輪引擎葉片、導片及“葉尖覆環”的內冷通道的“軟件”； *(2008年第254號法律公告；2011年第161號法律公告)*

(g) 具有下述所有特性的“軟件”：

(1) 特別設計供預測航空用燃氣渦輪引擎的氣熱、航空機械和燃燒條件；

(2) 經航空用燃氣渦輪引擎(實驗或生產型號)的實際表現數據驗證，氣熱、航空機械和燃燒條件的理論模型預測； *(2008年第254號法律公告)*

(2017年第42號法律公告)

9D005 為操作項目9A004(e)或9A004(f)指明的項目而特別設計或改裝的“軟件”；

注意：

至於裝置在“太空船有效負載”的項目9A004(d)指明的項目的“軟件”，參閱該等項目的適當類別。 *(2023年第85號法律公告)*

(2017年第42號法律公告)

9D101 為“使用”項目9B105、9B106、9B116或9B117所管制的貨品而特別設計或改裝的“軟件”；

(2021年第89號法律公告)

9D103 為仿造、模擬或綜合設計項目9A004指明的太空發射載具、項目9A104指明的探空火箭、“導彈”或項目9A005、9A007、9A105、9A106(c)、9A107、9A108(c)、9A116或9A119指明的子系統而特別設計的“軟件”； *(2023年第85號法律公告)*

註釋：

項目9D103指明的“軟件”，在與受項目4A102所管制的特別設計硬件結合的情況下，仍受管制。

(2013年第89號法律公告；2017年第42號法律公告)

9D104 以下“軟件”：

(a) 為“使用”項目9A001、9A005、9A006(d)、9A006(g)、9A007(a)、9A009(a)、9A010(d)、9A011、9A101、9A102、9A105、9A106(d)、9A107、9A109、9A111、9A115(a)、9A117或9A118指明的物品而特別設計或改裝的“軟件”；

(b) 為操作或維修項目9A008(d)、9A106(c)、9A108(c)或9A116(d)指明的子系統或裝備而特別設計或改裝的“軟件”；

(2021年第89號法律公告)

9D105 為在項目9A004指明的太空發射載具、項目9A104指明的探空火箭或‘導彈’中協調多過一個子系統的功能而經特別設計或改裝的“軟件” (項目9D004(e)指明者除外)； *(2023年第85號法律公告)*

註釋：

項目9D105包括以下為將由人駕駛的“飛機”改作以“無人駕駛飛行載具”的形式操作，而特別設計的“軟件”：

1. 為使轉換裝備與“飛機”系統功能整合，而特別設計或改裝的“軟件”；
2. 為將“飛機”以“無人駕駛飛行載具”的形式操作，而特別設計或改裝的“軟件”。*(2021年第89號法律公告)*

技術註釋：

在項目9D105中，‘導彈’指射程或航程能超過300公里的完整火箭系統及無人駕駛飛行載具系統。 *(2017年第42號法律公告)*

(2001年第132號法律公告；2006年第95號法律公告；2013年第89號法律公告；2017年第42號法律公告)

9E 技術

註釋：

項目9E001、9E002及9E003指明的燃氣渦輪引擎的“發展”或“生產” “技術”，在用作修理或拆修時，仍受管制。符合以下說明的東西不受管制：用於維修活動的技術資料、圖式或文件，而該維修活動直接關乎調整、拆卸或更換受損害或無法修理的線上可換元件(包括更換整個引擎或引擎模組)。 *(2017年第42號法律公告)*

9E001 按照一般技術註釋，為“發展”項目9A004至9A012、9A350、9B或9D指明的裝備或“軟件”的“技術”；

(2006年第95號法律公告；2008年第254號法律公告；2025年第6號法律公告)

9E002 按照一般技術註釋，為“生產”項目9A004至9A011、9A350或9B指明的裝備的“技術”；*(2008年第254號法律公告；2025年第6號法律公告)*

注意：

至於受管制的構架、層疊片或物料的修理“技術”，參閱項目1E002(f)。 *(2001年第132號法律公告)*

(2013年第89號法律公告)

9E003 以下的其他“技術”：

(a) 為“發展”或“生產”以下任何燃氣渦輪引擎零件或系統“所需”的“技術”：

(1) 由根據平均特性值(在001米勒指數指示中)於開氏1 273度(攝氏1 000度)及應力為200兆帕斯卡下的應力-斷裂壽命超過400小時的方向性固化(DS)或單晶(SC)合金製成的燃氣渦輪葉片、導片或"葉尖覆環"； *(2011年第161號法律公告)*

技術註釋：

就項目9E003(a)(1)而言，應力-斷裂壽命測試通常在測試樣本進行。 *(2021年第89號法律公告)*

(2) 具以下任何特性的燃燒器：

(a) 設計作可在'燃燒器出口溫度'超過開氏1 883度(攝氏1 610度)下操作的包含'隔熱燃燒襯墊'； *(2021年第89號法律公告)*

(b) 非金屬襯墊；

(c) 非金屬外殼；

(d) 設計作可在'燃燒器出口溫度'超過開氏1 883度(攝氏1 610度)下操作的襯墊，並具有符合項目9E003(c)指明參數的洞孔；

(e) 利用'壓力增益燃燒'；

技術註釋：

在'壓力增益燃燒'中，當引擎以"穩定狀態模式"操作運行時，燃燒器出口的巨大平均停滯壓力會大於燃燒器入口的巨大平均停滯壓力，而這主要是燃燒過程所致。 *(2023年第85號法律公告)*

註釋：

在項目9E003(a)(2)中，洞孔"所需""技術"只限於得出洞孔的幾何形狀和位置所需者。

技術註釋：

1. '隔熱燃燒襯墊'為至少具備以下特點的襯墊：包括為承載機械負載而設計的支承結構，及為保護支承結構抵抗燃燒熱力而設計的燃燒面結構。燃燒面結構及支承結構各有獨立熱位移(由熱負載引致的機械位移)，即兩者在熱力上去除耦合。

2. '燃燒器出口溫度'是當引擎在檢定最高持續運行溫度下以'穩定狀態模式'操作運行時，在燃燒器出口平面與渦輪進氣口導片前緣之間，所產生的巨大燃氣路徑累積(停滯)平均溫度(即在國際汽車工程師學會的標準SAE ARP 755A所界定的T40引擎站量度)。 *(2021年第89號法律公告)*

注意：

參閱項目9E003(c)關於製造冷卻洞孔的"所需""技術"。*(2013年第89號法律公告)*

(3) 符合以下任何說明的零件： *(2023年第85號法律公告)*

(a) 以設計為可在開氏588度(攝氏315度)以上的溫度操作的任何有機"複合"物料製造；

(b) 以下列任何項目製造：

(1) 由以下物料或合金加固的金屬"基材""複合物"：

(a) 項目1C007指明的任何物料；

(b) 項目1C010指明的任何"纖維或絲狀物料"；*或*

(c) 項目1C002(a)指明的任何鋁介金屬合金；

(2) 項目1C007指明的陶瓷“基材” “複合”材料； *(2023年第85號法律公告)*

(c) 符合所有以下描述的定子、導片、葉片、端封(覆環)、旋轉軸、旋轉葉盤或‘分離導管’：

(1) 沒有在項目9E003(a)(3)(a)指明；

(2) 為壓縮機或風扇而設計；

(3) 以項目1C010(e)指明的任何物料製造，而該物料含有項目1C008指明的樹脂；

技術註釋：

‘分離導管’進行引擎旁通段及主段之間空氣質量流的初步分離。 *(2017年第42號法律公告)*

(4) 設計可於‘燃氣路徑溫度’達開氏1 373度(攝氏1 100度)或以上操作的非冷卻式渦輪葉片、導片或“葉尖覆環”； *(2017年第42號法律公告)*

(5) 設計可於‘燃氣路徑溫度’達開氏1 693度(攝氏1 420度)或以上操作的冷卻式渦輪葉片、導片、“葉尖覆環” (項目9E003(a)(1)所描述者除外)； *(2017年第42號法律公告)*

技術註釋：

1. ‘燃氣路徑溫度’是當引擎在檢定或指明最高持續運行溫度下以‘穩定狀態模式’運行時，於渦輪零件的前緣平面的巨大燃氣路徑累積(停滯)平均溫度。

2. ‘穩定狀態模式’一詞界定引擎操作狀況，而該狀況是在引擎進氣口四周的空氣溫度和壓力固定時，引擎參數(例如推力或輸出、每分鐘轉數及其他)無明顯波動的狀況。 *(2017年第42號法律公告)*

(6) 使用固態結合的翼盤式葉片組合；

(7) *(由2023年第85號法律公告廢除)*

(8) 使用項目1C002(b)指明的粉末冶金物料的‘耐損份’燃氣渦輪引擎旋轉零件；

技術註釋：

‘耐損份’零件的設計是利用方法及證明以預測及限制裂痕擴大。 *(2011年第161號法律公告)*

(9)-(10) *(由2011年第161號法律公告廢除)*

(11) 具有以下所有特性的‘風扇葉片’：

(a) 總體積的20%或以上屬於一個或多於一個只含真空或氣體的封閉腔”。

(b) 一個或多於一個封閉腔具有5立方厘米或以上的體積；

技術註釋：

就項目9E003(a)(11)而言，‘風扇葉片’指一個或多於一個旋轉階段的翼形部分，而該等部分在燃氣渦輪引擎中同時提供壓縮機及旁通流。 *(2023年第85號法律公告)*

技術註釋：

(由2021年第89號法律公告廢除)

(b) 為“發展”或“生產”下列任何項目“所需”的“技術”：

(1) 配備非干擾性感測器，能將資料由感測器傳送至資料擷取系統的空氣動力風洞模型；*或*

(2) 能於飛行速率超過0.55馬赫時，承受超過2 000千瓦的“複合”螺旋槳葉片或推進風扇；

(c) 在燃氣渦輪引擎零件上製造冷卻洞孔“所需” “技術”，包含項目9E003(a)(1)、9E003(a)(2)或9E003(a)(5)指明的、符合以下其中一項描述的“技術”：

(1) 具有以下所有特性：

(a) 最小‘橫截面積’小於0.45平方毫米；

(b) ‘洞形比例’大於4.52；

(c) ‘入射角’等於或小於25°；

(2) 具有以下所有特性：

(a) 最小‘橫截面積’小於0.12平方毫米；

(b) ‘洞形比例’大於5.65；

(c) ‘入射角’大於25°；

註釋：

項目9E003(c)不適用於製造在零件外層鑽入而在零件另一面的外層鑽出的固定半徑的圓柱孔的“技術”。

技術註釋：

1. 就項目9E003(c)而言，‘橫截面積’是指與洞軸線的平面成垂直的洞孔面積。
2. 就項目9E003(c)而言，‘洞形比例’是指洞軸的標稱長度除以最小‘橫截面積’的平方根。
3. 就項目9E003(c)而言，‘入射角’是指一個與翼形表面相切的平面量度，其相切點為孔軸穿入翼形表面處的銳角。 *(2013年第89號法律公告)*
4. 製造項目9E003(c)所指洞孔的方法，包括“雷射器”光束加工、水刀加工、電解加工(ECM)或放電加工(EDM)。 *(2023年第85號法律公告)*

(d) “發展”或“生產”直升機動力轉換系統或傾斜轉子或傾斜翼“飛機”動力轉換系統“所需”的“技術”； *(2001年第132號法律公告)*

(e) 供“發展”或“生產”符合下列所有條件的往復式柴油引擎地面載具推進系統的“技術”：

(1) ‘箱體積’為1.2立方米或以下；

(2) 依據議會指令80/1269/EEC、ISO(國際標準組織)標準2534或等效的國家標準，總輸出功率超過750千瓦；*及*

(3) ‘箱體積’功率密度多於700千瓦／立方米； *(2023年第85號法律公告)*

技術註釋：

‘箱體積’：三個成直角的長度的乘積量度方法如下： *(2023年第85號法律公告)*

長度： 由前凸緣至飛輪表面的曲柄軸長度；

寬度： 下列項目中最寬者：

(a) 閥蓋至閥蓋間外側的尺寸；

(b) 汽缸頂外緣的尺寸；*或*

(c) 飛輪罩的直徑；

高度： 下列項目中最大者：

(a) 曲柄軸中心線至閥蓋頂面(或汽缸頂)的尺寸加上衝程的2倍；*或*

(b) 飛輪罩的直徑。 *(2004年第65號法律公告)*

(f) 以下的"生產"為"高輸出功率柴油引擎"而特別設計的零件"所需"的"技術"： *(2025年第6號法律公告)*

(1) "生產"裝有下列所有零件(該等零件是使用受項目1C007管制的陶瓷物料的)的引擎系統"所需"的"技術"：

(a) 汽缸內襯墊；

(b) 活塞；

(c) 汽缸頂；*及*

(d) 一項或多於一項的其他零件(包括排氣孔、渦輪增壓器、閥導件、閥組件或隔熱燃油噴注器)；

(2) "生產"設有符合下列所有條件的單級壓縮機的渦輪增壓系統"所需"的"技術"：

(a) 在4：1或以上的壓力比下操作；

(b) 質量流率在每分鐘30至130公斤的範圍內；*及*

(c) 在壓縮機或渦輪段內具有可變氣流截面功能；

(3) "生產"經特別設計可使用多種燃油(例如柴油或空用燃油)，涵蓋的黏滯度範圍由柴油(在開氏310.8度(攝氏37.8度)時為2.5厘沱)至汽油(在開氏310.8度(攝氏37.8度)時為0.5厘沱)，並符合下列兩項條件的燃油噴注系統"所需"的"技術"：

(a) 每汽缸每次噴注量超過230立方毫米；*及*

(b) 設有特別設計的電子控制裝置，藉採用適當的感測器視乎燃料特性自動轉換控制特性，以提供相同力矩特性； *(2004年第65號法律公告)*

(g) "發展"或"生產"使用固態、氣態或液態薄膜(或三者的任何組合)作汽缸壁潤滑，並可在超過開氏723度(攝氏450度)的溫度(溫度於活塞頂環移行至最頂端處的汽缸壁量度)操作的"高輸出功率柴油引擎""所需"的"技術"； *(2025年第6號法律公告)*

技術註釋：

(由2025年第6號法律公告廢除)

(h) 以下的燃氣渦輪引擎"FADEC系統"的"技術"：

(1) 為取得"FADEC系統"必需的零件的功能規定，以調節引擎推力或軸功率(例如回饋感測器時間常數及精確度、燃油閥轉換率)的"發展" "技術"；

(2) 控制及診斷"FADEC系統"獨有的零件，及用於調節引擎推力或軸功率的"發展"或"生產" "技術"；

(3) 控制"FADEC系統"獨有的定律規則(包括"原始碼")，及用於調節引擎推力或軸功率的"發展" "技術"；

註釋：

項目9E003(h)不適用於一個或多於一個"參與國"的民航當局要求發布的，作一般航空用途的有關"飛機"引擎結合的技術資料(例如安裝手冊、操作指南、持續適航性的指南)，或介面功能(例如輸入／輸出處理、機架推力或軸功率需求)。 *(2011年第161號法律公告；2017年第42號法律公告；2023年第85號法律公告)*

(i) 以下為維持氣體產生器渦輪、風扇或動力渦輪或推進噴嘴的引擎穩定性而設計的可調式流道系統的“技術”：

(1) 為取得維持引擎穩定性的零件的功能規定的“發展” “技術”；

(2) 可調式流道系統獨有的及維持引擎穩定性的零件的“發展”或“生產” “技術”；

(3) 控制可調式流道系統獨有的及維持引擎穩定性的定律規則的“發展” “技術”(包括“原始碼”)；

註釋：

項目9E003(i)不適用於以下任何一項的“技術”： *(2021年第89號法律公告)*

(a) 進氣導片；

(b) 可變傾角風扇或螺旋槳式風扇；

(c) 可變壓縮機導片；

(d) 壓縮機洩流閥；

(e) 逆向推力可調式流道幾何形狀。 *(2011年第161號法律公告)*

(j) “發展”為由燃氣渦輪引擎作動力的固定機翼“飛機”而設計的可折疊機翼系統“所需”的“技術”； *(2017年第42號法律公告；2023年第85號法律公告)*

注意：

至於“發展”為項目ML10指明的固定機翼“飛機”而設計的可折疊機翼系統“所需”的“技術”，參閱項目ML22。 *(2023年第85號法律公告)*

(k) 並非在項目9E003(a)、9E003(h)或9E003(i)內指明的“技術”，該“技術”“所需”符合的目的，是“發展”以下任何為航空用燃氣渦輪引擎而特別設計、以使“飛機”於馬赫1或以上的速率巡航超過30分鐘的零件或系統：

1. 推進進氣系統；
2. 推進排氣系統；
3. ‘重熱系統’；
4. ‘主動熱能管理系統’，用於調節潤滑或降温‘引擎轉子支撐’的流體；
5. 無油‘引擎轉子支撐’；
6. 從‘壓縮系統’核心氣體路徑流量移除熱力的系統。

技術註釋：

就項目9E003(k)而言：

1. 推進進氣系統，包括核心路徑預先降温器。
2. ‘重熱系統’透過在排氣口燃燒燃料或繞過最後渦輪機階段的下游路徑，以提供額外的推力。‘重熱系統’亦稱為後燃器。
3. ‘主動熱能管理系統’使用被動油對氣降温或油對燃料降温外的方法(例如蒸氣循環系統)。
4. ‘壓縮系統’指引擎進氣平面及燃燒器之間任何階段或階段的組合，而該階段通過機械工作增加燃氣路徑壓力。
5. ‘引擎轉子支撐’指支持驅動壓縮系統或渦輪轉動器的主要引擎軸的軸承。

注意：

1. 至於引擎控制技術，參閱項目9E003(h)。
2. 至於可調式流道系統，參閱項目9E003(i)。 *(2025年第6號法律公告)*

9E101 以下的“技術”： *(2025年第6號法律公告)*

(a) 按照一般技術註釋，為“發展”項目9A101、9A102、9A104至9A111、9A112(a)或9A115至9A121指明的物品的“技術”；

(b) 按照一般技術註釋，為“生產”項目9A012指明的‘UAV’或項目9A101、9A102、9A104至9A111、9A112(a)或9A115至9A121指明的物品的“技術”；

技術註釋：

在項目9E101(b)中，‘UAV’指航程能超過300公里的無人駕駛飛行載具系統。

(2009年第226號法律公告；2017年第42號法律公告)

9E102 按照一般技術註釋，為“使用”項目9A004指明的太空發射載具、項目9A005至9A011指明的物品、項目9A012指明的‘UAV’或項目9A101、9A102、9A104至9A111、9A112(a)、9A115至9A121、9B105、9B106、9B115、9B116、9B117、9D101或9D103指明的貨品的“技術”； *(2009年第226號法律公告)*

技術註釋：

在項目9E102中，‘UAV’指航程能超過300公里的無人駕駛飛行載具系統。*(2009年第226號法律公告)*

(1999年第183號法律公告；2006年第95號法律公告；2008年第254號法律公告；2017年第42號法律公告)