



Rada
Unii Europejskiej

Bruksela, 11 października 2018 r.
(OR. en)

Międzyinstytucjonalny numer
referencyjny:
2009/0428(COD)

13064/18
ADD 11

COMER 93
CFSP/PESC 942
CONOP 91
ECO 82
UD 237
COARM 269
DELACTION 136

PISMO PRZEWODNIE

Od:	Sekretarz Generalny Komisji Europejskiej, podpisał dyrektor Jordi AYET PUIGARNAU
Data otrzymania:	10 października 2018 r.
Do:	Jeppe TRANHOLM-MIKKELSEN, Sekretarz Generalny Rady Unii Europejskiej
Nr dok. Kom.:	C(2018) 6511 final Annex 1 Part 11/11
Dotyczy:	ZAŁĄCZNIK do rozporządzenia delegowanego Komisji zmieniającego rozporządzenie Rady (WE) nr 428/2009 ustanawiające wspólnotowy system kontroli wywozu, transferu, pośrednictwa i tranzytu w odniesieniu do produktów podwójnego zastosowania

Delegacje otrzymują w załączeniu dokument C(2018) 6511 final Annex 1 Part 11/11.

Załącznik: C(2018) 6511 final Annex 1 Part 11/11



KOMISJA
EUROPEJSKA

Bruksela, dnia 10.10.2018 r.
C(2018) 6511 final

ANNEX 1 – PART 11/11

ZAŁĄCZNIK

do

rozporządzenia delegowanego Komisji

zmieniającego rozporządzenie Rady (WE) nr 428/2009 ustanawiające wspólnotowy system kontroli wywozu, transferu, pośrednictwa i tranzytu w odniesieniu do produktów podwójnego zastosowania

ZAŁĄCZNIK I (CZEŚĆ XI – Kategoria 9)

KATEGORIA 9 – KOSMONAUTYKA, AERONAUTYKA I NAPĘD

9A Systemy, urządzenia i części składowe

N.B. Dla układów napędowych specjalnie zaprojektowanych lub zabezpieczonych przed promieniowaniem neutronowym lub przenikliwym promieniowaniem jonizującym zob. także wykaz uzbrojenia.

9A001 Następujące lotnicze silniki turbinowe spełniające którekolwiek z poniższych kryteriów:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A101.

a. silniki, w których zastosowano jedną z technologii objętych kontrolą według pozycji 9E003.a lub 9E003.h, lub 9E003.i; lub

Uwaga 1: Pozycja 9A001.a nie obejmuje kontrolą silników turbinowych spełniających wszystkie poniższe kryteria:

a. są certyfikowane przez organy lotnictwa cywilnego co najmniej jednego państwa członkowskiego UE lub państwa uczestniczącego w porozumieniu z Wassenaar; oraz

b. przeznaczenie do napędzania niewojskowych załogowych „statków powietrznych”, dla których organy lotnictwa cywilnego co najmniej jednego państwa członkowskiego UE lub państwa uczestniczącego w porozumieniu z Wassenaar wydały którykolwiek z następujących dokumentów, odnoszących się do „statku powietrznego” wyposażonego w silnik tego właśnie typu:

1. certyfikat zezwalający na zastosowanie cywilne; lub

2. równoważny dokument uznawany przez Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (ICAO);

Uwaga 2: Pozycja 9A001.a. nie obejmuje kontrolą lotniczych silników turbinowych zaprojektowanych do pomocniczych jednostek mocy zatwierdzonych przez organy lotnictwa cywilnego co najmniej jednego państwa członkowskiego UE lub państwa uczestniczącego w porozumieniu z Wassenaar.

b. silniki zaprojektowane do napędzania „statków powietrznych” do lotów z prędkościami 1 Ma lub większymi przez ponad trzydzieści minut.

9A002 ‘Turbinowe silniki okrętowe’ zaprojektowane do wykorzystywania paliwa ciekłego i spełniające wszystkie poniższe kryteria, oraz specjalnie do nich zaprojektowane zespoły i elementy:

a. maksymalna moc ciągła robocza w „trybie stanu ustalonego” w standardowych warunkach odniesienia określonych przez ISO 3977-2:1997 (lub jego krajowy odpowiednik) wynosząca 24 245 kW lub więcej; oraz

b. ‘skorygowane jednostkowe zużycie paliwa’ nieprzekraczające 0,219 kg/kWh przy 35 % maksymalnej mocy ciągłej i wykorzystaniu paliwa ciekłego.

Uwaga: Termin ‘turbinowe silniki okrętowe’ obejmuje również turbinowe silniki przemysłowe lub lotnicze, przystosowane do napędzania jednostek pływających lub wytwarzania energii elektrycznej na jednostkach pływających.

Uwaga techniczna:

Do celów pozycji 9A002 ‘skorygowane jednostkowe zużycie paliwa’ oznacza jednostkowe zużycie paliwa przez silnik skorygowane do żeglugowego destylowanego paliwa ciekłego o wartości opałowej 42MJ/kg (ISO 3977-2:1997).

9A003 Następujące specjalne zespoły lub elementy, w których zastosowano jedną z technologii objętych kontrolą według pozycji 9E003.a, 9E003.h lub 9E003.i, przeznaczone do którychkolwiek z poniższych lotniczych silników turbinowych:

- a. wyszczególnione w pozycji 9A001; lub
- b. skonstruowane lub wyprodukowane w państwach innych niż państwa członkowskie UE lub państwa uczestniczące w porozumieniu z Wassenaar lub w państwie nieznanym producentowi.

9A004 Następujące kosmiczne pojazdy nośne, „statek kosmiczny”, „moduły ładunkowe statku kosmicznego”, „ładunki użyteczne statku kosmicznego”, systemy pokładowe lub wyposażenie „statku kosmicznego”, a także wyposażenie naziemne:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A104.

- a. kosmiczne pojazdy nośne;
- b. „statek kosmiczny”;
- c. „moduły ładunkowe statku kosmicznego”;
- d. „ładunki użyteczne statku kosmicznego” obejmujące elementy określone w pozycjach 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. lub 9A010.c.;
- e. systemy pokładowe lub wyposażenie specjalnie zaprojektowane do „statku kosmicznego” i posiadające którąkolwiek z następujących funkcji:

1. ‘obsługa danych sterowania i telemetrii’;

Uwaga: Do celów pozycji 9A004.e.1. ‘obsługa danych sterowania i telemetrii’ obejmuje zarządzanie, przechowywanie i przetwarzanie danych modułu ładunkowego.

2. ‘obsługa danych ładunku użytecznego’; lub

Uwaga: Do celów pozycji 9A004.e.2. ‘obsługa danych ładunku użytecznego’ obejmuje zarządzanie, przechowywanie i przetwarzanie danych ładunku użytecznego.

3. ‘sterowanie położeniem i kierunkiem orbitowania’;

Uwaga: Do celów pozycji 9A004.e.3. ‘sterowanie położeniem i kierunkiem orbitowania’ obejmuje wykrywanie i wzbudzenie w celu określenia położenia i kierunku „statku kosmicznego” oraz sterowania nimi.

N.B. W przypadku urządzeń zaprojektowanych specjalnie do zastosowań wojskowych zob. wykaz uzbrojenia.

9A004 ciąg dalszy

- f. następujące wyposażenie naziemne, specjalnie zaprojektowane do „statku kosmicznego”:
1. wyposażenie telemetryczne i do zdalnego sterowania specjalnie zaprojektowane do następujących funkcji przetwarzania danych:
 - a. telemetryczne przetwarzanie danych synchronizacji ramowej i korekty błędów do monitorowania statusu operacyjnego (zwanego też statusem zdrowia i bezpieczeństwa) „modułu ładunkowego statku kosmicznego”; lub
 - b. przetwarzanie danych sterowania do formatowania danych sterowania wysyłanych do „statku kosmicznego” do celów kontroli „modułu ładunkowego statku kosmicznego”;
 2. symulatory specjalnie zaprojektowane do ‘weryfikacji procedur operacyjnych’ „statku kosmicznego”;

Uwaga techniczna:

Do celów pozycji 9A004.f.2. ‘weryfikacja procedur operacyjnych’ oznacza którekolwiek z poniższych:

1. *potwierdzenie sekwencji sterowania;*
2. *szkolenie operacyjne;*
3. *ćwiczenia operacyjne; lub*
4. *analizę operacyjną.*

9A005 Raketowe systemy napędowe na paliwo ciekłe zawierające jeden z systemów lub elementów wyszczególnionych w pozycji 9A006.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 9A105 I 9A119.

9A006 Następujące systemy lub elementy specjalnie zaprojektowane do raketowych układów napędowych na paliwo ciekłe:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 9A106, 9A108 I 9A120.

- a. chłodziarki kriogeniczne, pokładowe pojemniki Dewara, kriogeniczne instalacje grzewcze lub urządzenia kriogeniczne specjalnie zaprojektowane do pojazdów kosmicznych, umożliwiające ograniczenie strat cieczy kriogenicznych do poziomu poniżej 30 % rocznie;
- b. pojemniki kriogeniczne lub pracujące w obiegu zamkniętym układy chłodzenia umożliwiające utrzymanie temperatur na poziomie 100 K (-173 °C) lub mniejszym, przeznaczone do „statków powietrznych” zdolnych do rozwijania prędkości powyżej $Ma = 3$, do raket nośnych lub „statków kosmicznych”;
- c. urządzenia do przechowywania lub transportu wodoru w formie mieszaniny fazy ciekłej ze stałą (zawiesiny);
- d. wysokociśnieniowe (powyżej 17,5 MPa) pompy turbinowe, ich elementy lub towarzyszące im gazowe lub pracujące w cyklu rozprężnym napędy turbinowe;
- e. wysokociśnieniowe (powyżej 10,6 MPa) komory ciągu silników raketowych i dysze do nich;
- f. urządzenia do przechowywania paliw napędowych na zasadzie kapilarnej lub wydmuchowej (tj. z elastycznymi przeponami);
- g. wtryskiwacze ciekłych paliw napędowych, w których średnice pojedynczych otworków nie przekraczają 0,381 mm (pole powierzchni $1,14 \times 10^{-3} \text{ cm}^2$ lub mniejsze dla otworków niekolistych) i które są specjalnie zaprojektowane do silników raketowych na paliwo ciekłe;
- h. wykonane z jednego elementu materiału typu węgiel-węgiel komory ciągu lub wykonane z jednego elementu materiału typu węgiel-węgiel stożki wylotowe, których gęstości przekraczają $1,4 \text{ g/cm}^3$, a wytrzymałości na rozciąganie są większe niż 48 MPa.

9A007 Systemy napędowe rakiet na paliwo stałe spełniające którekolwiek z poniższych kryteriów:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 9A107 I 9A119.

- a. impuls całkowity powyżej 1,1 MNs;
- b. impuls właściwy 2,4 kNs/kg lub większy w sytuacji wypływu z dyszy do otoczenia w warunkach istniejących na poziomie morza przy ciśnieniu w komorze wyregulowanym na poziomie 7 MPa;
- c. udział masowy stopnia powyżej 88 % i procentowy udział składników stałych w paliwie powyżej 86 %;
- d. posiadające elementy objęte kontrolą według pozycji 9A008; lub
- e. wyposażone w układy izolacyjne i wiążące paliwo, w których zastosowano bezpośrednio połączone konstrukcje silnikowe zapewniające ‘silne połączenia mechaniczne’ lub elementy barierowe uniemożliwiające migrację chemiczną pomiędzy paliwem stałym a stanowiącym osłonę materiałem izolacyjnym.

Uwaga techniczna:

‘Silne połączenie mechaniczne’ oznacza wytrzymałość wiązania równą lub większą niż wytrzymałość paliwa.

9A008 Następujące elementy specjalnie zaprojektowane do raketowych układów napędowych na paliwo stałe:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A108.

- a. układy izolacyjne i wiążące paliwo, w których zastosowano wykładziny zapewniające ‘silne połączenia mechaniczne’ lub elementy barierowe uniemożliwiające migrację chemiczną pomiędzy paliwem stałym a stanowiącym osłonę materiałem izolacyjnym;

Uwaga techniczna:

‘Silne połączenie mechaniczne’ oznacza wytrzymałość wiązania równą lub większą niż wytrzymałość paliwa.

- b. wykonane z włókien nawojowych „kompozytowe” osłony silników o średnicy powyżej 0,61 m lub o ‘wskaźnikach efektywności strukturalnej (PV/W)’ powyżej 25 km;

Uwaga techniczna:

‘Wskaźnik efektywności strukturalnej (PV/W)’ jest iloczynem ciśnienia wybuchu (P) i pojemności zbiornika (V) podzielonym przez całkowitą wagę zbiornika ciśnieniowego (W).

- c. dysze o ciągach powyżej 45 kN lub szybkości erozyjnego zużycia gardzieli poniżej 0,075 mm/s;
- d. dysze ruchome lub systemy sterowania wektorem ciągu za pomocą pomocniczego wtrysku płynów o którychkolwiek z następujących parametrach:
 1. ruch okrężny z odchyleniem kątowym powyżej $\pm 5^\circ$;
 2. kątowy obrót wektora ciągu rzędu $20^\circ/\text{s}$ lub więcej; lub
 3. przyspieszenia kątowe wektora ciągu rzędu $40^\circ/\text{s}^2$ lub większe.

9A009 Hybrydowe systemy napędowe raket spełniające którekolwiek z poniższych kryteriów:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 9A109 I 9A119.

- a. impuls całkowity powyżej 1,1 MNs; lub
- b. ciąg powyżej 220 kN w warunkach próżni na wylocie.

9A010 Następujące specjalnie opracowane elementy, systemy lub struktury do raket nośnych lub systemów napędowych do raket nośnych lub „statków kosmicznych”:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 1A002 I 9A110.

- a. elementy i konstrukcje, każda o masie przekraczającej 10 kg, specjalnie zaprojektowane do pojazdów nośnych, wyprodukowane przy użyciu którekolwiek z następujących materiałów:
 1. materiałów „kompozytowych” składających się z „materiałów włóknistych lub włókienkowych” określonych w pozycji 1C010.e. oraz żywic określonych w pozycji 1C008 lub 1C009.b.;
 2. „materiałów kompozytowych” na „matrycy” metalowej wzmocnionych którymkolwiek z poniższych materiałów:
 - a. materiałami określonymi w pozycji 1C007;
 - b. „materiałami włóknistymi lub włókienkowymi” określonymi w pozycji 1C010; lub
 - c. glinkami określonymi w pozycji 1C002.a.; lub
 3. „materiałów kompozytowych” na „matrycy” ceramicznej określonych w pozycji 1C007;

Uwaga: Podany limit masy nie dotyczy ochronnych stożków czołowych raket.

- b. elementy i konstrukcje specjalnie zaprojektowane do układów napędowych pojazdów nośnych określonych w pozycjach od 9A005 do 9A009, wyprodukowane przy użyciu którekolwiek z następujących materiałów:
 1. „materiałów włóknistych lub włókienkowych” określonych w pozycji 1C010.e. oraz żywic określonych w pozycji 1C008 lub 1C009.b.;
 2. „materiałów kompozytowych” na „matrycy” metalowej wzmocnionych którymkolwiek z poniższych materiałów:
 - a. materiałami określonymi w pozycji 1C007;
 - b. „materiałami włóknistymi lub włókienkowymi” określonymi w pozycji 1C010; lub
 - c. glinkami określonymi w pozycji 1C002.a.; lub
 3. „materiałów kompozytowych” na „matrycy” ceramicznej określonych w pozycji 1C007;
- c. części struktur i systemy izolacyjne specjalnie zaprojektowane w celu aktywnej kontroli odpowiedzi dynamicznej lub odkształceń struktur „statków kosmicznych”;

9A010 ciąg dalszy

- d. pulsacyjne silniki raketowe na paliwo ciekłe mające stosunek ciągu do masy równy lub większy niż 1 kN/kg i czas odpowiedzi (czas niezbędny do osiągnięcia 90 % całkowitego ciągu znamionowego od chwili rozruchu) mniejszy niż 30 ms.

9A011 Silniki strumieniowe, naddźwiękowe silniki strumieniowe lub silniki o cyklu kombinowanym oraz specjalnie do nich zaprojektowane elementy.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 9A111 I 9A118.

9A012 Następujące „bezzałogowe statki powietrzne” („UAV”), bezzałogowe „pojazdy powietrzne” związane z nimi sprzęt i komponenty:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A112.

- a. „UAV” lub bezzałogowe „pojazdy powietrzne” zaprojektowane tak, by możliwy był ich kontrolowany lot poza zasięgiem ‘bezpośredniego widzenia’ ‘operatora’ i spełniające którekolwiek z poniższych kryteriów:
 1. spełniające wszystkie z poniższych kryteriów:
 - a. których maksymalna ‘wytrzymałość’ wynosi co najmniej 30 minut, lecz poniżej 1 godziny; oraz
 - b. zaprojektowane do startowania i utrzymywania stabilnego kontrolowanego lotu w porywach wiatru wynoszących co najmniej 46,3 km/h (25 węzłów); lub
 2. których ‘wytrzymałość’ wynosi co najmniej 1 godzinę;

Uwagi techniczne:

1. Do celów pozycji 9A012.a. ‘operatorem’ jest osoba, która rozpoczyna lot „UAV” lub bezzałogowego „pojazdu powietrznego” lub steruje nim.
 2. Do celów pozycji 9A012.a. ‘wytrzymałość’ należy obliczać dla warunków ISA (ISO 2533:1975) na poziomie morza przy zerowym wietrze.
 3. Do celów pozycji 9A012.a. ‘bezpośrednie widzenie’ oznacza wzrok człowieka nieużywającego dodatkowych urządzeń, bez względu na to, czy używa soczewek korekcyjnych.
- b. powiązane urządzenia i elementy składowe:
 1. nieużywane;
 2. nieużywane;
 3. sprzęt lub elementy specjalnie zaprojektowane do przekształcania załogowego „statku powietrznego” lub załogowego „pojazdu powietrznego” w „UAV” lub bezzałogowy „pojazd powietrzny”, wyszczególnione w pozycji 9A012.a;
 4. tłokowe lub obrotowe silniki wewnętrznego spalania, które potrzebują powietrza do spalania, specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane po to, by wynosić „UAV” lub bezzałogowe „pojazdy powietrzne” na wysokość większą niż 15 240 m (50 000 stóp).

9A101 Następujące silniki turboodrzutowe i turbowentylatorowe, inne niż wyszczególnione w pozycji 9A001:

- a. silniki spełniające wszystkie poniższe kryteria:
1. 'wartość ciągu maksymalnego' powyżej 400 N (uzyskiwana przed zamontowaniem) z wyłączeniem silników certyfikowanych przez instytucje cywilne, mających 'wartość ciągu maksymalnego' powyżej 8 890 N (uzyskiwaną przed zamontowaniem silnika); oraz
 2. jednostkowe zużycie paliwa 0,15 kg N⁻¹ hr⁻¹ lub mniejsze (przy maksymalnej mocy ciągłej na poziomie morza w warunkach statycznych i w standardowej atmosferze określonej przez ICAO);
 3. 'sucha masa' mniejsza niż 750 kg; oraz
 4. 'średnica wirnika pierwszego stopnia' mniejsza niż 1 m;

Uwagi techniczne:

1. Do celów pozycji 9A101.a.1. 'wartość ciągu maksymalnego' oznacza wykazany przez producenta maksymalny ciąg dla danego typu silnika przed zamontowaniem na poziomie morza w warunkach statycznych i w standardowej atmosferze określonej przez ICAO. Wartość ciągu certyfikowana dla zastosowań cywilnych będzie równa lub niższa niż wykazany przez producenta maksymalny ciąg dla danego typu silnika.
2. 'Sucha masa' oznacza masę silnika bez płynów (paliwa, cieczy hydraulicznej, oleju itp.) i nie obejmuje gondoli (obudowy).
3. 'Średnica wirnika pierwszego stopnia' oznacza średnicę pierwszego wirującego stopnia silnika, nawet wentylatora lub sprężarki, mierzoną na czołowej krawędzi końcówki łopatki.

- b. silniki zaprojektowane do „pocisków raketowych” lub zmodyfikowane w tym celu lub „bezzałogowe statki powietrzne” wyszczególnione w pozycji 9A012 lub 9A112.a.

9A102 'Systemy silników turbośmigłowych' specjalnie zaprojektowane do „bezzałogowych statków powietrznych” wyszczególnionych w pozycji 9A012 lub 9A112.a oraz specjalnie do nich zaprojektowane elementy o 'mocy maksymalnej' powyżej 10 kW.

Uwaga: *Pozycja 9A102 nie obejmuje kontrolą silników certyfikowanych przez instytucje cywilne.*

Uwagi techniczne:

1. Do celów pozycji 9A102 'system silników turbośmigłowych' obejmuje wszystkie poniższe elementy:
 - a. silnik turbowałowy; oraz
 - b. układy przenoszenia napędu służące do przenoszenia mocy na śmigło.
2. Do celów pozycji 9A102 'moc maksymalna' dla silnika niezainstalowanego osiągnana jest na poziomie morza w warunkach statycznych i w standardowej atmosferze określonej przez ICAO.

9A104 Rakiety meteorologiczne (sondujące) o zasięgu co najmniej 300 km.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A004.

9A105 Następujące silniki raketowe na paliwo ciekłe lub silniki raketowe na żelowe paliwa napędowe:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A119.

- a. silniki raketowe na paliwo ciekłe lub silniki raketowe na żelowe paliwa napędowe nadające się do „pocisków raketowych”, różne od wymienionych w pozycji 9A005 zintegrowane lub zaprojektowane lub zmodyfikowane w celu zintegrowania w układach napędowych na paliwo ciekłe lub paliwo żelowe mające impuls całkowity równy lub większy niż 1,1 MNs;
- b. silniki raketowe na paliwo ciekłe lub silniki raketowe na żelowe paliwa napędowe nadające się do kompletnych systemów raketowych lub bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu co najmniej 300 km, różne od wymienionych w pozycji 9A005 lub 9A105.a zintegrowane lub zaprojektowane lub zmodyfikowane w celu zintegrowania w układach napędowych na paliwo ciekłe lub paliwo żelowe mające impuls całkowity równy lub większy niż 0,841 MNs.

9A106 Następujące systemy lub części składowe, inne niż wyszczególnione w pozycji 9A006, specjalnie zaprojektowane do układów napędowych rakiet na paliwo ciekłe lub na żelowe paliwa napędowe:

- a. nieużywane;
- b. osłony do silników raketowych i ich części składowe służące do izolacji oraz dysze, nadające się do podsystemów napędowych do rakiet wyszczególnionych w pozycji 9A007 lub 9A107;
- c. podzespoły do sterowania wektorem ciągu, nadające się do stosowania w „pociskach raketowych”;

Uwaga techniczna:

Do sposobów sterowania wektorem ciągu wyszczególnionych w pozycji 9A106.c należą np.:

1. dysza regulowana;
2. dodatkowy wtrysk cieczy lub gazu;
3. ruchoma komora silnika lub dysza wylotowa;
4. odchylenie strumienia gazów wylotowych za pomocą łopatek kierowniczych (nastawnych) lub systemów wtryskiwaczy; lub
5. używanie kłapek oporowych.

9A106 ciąg dalszy

- d. zespoły do sterowania przepływem płynnych, zawieszonych i żelowych paliw napędowych (w tym utleniaczy) oraz specjalnie zaprojektowane do nich elementy nadające się do stosowania w „pociskach raketowych”, skonstruowane lub zmodyfikowane pod kątem eksploatacji w środowiskach, w których występują drgania o średniej wartości kwadratowej większej niż 10 g i o częstotliwości od 20 Hz do 2 kHz.

Uwaga: Jedynymi objętymi kontrolą w pozycji 9A106.d serwowzorami, pompami i turbinami gazowymi są:

- a. serwowzory o objętościowym natężeniu przepływu równym lub większym niż 24 litrów na minutę przy ciśnieniu absolutnym równym lub większym niż 7 MPa i czasie reakcji roboczej poniżej 100 ms;
- b. pompy do paliw płynnych o prędkościach obrotowych na wale 8 000 lub więcej obrotów na minutę w maksymalnym trybie pracy lub o ciśnieniu wylotowym równym lub większym niż 7 MPa;
- c. turbiny gazowe do pomp turbinowych do paliw płynnych o prędkościach obrotowych na wale 8 000 lub więcej obrotów na minutę w maksymalnym trybie pracy;
- e. komory spalania i dysze do silników raketowych na paliwo ciekłe lub silników raketowych na żelowe paliwa napędowe wyszczególnionych w pozycji 9A005 lub 9A105.

9A107 Silniki raketowe na paliwo stałe nadające się do kompletnych systemów raketowych lub bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu co najmniej 300 km, inne niż wyszczególnione w pozycji 9A007 i mające impuls całkowity równy lub większy niż 0,841 MNs.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A119.

9A108 Następujące podzespoły, inne niż wyszczególnione w pozycji 9A008 specjalnie zaprojektowane do układów napędowych do rakiet na paliwo stałe:

- a. osłony do silników raketowych i ich części składowe służące do „izolacji”, nadające się do podsystemów wyszczególnionych w pozycji 9A007 lub 9A107;
- b. dysze do silników raketowych, nadające się do podsystemów wyszczególnionych w pozycji 9A007 lub 9A107;
- c. podzespoły do sterowania wektorem ciągu, nadające się do stosowania w „pociskach raketowych”;

Uwaga techniczna:

Do sposobów sterowania wektorem ciągu wyszczególnionych w pozycji 9A108.c należą np.:

1. dysza regulowana;
2. dodatkowy wtrysk cieczy lub gazu;
3. ruchoma komora silnika lub dysza wylotowa;
4. odchylenie strumienia gazów wylotowych za pomocą łopatek kierowniczych (nastawnych) lub systemów wtryskiwaczy; lub
5. używanie kłapek oporowych.

- 9A109 Następujące hybrydowe silniki rakietowe oraz specjalnie do nich zaprojektowane elementy:
- a. hybrydowe silniki rakietowe nadające się do wykorzystania w kompletnych systemach rakietowych lub systemach bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu co najmniej 300 km, inne niż wyszczególnione w pozycji 9A009, mające impuls całkowity równy lub większy niż 0,841 MNs, oraz specjalnie do nich zaprojektowane elementy;
 - b. specjalnie zaprojektowane elementy składowe hybrydowych silników rakietowych wyszczególnione w pozycji 9A009 nadające się do „pocisków rakietowych”.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 9A009 I 9A119.

- 9A110 Materiały kompozytowe, laminaty i wyroby z nich, inne niż wyszczególnione w pozycji 9A010, specjalnie zaprojektowane do ‘pocisków rakietowych’ lub podsystemów wymienionych w pozycjach 9A005, 9A007, 9A105, 9A106.c, 9A107, 9A108.c, 9A116 lub 9A119.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 1A002.

Uwaga techniczna:

W pozycji 9A110 ‘pocisk rakietowy’ oznacza kompletne systemy rakietowe i systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu przekraczającym 300 km.

- 9A111 Pulsacyjne silniki odrzutowe nadające się do „pocisków rakietowych” lub bezzałogowych statków powietrznych wyszczególnionych w pozycji 9A012 lub 9A112.a. oraz specjalnie do nich zaprojektowane podzespoły.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 9A011 I 9A118.

- 9A112 Następujące „bezzałogowe statki powietrzne” („UAV”), inne niż określone w pozycji 9A012:

- a. „bezzałogowe statki powietrzne” („UAV”) o zasięgu co najmniej 300 km;
- b. „bezzałogowe statki powietrzne” („UAV”), spełniające wszystkie z poniższych kryteriów:
 1. spełniające którekolwiek z poniższych kryteriów:
 - a. posiadające zdolność autonomicznego kontrolowania lotu i prowadzenia nawigacji; lub
 - b. posiadające zdolność kontrolowanego lotu poza zasięgiem bezpośredniego widzenia z udziałem operatora; oraz
 2. spełniające którekolwiek z poniższych kryteriów:
 - a. z systemem/mechanizmem dozowania aerozolu o pojemności powyżej 20 l; lub
 - b. zaprojektowane lub zmodyfikowane w taki sposób, by zawierały system/mechanizm dozowania aerozolu o pojemności powyżej 20 l.;

9A112.b. ciąg dalszy

Uwagi techniczne:

1. Aeroszol składa się z pyłu lub cieczy niebędących składnikami paliwa, produktami ubocznymi lub dodatkami, stanowiąc część „ładunku użytecznego” rozpraszanego do atmosfery. Przykładowymi aerozolami są pestycydy do opylania roślin oraz suche środki chemiczne rozpylane w chmurach w celu wywołania deszczu.
2. System/mechanizm dozowania aerozolu zawiera wszystkie urządzenia (mechaniczne, elektryczne, hydrauliczne itp.), które są niezbędne do magazynowania aerozolu i rozproszenia go w atmosferze. Obejmuje możliwość wstrzyknięcia aerozolu do gazów wydechowych i strumienia zaśmigłowego.

9A115 Następujące urządzenia do wspierania procedury startowej:

- a. aparatura i urządzenia do manipulacji, sterowania, uruchamiania lub odpalania, zaprojektowane lub zmodyfikowane do stosowania w kosmicznych pojazdach nośnych wyszczególnionych w pozycji 9A004, raketach meteorologicznych wyszczególnionych w pozycji 9A104 lub w ‘pociskach raketowych’;

Uwaga techniczna:

W pozycji 9A115.a ‘pocisk raketowy’ oznacza kompletne systemy raketowe i systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu przekraczającym 300 km.

- b. pojazdy do transportu, manipulacji, sterowania, uruchamiania i odpalania, zaprojektowane lub zmodyfikowane z przeznaczeniem do stosowania w kosmicznych pojazdach nośnych wyszczególnionych w pozycji 9A004, w raketach meteorologicznych wyszczególnionych w pozycji 9A104 lub w ‘pociskach raketowych’.

9A116 Następujące statki kosmiczne zdolne do lądowania na ziemi nadające się do „pocisków raketowych” oraz zaprojektowane lub zmodyfikowane z przeznaczeniem do nich podzespoły:

- a. statki kosmiczne zdolne do lądowania na ziemi;
- b. osłony ciepłochronne i elementy do nich wykonane z materiałów ceramicznych lub ablacyjnych;
- c. urządzenia pochłaniające ciepło i elementy do nich wykonane z lekkich materiałów o wysokiej pojemności cieplnej;
- d. urządzenia elektroniczne specjalnie zaprojektowane do statków kosmicznych zdolnych do lądowania na ziemi.

9A117 Mechanizmy do łączenia stopni, mechanizmy do rozłączania stopni oraz mechanizmy międzystopniowe, nadające się do wykorzystania w „pociskach raketowych”.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9A121.

9A118 Urządzenia do regulacji spalania w silnikach, nadające się do „pocisków raketowych” lub bezzałogowych statków powietrznych wyszczególnionych w pozycji 9A012 lub 9A112.a., wymienionych w pozycjach 9A011 lub 9A111.

9A119 Pojedyncze stopnie do raket, nadające się do kompletnych systemów raketowych lub bezałogowych statków powietrznych o zasięgu co najmniej 300 km, inne niż wymienione w pozycjach 9A005, 9A007, 9A009, 9A105, 9A107 i 9A109.

9A120 Zbiorniki na paliwo ciekłe lub żelowe paliwa napędowe, poza wyszczególnionymi w pozycji 9A006, specjalnie zaprojektowane na paliwa wyszczególnione w pozycji 1C111 lub 'inne paliwa ciekłe lub żelowe paliwa napędowe', stosowane w systemach raketowych o ładunku użytkowym co najmniej 500 kg i zasięgu co najmniej 300 km.

Uwaga: W pozycji 9A120 'inne paliwa ciekłe lub żelowe paliwa napędowe' obejmują paliwa wymienione w wykazie uzbrojenia, ale nie ograniczają się do nich.

9A121 Startowe i międzystopniowe łączniki elektryczne specjalnie przeznaczone do „pocisków raketowych”, pojazdów kosmicznych wyszczególnionych w pozycji 9A004 lub do raket meteorologicznych (sondujących) wyszczególnionych w poz. 9A104.

Uwaga techniczna:

Łączniki międzystopniowe, o których mowa w pozycji 9A121, obejmują również łączniki elektryczne zamontowane między „pociskiem raketowym”, pojazdem kosmicznym lub raketą meteorologiczną a ich ładunkiem użytecznym.

9A350 Układy zraszania lub mgławienia, specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane w taki sposób, aby nadawały się do samolotów i „pojazdów lżejszych od powietrza” lub bezałogowych statków powietrznych, oraz specjalnie zaprojektowane ich komponenty, jak następuje:

- a. kompletne układy zraszania lub mgławienia mogące zapewniać, z ciekłej zawiesiny, początkową kroplę o 'VMD' poniżej 50 μm przy natężeniu przepływu powyżej dwóch litrów na minutę;
- b. rury rozdzielcze z rozpylaczami lub układy jednostek generujących aerozol mogące zapewniać, z ciekłej zawiesiny, początkową kroplę o 'VMD' poniżej 50 μm przy natężeniu przepływu powyżej dwóch litrów na minutę;
- c. jednostki generujące aerozol specjalnie zaprojektowane w taki sposób, aby nadawały się do układów określonych w pozycji 9A350.a i b.

9A350.c. ciąg dalszy

Uwaga: Jednostki generujące aerozol są urządzeniami specjalnie zaprojektowanymi lub zmodyfikowanymi w taki sposób, aby nadawały się do samolotów, takimi jak: dysze, rozpylacze bębnowe obrotowe i podobne urządzenia.

Uwaga: *Pozycja 9A350 nie obejmuje kontrolą układów zraszania lub mgławienia oraz elementów, w przypadku których wykazano, że nie nadają się do przenoszenia środków biologicznych w postaci zakaźnych aerozoli.*

Uwagi techniczne:

1. *Wielkość kropli w przypadku urządzeń zraszających lub dysz specjalnie zaprojektowanych do stosowania w samolotach, „pojazdach lżejszych od powietrza” lub bezałogowych statkach powietrznych powinna być mierzona z zastosowaniem jednej z następujących metod:*
 - a. *metoda lasera dopplerowskiego;*
 - b. *metoda dyfrakcji laserowej.*
2. *W pozycji 9A350 'VMD' oznacza Volume Median Diameter (objętościowa mediana średnicy), a dla układów wodnych jest równoznaczna z Mass Median Diameter (MMD).*

9B Urządzenia testujące, kontrolne i produkcyjne

9B001 Następujące urządzenia, oprzyrządowanie lub osprzęt specjalnie zaprojektowane do produkcji odlewów łopatek wirujących do silników turbogazowych, łopatek kierowniczych lub „bandaży” do wirników:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 2B226.

- a. urządzenia umożliwiające kierunkowe krzepnięcie lub odlewanie pojedynczych kryształów;
- b. następujące narzędzia do odlewu, wytwarzane z ognioodpornych metali lub ceramiki:
 1. rdzenie;
 2. powłoki (formy);
 3. połączone jednostki zawierające rdzenie i powłoki (formy);
- c. urządzenia umożliwiające kierunkowe krzepnięcie lub wytwarzanie przyrostowe pojedynczych kryształów.

9B002 Pracujące w trybie bezpośrednim (w czasie rzeczywistym) systemy sterowania, oprzyrządowanie (łącznie z czujnikami) lub automatyczne systemy do zbierania i przetwarzania danych, spełniające wszystkie z poniższych kryteriów:

- a. specjalnie zaprojektowane do „rozwoju” silników turbogazowych, ich zespołów lub elementów; oraz
- b. wykorzystujące dowolną „technologię” wymienioną w pozycjach 9E003.h lub 9E003.i.

9B003 Urządzenia specjalnie zaprojektowane do „produkcji” lub testowania uszczelnień szczotkowych w turbinach gazowych wirujących z prędkościami obrotowymi odpowiadającymi prędkości liniowej wierzchołka łopatki powyżej 335 m/s i przy temperaturach przekraczających 773 K (500 °C) oraz specjalnie do nich zaprojektowane części lub akcesoria.

9B004 Oprzyrządowanie, matryce lub uchwyty do zgrzewania dyfuzyjnego „nadstopu”, tytanu lub międzymetalicznych połączeń profili łopatkowych z tarczą, opisanych w pozycjach 9E003.a.3 lub 9E003.a.6 dla turbin gazowych.

9B005 Pracujące w trybie bezpośrednim (w czasie rzeczywistym) systemy sterowania, oprzyrządowanie (łącznie z czujnikami) lub automatyczne systemy do zbierania i przetwarzania danych, specjalnie zaprojektowane do stosowania w którychkolwiek z poniższych:

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9B105.

- a. tunele aerodynamiczne do prędkości $Ma = 1,2$ lub wyższych;

Uwaga: Pozycja 9B005.a nie obejmuje kontrolą tuneli aerodynamicznych zaprojektowanych do celów edukacyjnych i mających ‘wymiar przestrzeni pomiarowej’ (mierzony w kierunku poprzecznym) o wielkości poniżej 250 mm.

Uwaga techniczna:

‘Wymiar przestrzeni pomiarowej’ oznacza średnicę okręgu lub bok kwadratu lub dłuższy bok prostokąta w najszerszym miejscu przestrzeni pomiarowej.

- b. urządzenia symulujące warunki przepływu przy prędkościach powyżej $Ma = 5$, łącznie z impulsowymi tunelami hiperdźwiękowymi, tunelami plazmowymi, rurami uderzeniowymi, tunelami uderzeniowymi, tunelami gazowymi i rurami uderzeniowymi na gazy lekkie; lub
- c. tunele lub urządzenia aerodynamiczne, różne od urządzeń z sekcjami dwuwymiarowymi, umożliwiające symulację przepływów, dla których wartość liczby Reynoldsa wynosi powyżej 25×10^6 .

9B006 Sprzęt do badań akustycznych wibracji, w którym można wytwarzać ciśnienia akustyczne na poziomie 160 dB lub wyższe (przy poziomie odniesienia 20 μ Pa) o mocy wyjściowej 4 kW lub większej przy temperaturze w komorze pomiarowej powyżej 1 273 K (1 000 °C) oraz specjalnie do niego zaprojektowane grzejniki kwarcowe.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9B106.

9B007 Urządzenia specjalnie zaprojektowane do kontroli stanu silników raketowych metodami nieniszczącymi (NDT), z wyłączeniem urządzeń do dwuwymiarowych badań rentgenowskich i badań za pomocą podstawowych metod chemicznych lub fizycznych.

9B008 Przetworniki bezpośrednich pomiarów tarcia w warstwie przyściennej specjalnie zaprojektowane do działania w badanym przepływie przy całkowitej temperaturze (spiętrzenia) powyżej 833 K (560 °C).

9B009 Oprzyrządowanie specjalnie zaprojektowane do wytwarzania elementów wirników silników turbogazowych z proszków metali, spełniające wszystkie z poniższych kryteriów:

- a. zaprojektowane do pracy przy poziomie naprężeń stanowiącym 60 % wytrzymałości na rozciąganie (UTS) lub wyższym, mierzonym przy temperaturze 873 K (600 °C); oraz
- b. zaprojektowane do pracy przy temperaturach wynoszących 873 K (600 °C) lub wyższych.

Uwaga: *Pozycja 9B009 nie obejmuje kontrolą oprzyrządowania do wytwarzania proszków.*

9B010 Sprzęt zaprojektowany specjalnie do wytwarzania obiektów wyszczególnionych w pozycji 9A012.

9B105 'Instalacje do testów aerodynamicznych' do prędkości $Ma = 0,9$ lub wyższych, nadające się do 'pocisków raketowych' oraz ich podzespołów.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJA 9B005.

Uwaga: *Pozycja 9B105 nie obejmuje kontrolą tuneli aerodynamicznych przeznaczonych do osiągnięcia prędkości nie wyższych niż 3 machy, mających 'wymiar przestrzeni pomiarowej' (mierzony w kierunku poprzecznym) o wielkości równej lub mniejszej niż 250 mm.*

Uwagi techniczne:

1. *W pozycji 9B105 'instalacje do testów aerodynamicznych' obejmują tunele aerodynamiczne i rury uderzeniowe do badania przepływu strumieni powietrza wokół obiektów.*
2. *W pozycji 9B105 'wymiar przestrzeni pomiarowej' oznacza średnicę okręgu lub bok kwadratu lub dłuższy bok prostokąta lub główną oś elipsy w najszerszym miejscu 'przekroju przestrzeni pomiarowej'. 'Przekrój poprzeczny przestrzeni pomiarowej' oznacza przekrój prostopadły do kierunku przepływu powietrza.*
3. *W pozycji 9B105 'pocisk raketowy' oznacza kompletne systemy raketowe i systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu powyżej 300 km.*

9B106 Następujące komory klimatyczne i komory bezechowe:

- a. komory klimatyczne, spełniające wszystkie poniższe kryteria:
 1. umożliwiające symulowanie dowolnych następujących warunków lotu:
 - a. warunków na wysokościach równych lub większych niż 15 km; lub
 - b. temperatury w zakresie od poniżej 223 K (-50 °C) do powyżej 398 K (+ 125 °C); oraz
 2. wyposażone we wstrząsarke lub inny sprzęt do badań wibracji lub 'zaprojektowane lub zmodyfikowane' z myślą o wyposażeniu we wstrząsarke lub taki sprzęt w celu generowania środowiska wibracyjnego o średniej wartości kwadratowej (RMS) na poziomie równym lub wyższym od 10 g przy pomiarach na 'nagim stole', o częstotliwości między 20 Hz a 2 kHz i generującego siły równe 5 kN lub większe;
- Uwagi techniczne:
1. Pozycja 9B106.a.2 określa układy zdolne generować środowisko wibracyjne poprzez pojedynczą falę (np. falę sinusoidalną) oraz układy zdolne generować szerokopasmowe wibracje nieuporządkowane (tj. widmo mocy).
 2. W pozycji 9B106.a.2 'zaprojektowane lub zmodyfikowane' oznacza, że komora klimatyczna zapewnia odpowiednie interfejsy (np. uszczelnienia), by zostać wyposażona we wstrząsarke lub inny sprzęt do badań wibracji wyszczególniony w pozycji 2B116.
 3. W pozycji 9B106.a.2. pojęcie 'nagi stół' oznacza płaski stół lub powierzchnię, bez osprzętu i wyposażenia.
- b. komory klimatyczne umożliwiające symulowanie następujących warunków lotu:
 1. warunków akustycznych, w których całkowity poziom ciśnienia akustycznego wynosi 140 dB lub więcej (przy poziomie odniesienia 20 µPa) lub o mocy wyjściowej 4 kW lub większej; oraz
 2. warunków na wysokościach równych lub większych niż 15 km; lub
 3. temperatury w zakresie od poniżej 223 K (-50 °C) do powyżej 398 K (+ 125 °C);

9B107 'Instalacje do testów aerotermodynamicznych' nadające się do 'pocisków raketowych', systemów napędu 'pocisków raketowych' oraz statków kosmicznych zdolnych do lądowania na ziemi i ich podzespołów wyszczególnionych w pozycji 9A116, posiadające którąkolwiek z następujących cech:

- a. zasilanie elektryczne o mocy równej lub większej niż 5 MW; lub
- b. łączne ciśnienie zasilania gazem równe lub większe niż 3 MPa.

Uwagi techniczne:

1. 'Instalacje do testów aerodynamicznych' obejmują urządzenia generujące łuk plazmowy i plazmowe tunele aerodynamiczne do badania termicznych i mechanicznych skutków przepływu strumieni powietrza wokół obiektów.
2. W pozycji 9B107 'pocisk raketowy' oznacza kompletne systemy raketowe i systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu powyżej 300 km.

9B115 Specjalne „urządzenia produkcyjne” do systemów, podsystemów i podzespołów wymienionych w pozycjach 9A005 do 9A009, 9A011, 9A101, 9A102, 9A105 do 9A109. 9A111, 9A116 do 9A120.

9B116 „Instalacje produkcyjne” specjalnie zaprojektowane do kosmicznych pojazdów nośnych wyszczególnionych w pozycji 9A004 lub systemów, podsystemów i elementów wymienionych w pozycjach 9A005 do 9A009, 9A011, 9A101, 9A102, 9A104 do 9A109, 9A111 lub 9A116 do 9A120 lub ‘pocisków raketowych’.

Uwaga techniczna:

W pozycji 9B116 ‘pocisk raketowy’ oznacza kompletne systemy raketowe i systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu przekraczającym 300 km.

9B117 Stoiska do prób i stoiska badawcze do raket na paliwo stałe lub ciekłe lub do silników raketowych, mające jedną z następujących cech:

- a. możliwość prowadzenia badań przy wielkościach ciągu powyżej 68 kN; lub
- b. możliwość równoczesnego pomiaru składowych ciągu wzdłuż trzech osi.

9C Materiały

9C108 Materiały do „izolacji” luzem i „wykładziny wewnętrzne”, poza wyszczególnionymi w pozycji 9A008, do osłon silników raketowych, które można wykorzystać w „pociskach raketowych” lub które specjalnie zaprojektowano do silników raketowych na paliwo stałe wymienionych w pozycji 9A007 lub 9A107.

9C110 Maty z włókien, impregnowane żywicami, i materiały z włókien powlekanych metalem do tych mat, do produkcji struktur kompozytowych, laminatów i wyrobów wyszczególnionych w poz. 9A110, wytwarzane zarówno na matrycach organicznych, jak i metalowych wykorzystujących wzmocnienia włóknami lub materiałami włóknowymi, mające „wytrzymałość właściwą na rozciąganie” większą niż $7,62 \times 10^4$ i „moduł właściwy” większy niż $3,18 \times 10^6$ m.

N.B. ZOB. TAKŻE POZYCJE 1C010 I 1C210.

Uwaga: Jedynymi matami z włókien impregnowanych żywicami, których dotyczy pozycja 9C110, są te, w których zastosowano żywice o temperaturze zeszklenia (T_g) po utwardzeniu przekraczającej 418 K (145 °C), jak określono w ASTM D4065 lub jej odpowiedniku.

9D Oprogramowanie

9D001 „Oprogramowanie”, niewyszczególnione w pozycji 9D003 lub 9D004, specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane do „rozwoju” sprzętu lub „technologii”, wymienionych w 9A001 do 9A119, 9B lub 9E003.

9D002 „Oprogramowanie”, niewyszczególnione w pozycji 9D003 lub 9D004, specjalnie opracowane lub zmodyfikowane do „produkcji” urządzeń objętych kontrolą według pozycji 9A001 do 9A119 lub 9B.

9D003 „Oprogramowanie” zawierające „technologię” objętą kontrolą według pozycji 9E003.h i wykorzystywane do „całkowicie autonomicznych systemów cyfrowego sterowania silnikami” („systemów FADEC”) objętych kontrolą według pozycji 9 A lub w urządzeniach objętych kontrolą według pozycji 9B.

9D004 Następujące inne „oprogramowanie”:

- a. „oprogramowanie” uwzględniające składowe siły lepkości w dwóch lub trzech wymiarach, zweryfikowane na podstawie badań w tunelach aerodynamicznych lub badań w locie, niezbędne do szczegółowego modelowania przepływu w silnikach;
- b. „oprogramowanie” do badania turbogazowych silników lotniczych, zespołów lub elementów do nich, spełniające wszystkie poniższe kryteria:

1. specjalnie zaprojektowane do badania którychkolwiek z poniższych:

- a. turbogazowych silników lotniczych, zespołów lub elementów do nich, obejmujących „technologię” określone w pozycjach 9E003.a., 9E003.h. lub 9E003.i.; lub
- b. sprzężarek wielostopniowych zapewniających przepływ zewnętrzny lub wewnętrzny, specjalnie zaprojektowanych do turbogazowych silników lotniczych obejmujących „technologię” określone w pozycjach 9E003.a. lub 9E003.h.; oraz

2. specjalnie zaprojektowane do wszystkich poniższych funkcji:

- a. zbieranie i przetwarzanie danych w czasie rzeczywistym; oraz
- b. sterowanie ze sprzężeniem zwrotnym elementami lub warunkami badań (np. temperaturą, ciśnieniem, natężeniem przepływu) w czasie trwania testów;

Uwaga: Pozycja 9D004.b. nie obejmuje kontrolą oprogramowania do eksploatacji instalacji do testów ani do zapewnienia bezpieczeństwa operatora (np. wyłączenia przy nadmiernej prędkości, wykrywania i zwalczania ognia) ani do testów odbiorczych dotyczących produkcji, naprawy lub konserwacji ograniczonych do stwierdzenia, czy element został odpowiednio złożony lub naprawiony.

9D004 ciąg dalszy

- c. „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane do sterowania ukierunkowanym krzepnięciem lub wytwarzaniem pojedynczych kryształów w urządzeniach wyszczególnionych w pozycji 9B001.a. lub 9B001.c.;
- d. nieużywane;
- e. „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane do obsługi obiektów wyszczególnionych w pozycji 9A012;
- f. „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane do projektowania wewnętrznych kanałów chłodzących łopatek wirujących, łopatek kierowniczych i „bandaży” turbogazowych silników lotniczych;
- g. „oprogramowanie” spełniające wszystkie poniższe kryteria:
 - 1. specjalnie zaprojektowane do przewidywania warunków aerotermodynamicznych, aeromechanicznych oraz warunków spalania w turbogazowych silnikach lotniczych; oraz
 - 2. umożliwiające teoretyczne prognozy modelowania warunków aerotermodynamicznych, aeromechanicznych oraz warunków spalania, które zostały potwierdzone przez rzeczywiste dane z osiągnięć (eksperymentalne lub produkcyjne) turbogazowego silnika lotniczego.

9D005 „Oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane do obsługi obiektów wymienionych w pozycji 9A004.e. lub 9A004.f.

9D101 „Oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane do „użytkowania” wyrobów wymienionych w pozycjach 9B105, 9B106, 9B116 lub 9B117.

9D103 „Oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane do modelowania, symulowania lub integrowania konstrukcyjnego kosmicznych pojazdów nośnych wyszczególnionych w pozycji 9A004, rakiet meteorologicznych wyszczególnionych w pozycji 9A104 lub „pocisków raketowych” lub podsystemów wyszczególnionych w pozycjach 9A005, 9A007, 9A105, 9A106.c, 9A107, 9A108.c, 9A116 lub 9A119.

Uwaga: „Oprogramowanie” wyszczególnione w pozycji 9D103 podlega kontroli, jeśli jest specjalnie zaprojektowane do sprzętu wymienionego w pozycji 4A102.

9D104 Następujące „oprogramowanie”:

- a. „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane do „użytkowania” towarów wyszczególnionych w pozycjach 9A001, 9A005, 9A006.d, 9A006.g, 9A007.a, 9A009.a, 9A010.d, 9A011, 9A101, 9A102, 9A105, 9A106.d, 9A107, 9A109, 9A111, 9A115.a, 9A117 lub 9A118;
- b. „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane do celów obsługi lub konserwacji podsystemów lub urządzeń wyszczególnionych w pozycjach 9A008.d., 9A106.c., 9A108.c. lub 9A116.d.

9D105 „Oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane do koordynowania funkcji więcej niż jednego podsystemu, inne niż określone w pozycji 9D004.e., w pojazdach kosmicznych określonych w pozycji 9A004 lub raketach meteorologicznych wyszczególnionych w pozycji 9A104 lub w ‘pociskach raketowych’.

Uwaga: Pozycja 9D105 obejmuje następujące „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane do załogowych „statków powietrznych” przekształconych do funkcjonowania jako „bezzałogowe statki powietrzne”:

- a. „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane w celu zintegrowania sprzętu służącego do przekształcenia z funkcjami systemowymi „statku powietrznego”; oraz
- b. „oprogramowanie” specjalnie zaprojektowane lub zmodyfikowane do obsługi „statku powietrznego” jako „bezzałogowego statku powietrznego”.

Uwaga techniczna:

W pozycji 9D105 ‘pocisk raketowy’ oznacza kompletne systemy raketowe i systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu przekraczającym 300 km.

9E Technologia

Uwaga: „Technologie” do „rozwoju” lub „produkcji” wyszczególnione w pozycji 9E001 do 9E003 dotyczące silników turbogazowych podlegają kontroli, również w przypadku kiedy są stosowane do napraw lub remontów. Kontroli nie podlegają: dane techniczne, rysunki lub dokumentacja do czynności związanych z obsługą techniczną bezpośrednio dotyczącą wzorcowania, usuwania lub wymiany uszkodzonych lub niezdatnych do użytku elementów wymiennych, łącznie z całym silnikami lub modułami silnikowymi.

9E001 „Technologie” według uwagi ogólnej do technologii do „rozwoju” urządzeń lub „oprogramowania” objętego kontrolą według pozycji 9A001.b, 9A004 do 9A012, 9A350, 9B lub 9D.

9E002 „Technologie” według uwagi ogólnej do technologii do „produkcji” urządzeń wymienionych w pozycjach 9A001.b, 9A004 do 9A011, 9A350 lub 9B.

N.B. Na potrzeby kontroli technologii napraw konstrukcji, laminatów lub materiałów zob. pozycję 1E002.f.

9E003 Inne „technologie”, takie jak:

a. „technologie” niezbędne do „rozwoju” lub „produkcji” dowolnego z następujących elementów i zespołów do silników turbogazowych:

1. łopatek wirujących, łopatek kierowniczych lub „bandaży” do turbin gazowych, wytwarzanych techniką ukierunkowanego krzepnięcia (DS) lub ze stopów monokrystalicznych (SC) i mających (w kierunku 001 wskaźników Millera) czas życia do zerwania przy pełzaniu przekraczający 400 godzin przy 1 273 K (1 000 °C) i naprężeniu 200 MPa, oparty na średnich wartościach właściwości fizycznych;

Uwaga techniczna:

Do celów pozycji 9E003.a.1 badanie czasu życia do zerwania przy pełzaniu przeprowadza się na próbkach do badań.

2. komór spalania spełniających którekolwiek z poniższych kryteriów:
 - a. ‘izolowane termicznie wykładziny’ zaprojektowane do pracy w ‘temperaturze na wylocie komory spalania’ przekraczającej 1 883 K (1 610 °C);
 - b. wykładziny niemetaliczne;
 - c. powłoki niemetaliczne; lub
 - d. wykładziny zaprojektowane do pracy w ‘temperaturze na wylocie komory spalania’ przekraczającej 1 883 K (1 610 °C), w których znajdują się otwory zgodne z parametrami określonymi w pozycji 9E003.c.;

Uwaga: „Technologia” wymagana w odniesieniu do otworów w pozycji 9E003.a.2. ograniczona jest do pochodzenia geometrii i rozmieszczenia otworów.

9E003.a.2. ciąg dalszy

Uwagi techniczne:

1. 'Izolowane termicznie wykładziny' to wykładziny, które posiadają co najmniej strukturę wspierającą przeznaczoną do przenoszenia obciążeń mechanicznych i strukturę ochronną wobec spalania przeznaczoną do ochrony struktury wspierającej przed ciepłem pochodzącym ze spalania. Struktura ochronna i struktura wspierająca wykazują niezależne od siebie wielkości przemieszczenia wynikającego ze zmian termicznych (mechaniczne przemieszczenia z tytułu obciążenia termicznego), tj. są one termicznie izolowane.

2. 'Temperatura na wylocie komory spalania' jest średnią objętościową całkowitej temperatury (stagnacji) strumienia gazu między płaszczyzną wylotu komory spalania a krawędzią natarcia wlotowych łopatek kierowniczych turbiny (tj. mierzoną na stanowisku silnika T40 zgodnie z definicją w SAE ARP 755 A), gdy silnik działa w 'trybie stanu ustalonego' pracy w certyfikowanej maksymalnej ciągłej temperaturze roboczej.

N.B. Technologia wymagana do wytwarzania otworów chłodzących – zob. pozycja 9E003.c.

3. elementów wytwarzanych z któregokolwiek z poniższych:
 - a. wytwarzanych z organicznych materiałów „kompozytowych”, zaprojektowanych do pracy w temperaturach powyżej 588 K (315 °C);
 - b. wytwarzanych z któregokolwiek z poniższych:
 1. „materiałów kompozytowych” na „matrycy” metalowej wzmocnionych którymkolwiek z poniższych materiałów:
 - a. materiałami określonymi w pozycji 1C007;
 - b. „materiałami włóknistymi lub włókienkowymi” określonymi w pozycji 1C010; lub
 - c. glinkami określonymi w pozycji 1C002.a.; lub
 2. „materiałów kompozytowych” na „matrycy” ceramicznej określonych w pozycji 1C007; lub
 - c. Stojany, łopatki kierownicze, łopatki, bandaże, obrotowe wieńce łopatkowe, obrotowe tarcze łopatkowe lub 'przewody rozdzielające', które spełniają wszystkie poniższe kryteria:
 1. nie są wyszczególnione w pozycji 9E003.a.3.a.;
 2. są zaprojektowane do sprężarek lub wentylatorów; oraz
 3. są wytwarzane z materiału określonego w pozycji 1C010.e. z żywicami określonymi w pozycji 1C008;

Uwaga techniczna:

'Przewód rozdzielający' zapewnia wstępne rozdzielenie przepływu mas powietrza między kanałem zewnętrznym a kanałem wewnętrznym silnika.

4. niechłodzonych łopatek turbinowych, łopatek kierowniczych lub „bandaży” przeznaczonych do pracy w 'strumieniu gazu o temperaturze' 1 373 K (1 100 °C) lub wyższej;

9E003.a.

ciąg dalszy

5. chłodzonych łopatek wirujących, łopatek kierowniczych, „bandaży” innych niż opisane w pozycji 9E003.a.1., zaprojektowanych do pracy w ‘strumieniu gazu o temperaturze’ 1 693 K (1 420 °C) lub wyższej;

Uwaga techniczna:

‘Temperatura strumienia gazu’ jest średnią objętościową całkowitej temperatury (stagnacji) strumienia gazu na płaszczyźnie krawędzi wlotu części turbiny, gdy silnik działa w ‘trybie stanu ustalonego’ pracy w certyfikowanej lub określonej maksymalnej ciągłej temperaturze roboczej.

6. połączeń profili łopatkowych z tarczą techniką zgrzewania w stanie stałym;
7. elementów silników turbogazowych wytwarzanych techniką „zgrzewania dyfuzyjnego” objętą kontrolą według pozycji 2E003.b;
8. ‘wytrzymałych na uszkodzenia’ elementów wirników silników turbogazowych, wytwarzanych techniką metalurgii proszkowej objętą kontrolą według pozycji 1C002.b; lub

Uwaga techniczna:

‘Wytrzymałe na uszkodzenia’ elementy składowe są projektowane z użyciem metodologii i uzasadnień mających na celu przewidywanie i ograniczanie powstawania spękań.

9. nieużywane;
10. nieużywane;
11. drażonych (pustych w środku) łopatek wentylatorowych;

9E003 ciąg dalszy

- b. technologie wymagane do „rozwoju” lub „produkcji” którekolwiek z poniższych:
1. modeli lotniczych do tuneli aerodynamicznych wyposażonych w czujniki nieinwazyjne zdolne do przenoszenia danych z czujników do systemu gromadzenia i przetwarzania danych; lub
 2. wykonanych z materiałów „kompozytowych” łopat śmigieł lub śmigłowentylatorów zdolnych do rozwijania mocy 2 000 kW przy prędkościach lotu powyżej $Ma = 0,55$;
- c. technologie wymagane do produkcji otworów chłodzących, w elementach silników turbogazowych wykorzystujących którekolwiek z technologii wymienionych w pozycjach 9E003.a.1., 9E003.a.2. lub 9E003.a.5., i spełniających którekolwiek z poniższych kryteriów:
1. spełniające wszystkie z poniższych kryteriów:
 - a. minimalne ‘pole przekroju poprzecznego’ mniejsze niż $0,45 \text{ mm}^2$;
 - b. ‘współczynnik kształtu otworu’ większy niż 4,52; oraz
 - c. ‘kąt osi otworu’ równy lub mniejszy niż 25° ; lub
 2. spełniające wszystkie z poniższych kryteriów:
 - a. minimalne ‘pole przekroju poprzecznego’ mniejsze niż $0,12 \text{ mm}^2$;
 - b. ‘współczynnik kształtu otworu’ większy niż 5,65; oraz
 - c. ‘kąt osi otworu’ powyżej 25° ;

Uwaga: Pozycja 9E003.c. nie obejmuje kontrolą „technologii” wytwarzania otworów cylindrycznych o stałym promieniu, które są proste na całej długości oraz zaczynają się i kończą na zewnętrznych powierzchniach elementu.

Uwagi techniczne:

1. Do celów pozycji 9E003.c., ‘pole przekroju poprzecznego’ oznacza powierzchnię otworu w płaszczyźnie prostopadłej do osi otworu.
2. Do celów pozycji 9E003.c., ‘współczynnik kształtu otworu’ oznacza nominalną długość osi otworu podzieloną przez pierwiastek kwadratowy jego minimalnego ‘pola przekroju poprzecznego’.
3. Dla celów pozycji 9E003.c ‘kąt osi otworu’ oznacza kąt ostry mierzony między płaszczyzną styczną do powierzchni profilu a osią otworu w punkcie, w którym oś otworu przebija powierzchnię profilu.
4. Do metod wytwarzania otworów, o których mowa w pozycji 9E003.c, należą obróbka wiązką „lasera”, obróbka strumieniem wody, obróbka elektrochemiczna (ECM) i obróbka elektroiskrowa (EDM).

9E003 ciąg dalszy

- d. „technologie” „niezbędne” do „rozwoju” lub „produkcji” układów przenoszenia napędu w śmigłowcach lub układów przenoszenia napędu w „statkach powietrznych” z odchylanymi wirnikami lub skrzydłami;
- e. „technologie” do „rozwoju” lub „produkcji” systemów napędowych pojazdów naziemnych wykorzystujących wysokoprężne silniki tłokowe spełniające wszystkie poniższe kryteria:
 - 1. ‘objętość komory silnikowej’ $1,2 \text{ m}^3$ lub mniejsza;
 - 2. całkowita moc użyteczna powyżej 750 kW, określana według normy 80/1269/EEC, ISO 2534 lub ich krajowych odpowiedników; oraz
 - 3. gęstość mocy powyżej 700 kW/m^3 ‘objętości komory silnikowej’;

Uwaga techniczna:

‘Objętość komory silnikowej’ w pozycji 9E003.e oznacza iloczyn trzech prostopadłych do siebie wymiarów mierzonych w następujący sposób:

Długość: długość wału korbowego od kołnierza przedniego do czoła koła zamachowego;

Szerokość: największy z następujących wymiarów:

- a. odległość zewnętrzna od pokrywy zaworów do pokrywy zaworów;
- b. wymiary zewnętrznych krawędzi głowic cylindrów; lub
- c. średnica obudowy koła zamachowego;

Wysokość: największy z następujących wymiarów:

- a. odległość od osi wału korbowego do górnej płaszczyzny pokrywy zaworów (lub głowicy cylindrów) plus podwójny skok; lub
- b. średnica obudowy koła zamachowego.

- f. następujące „technologie” „niezbędne” do „produkcji” elementów zaprojektowanych specjalnie do silników wysokoprężnych o wysokich osiągnięciach:
 - 1. „technologie” „niezbędne” do „produkcji” instalacji silnikowych wyposażonych we wszystkie następujące elementy wykonane z materiałów ceramicznych wyszczególnionych w pozycji 1C007:
 - a. wkładki do cylindrów;
 - b. tłoki;
 - c. głowice cylindrów; oraz
 - d. jeden lub więcej innych elementów (łącznie ze szczelinami wylotowymi, turbodoładowarkami, przewodnicami zaworów, zespołami zaworów lub izolowanymi wtryskiwaczami paliwa);

2. „technologie” „niezbędne” do „produkcji” układów do turbodoładowania wyposażonych w sprężarki jednostopniowe i spełniające wszystkie poniższe kryteria:
 - a. sprężanie (stopień sprężania) 4:1 lub wyższy;
 - b. wydatek (masowe natężenie przepływu) w zakresie od 30 do 130 kg na minutę; oraz
 - c. możliwość zmiany pola przepływu w zespole sprężarki lub turbiny;
3. „technologie” „niezbędne” do „produkcji” instalacji wtryskowych paliwa ze specjalnymi układami wielopaliwowymi (np. na olej napędowy lub paliwo lotnicze) w zakresie lepkości od paliw do silników wysokoprężnych (2,5 cSt w temperaturze 310,8 K (37,8 °C)) do paliw benzynowych (0,5 cSt w temperaturze 310,8 K (37,8 °C)) i spełniające wszystkie poniższe kryteria:
 - a. objętość wtrysku powyżej 230 mm³ na wtrysk na cylinder; oraz
 - b. elektroniczne zespoły sterujące specjalnie zaprojektowane do automatycznego przełączania, za pomocą odpowiednich czujników, charakterystyk regulacyjnych w zależności od właściwości paliwa w celu utrzymania tej samej charakterystyki momentu obrotowego;
- g. „technologie” „niezbędne” do „rozwoju” lub „produkcji” ‘silników wysokoprężnych o wysokich osiąгах’ ze smarowaniem ścianek cylindrów za pomocą smarów stałych, z fazy gazowej lub filmu cieczowego (lub metodą kombinowaną) i umożliwiające pracę silnika do temperatur powyżej 723 K (450 °C), mierzonych na ściance cylindra w górnym położeniu górnego pierścienia tłokowego;

Uwaga techniczna:

‘Silniki wysokoprężne o wysokich osiąгах’ oznaczają silniki wysokoprężne (Diesla) o średnim ciśnieniu użytecznym 1,8 MPa lub wyższym przy prędkościach obrotowych 2 300 obrotów na minutę, pod warunkiem że ich prędkość nominalna wynosi 2 300 obrotów na minutę lub więcej.

9E003 ciąg dalszy

- h. następujące „technologie” do użytku w „systemach FADEC” sterujących silnikami turbospalinowymi:
1. „technologia” „rozwoju” mająca na celu sformułowanie wymogów funkcjonalnych dla elementów składowych potrzebnych w „systemach FADEC” do regulacji siły ciągu silnika lub mocy na wale (np. stałe czasowe i ustawienia dokładności czujnika sprzężenia zwrotnego, szybkość otwierania i zamykania zaworu paliwa);
 2. „technologia” „rozwoju” lub „produkcji” elementów sterujących i diagnostycznych występujących wyłącznie w „systemach FADEC” i stosowanych do regulacji siły ciągu silnika lub mocy na wale;
 3. „technologia” „rozwoju” algorytmów sterowania, w tym „kodów źródłowych” występujących wyłącznie w „systemach FADEC” i stosowanych do regulacji siły ciągu silnika lub mocy na wale;

Uwaga: Pozycja 9E003.h nie obejmuje kontrolą danych technicznych związanych z integracją silnika ze „statkiem powietrznym”, których publikacja wymagana jest przez organy lotnictwa cywilnego co najmniej jednego państwa członkowskiego UE lub państwa uczestniczącego w porozumieniu z Wassenaar do ogólnego wykorzystania w lotnictwie (np. instrukcje instalacji, instrukcje obsługi, instrukcje zachowania sprawności do lotu) lub w związku z funkcjami interfejsu (np. obsługa urządzeń wejścia-wyjścia, zapotrzebowanie na siłę ciągu silnika lub moc na wale w płatowcu).

- i. następująca „technologia” na potrzeby układów o regulowanej ścieżce przepływu zaprojektowanych z myślą o utrzymywaniu stabilności turbin wysokiego ciśnienia, turbowentylatorów lub turbin odbiorczych (niskiego ciśnienia) lub dysz napędowych:
1. „technologia” „rozwoju” służąca wypracowywaniu kryteriów dla elementów składowych utrzymujących stabilność silnika;
 2. „technologia” „rozwoju” lub „produkcji” na potrzeby elementów składowych specyficznych dla układu o regulowanej ścieżce przepływu, które utrzymują stabilność silnika;
 3. „technologia” „rozwoju” na potrzeby algorytmów sterowania, w tym „kodu źródłowego”, specyficznych dla układu o regulowanej ścieżce przepływu, które utrzymują stabilność silnika.

Uwaga: Pozycja 9E003.i nie obejmuje kontrolą „technologii” odnoszącej się do któregokolwiek z poniższych:

- a. *wlotowych łopatek kierowniczych;*
- b. *wentylatorów o zmiennym skoku lub śmigłowentylatorów;*
- c. *łopatek kierowniczych o zmiennej geometrii stosowanych w sprężarkach;*
- d. *zaworów upustowych w sprężarkach; lub*
- e. *kanalów o zmiennej geometrii opracowanych do odwracaczy ciągu.*

- j. „technologii” „niezbędnych” do „rozwoju” systemów składania skrzydeł zaprojektowanych do stałopłatów napędzanych silnikami turbinowymi.

N.B. Dla „technologii” „niezbędnych” do „rozwoju” systemów składania skrzydeł zaprojektowanych do stałopłatów – zob. także wykaz uzbrojenia.

- 9E101 a. „Technologie”, zgodne z uwagą ogólną do technologii, służące do „rozwoju” wyrobów wymienionych w pozycjach 9A101, 9A102, 9A104 do 9A111, 9A112.a. lub 9A115 do 9A121.
- b. „technologie” według uwagi ogólnej do technologii do „produkcji” ‘UAV’ wyszczególnionych w pozycji 9A012 lub wyrobów wymienionych w pozycjach 9A101, 9A102, 9A104 do 9A111, 9A112.a. lub 9A115 do 9A121.

Uwaga techniczna:

W pozycji 9E101.b. ‘UAV’ oznacza systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu przekraczającym 300 km.

- 9E102 „Technologie”, zgodne z uwagą ogólną do technologii, służące do „użytkowania” kosmicznych pojazdów nośnych wyszczególnionych w pozycji 9A004, wyrobów wymienionych w pozycjach 9A005 do 9A011, ‘UAV’ wyszczególnionych w pozycji 9A012 lub wyrobów wymienionych w pozycjach 9A101, 9A102, 9A104 do 9A111, 9A112.a., 9A115 do 9A121, 9B105, 9B106, 9B115, 9B116, 9B117, 9D101 lub 9D103.

Uwaga techniczna:

W pozycji 9E102 ‘UAV’ oznacza systemy bezzałogowych statków powietrznych o zasięgu przekraczającym 300 km.