

Załącznik do obwieszczenia nr 13  
Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego  
z dnia 19 lipca 2019 r.



**Międzynarodowe normy  
i zalecane metody postępowania**

**Załącznik 16**

do Konwencji o międzynarodowym  
lotnictwie cywilnym

**OCHRONA ŚRODOWISKA**

Tom III

EMISJE CO<sub>2</sub> (DWUTLENKU WĘGLA) Z SAMOLOTÓW

Wydanie pierwsze – lipiec 2017 r.

Pierwsze wydanie Tomu III Załącznika 16 staje się obowiązujące z dniem  
1 stycznia 2018 roku.

Informacji dotyczących wejścia w życie Norm i zalecanych metod postępowania  
proszę szukać w rozdziale zatytułowanym Przedmowa.

**ORGANIZACJA MIĘDZYNARODOWEGO LOTNICTWA CYWILNEGO**

Opublikowane oddzielnie w wydaniach angielskim, arabskim, chińskim, francuskim, rosyjskim i hiszpańskim przez  
ORGANIZACJĘ MIĘDZYNARODOWEGO LOTNICTWA CYWILNEGO  
z siedzibą przy 999 Robert-Bourassa Boulevard, Montreal, Quebec, Canada H3C  
5H7.

Informacje dotyczące zamówień i pełny wykaz agentów i sklepów można znaleźć  
na stronie internetowej ICAO [www.icao.int](http://www.icao.int)

Pierwsze wydanie 2017

**Załącznik 16 – Ochrona Środowiska**  
**Tom III – Emisje CO<sub>2</sub> z samolotów**  
Numer zamówienia: AN 16-3  
ISBN 978-92-9258-232-6

© ICAO 2017

Wszelkie prawa zastrzeżone. Żadna z części niniejszej publikacji nie może być reprodukowana, utrwalona w systemie umożliwiającym odczyt lub przenoszenie w dowolnej formie i z użyciem dowolnych środków, bez uprzedniego pozwolenia Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego.





## SPIS TREŚCI

	Strona
Przedmowa	(viii)
<b>Część I. DEFINICJE I SYMBOLE</b>	<b>I-1-1</b>
ROZDZIAŁ 1. DEFINICJE	I-1-1
ROZDZIAŁ 2. SYMBOLE	I-2-1
<b>Część II. NORMA CERTYFIKACYJNA WIELKOŚCI EMISJI CO<sub>2</sub> DLA SAMOLOTÓW NA PODSTAWIE WIELKOŚCI ZUŻYCIA PALIWA</b>	<b>II-1-1</b>
ROZDZIAŁ 1. Zarządzanie	II-1-1
ROZDZIAŁ 2.	
1. Samoloty poddźwiękowe o MTOM powyżej 5700 kg	
2. Samoloty z napędem śmigłowym o MTOM powyżej 8 618 kg	II-2-1
2.1 Zakres stosowalności	II-2-1
2.2 Miara oceny wielkości emisji CO <sub>2</sub>	II-2-2
2.3 Masy odniesienia dla samolotów	II-2-2
2.4 Maksymalna dozwolona wielkość miary oszacowania emisji CO <sub>2</sub>	II-2-3
2.5 Warunki odniesienia przyjęte w celu określenia zasięgu właściwego samolotu w locie-	II-2-3
2.6 Procedury badawcze	II-2-4
<b>DODATKI</b>	
DODATEK 1. Określenie wielkości miary oszacowania emisji CO <sub>2</sub>	APP 1-1
1. Samoloty poddźwiękowe o MTOM powyżej 5700 kg	
2. Samoloty z napędem śmigłowym o MTOM powyżej 8 618 kg	APP 1-1
1. Wprowadzenie	APP 1-1
2. Metody określania zasięgu właściwego	APP 1-1
3. Badanie certyfikacyjne zasięgu właściwego i warunki pomiaru	APP 1-2
4. Pomiar zasięgu właściwego samolotu	APP 1-4
5. Obliczenie referencyjnego zasięgu właściwego na podstawie wyników pomiarów	APP 1-6
6. Poprawność wyników	APP 1-7
7. Obliczanie szacunkowej miary wielkości emisji	APP 1-8
8. Raportowanie danych do władz certyfikujących	APP 1-8
DODATEK 2. Geometryczny czynnik odniesienia (RGF)	APP 2-1



## **PRZEDMOWA**

### **Tło historyczne**

Normy i zalecane metody postępowania na użytek ochrony środowiska zostały po raz pierwszy przyjęte przez Radę ICAO dnia 2 kwietnia 1971 stosownie do zapisów Artykułu 37 Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym (Chicago 1944) i są określone mianem Załącznika 16 do tej Konwencji. Niniejszy Tom III Załącznika 16 został opracowany w następujący sposób.

Podczas 36 Sesji Zgromadzenia ICAO w roku 2007, Strony Konwencji przyjęły Rezolucję Zgromadzenia A36-22, pn. „Skonsolidowane stanowisko odnośnie kontynuowania polityki i praktyk w związku z ochroną środowiska”. Rezolucja pozwoliła na ustanowienie procesu prowadzącego do opracowania Programu Działania dla Lotnictwa Międzynarodowego i Zmian Klimatu, oraz zarekomendowanie Radzie programu i zaleceń dotyczących powszechnej strategii ograniczania emisji gazów cieplarnianych.

Opracowanie Normy emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla) dla samolotów tworzącej część wachlarza środków, przyjętych w reakcji na emisje gazów cieplarnianych z sektora międzynarodowego lotnictwa cywilnego, stanowiło jeden z elementów zbioru zaleceń zawartych w treści Programu Działania dla Lotnictwa Międzynarodowego i Zmian Klimatu ICAO. Następnie, powyższe zabiegi zostały zatwierdzone przez Spotkanie Wysokiego Szczebla ICAO, w kwestii Lotnictwa Międzynarodowego i Zmian Klimatu w październiku 2009 r.

Zgodnie z Programem Działania dla Lotnictwa Międzynarodowego i Zmian Klimatu ICAO ósme spotkanie Komitetu do spraw Ochrony Środowiska w Lotnictwie (CAEP/8) w lutym 2010 r. uzgodniło kwestię opracowania Międzynarodowych norm i zalecanych metod postępowania w kwestii emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla) z samolotów. Wyżej wymienione uzgodnienia zostały zaakceptowane przez Radę ICAO w maju 2010 r. W dalszej kolejności, 37 posiedzenie Zgromadzenia ICAO w 2010 r. przyjęło Rezolucje A37-18 i A37-19 wzywające Radę ICAO do opracowania globalnej normy emisji dwutlenku węgla dla statków powietrznych. Komitet do spraw Ochrony Środowiska w Lotnictwie – CAEP opracował wersję roboczą Międzynarodowych norm i zalecanych metod postępowania dla Emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla) z samolotów i po wprowadzeniu poprawek, a następnie po konsultacjach z Umawiającymi się Państwami Konwencji, jak to zazwyczaj ma miejsce, Tom III Załącznika 16 został przyjęty przez Radę ICAO.

Tabela A ukazuje źródła poprawek do Załącznika 16, w sposób chronologiczny wraz z listą zasadniczych tematów, które włączono, dat przyjęcia poprawek przez Radę ICAO, terminów wejścia w życie oraz ich właściwego obowiązywania.

### **Obowiązywanie**

Część I Tomu III Załącznika 16 zawiera definicje i symbole. Część II obejmuje Normy i zalecane metody postępowania odnośnie certyfikacji wielkości emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla) ze statków powietrznych ustalane na podstawie wielkości zużycia paliwa, właściwe dla statków powietrznych zaangażowanych w międzynarodową żeglugę powietrzną, których systematykę podano w Części II Tomu III Załącznika 16.

**Działania Umawiających się Państw**

*Powiadamianie w kwestii rozbieżności.* Uwaga Umawiających się Państw jest kierowana na obowiązek nałożony Artykułem 38 Konwencji, na mocy którego wymaga się, by Umawiające się Państwa powiadamiały ICAO o wszelkich różnicach pomiędzy krajowymi przepisami i praktykami a Normami międzynarodowymi zawartymi w Załączniku 16, wraz z wszelkimi poprawkami. Zachęca się Umawiające się Państwa, aby poszerzyły zakres wyżej wymienionego powiadamiania na wszelkie odstępstwa od Zalecanych metod postępowania ujętych w tymże Załączniku, z uwzględnieniem wszelkich poprawek tego dokumentu, gdy powiadomienie o takich różnicach jest ważne z punktu widzenia bezpieczeństwa żeglugi powietrznej. Następnie, zachęca się Umawiające się Państwa do bieżącego informowania ICAO w kwestii jakichkolwiek rozbieżności, które mogą się pojawić w dalszej kolejności lub odnośnie usunięcia/wycofania rozbieżności, o których uprzednio powiadomiono. Konkretnie prośby o powiadomienie w kwestii występowania rozbieżności będą wysyłane do Umawiających się Państw niezwłocznie po przyjęciu każdej z poprawek do niniejszego Załącznika.

Uwagę Państw kieruje się także na przepisy Załącznika 15 związane z publikowaniem informacji w kwestii rozbieżności pomiędzy przepisami krajowymi a praktykami i związanymi Standardami i Zaleceniami poprzez Lotniczy Serwis Informacyjny (the Aeronautical Information Service) dodatkowo względem obowiązku nałożonego zgodnie z Artykułem 38 Konwencji.

*Użycie tekstu Załącznika w przepisach krajowych.* Rada w dniu 13 kwietnia 1948 przyjęła rezolucję zwracającą uwagę Umawiających się Państw na to, że pożądane jest używanie w ich przepisach krajowych, na tyle na ile to jest praktyczne, ścisłego języka tych Norm ICAO, które mają charakter przepisów, a także podawania rozbieżności w stosunku do Norm, włącznie ze wszelkimi dodatkowymi przepisami państwowymi, które są ważne dla bezpieczeństwa lub regularności żeglugi powietrznej. Gdziekolwiek jest to możliwe, wymagania niniejszego Załącznika zostały napisane tak, aby ułatwić włączenie ich bez dużych zmian tekstu do prawa państwowego.

**Status poszczególnych części Załącznika**

Załącznik utworzono z następujących części składowych, z których wszakże niekoniecznie wszystkie muszą występować w każdym z Załączników do Konwencji, a mają one status wskazany poniżej:

**1.– Materiał właściwego Załącznika:**

- a) *Normy i zalecane metody postępowania* przyjęte przez Radę zgodnie z przepisami Konwencji. Zostały one zdefiniowane następująco:

*Norma:* Każda specyfikacja, dotycząca charakterystyki fizycznej, konfiguracji, materiałów i sprzętu, osiągow, personelu lub procedury, której jednakowe stosowanie jest uznane za potrzebne dla bezpieczeństwa lub regularności międzynarodowej żeglugi powietrznej oraz której Układające się Państwa będą przestrzegały zgodnie z Konwencją; w przypadku, gdyby spełnienie nie było możliwe, obowiązkowe jest zawiadomienie Rady, zgodnie z Artykułem 38.

*Zalecana metoda postępowania:* Każda specyfikacja dotycząca charakterystyki fizycznej, konfiguracji, materiałów i sprzętu, osiągow, personelu lub procedury, której jednakowe stosowanie jest uznane za pożądane dla bezpieczeństwa lub regularności międzynarodowej żeglugi powietrznej lub jej efektywności, a Umawiające się Państwa będą dążyć do jej przestrzegania, zgodnie z Konwencją.

- b) *Dodatki* zawierające materiały zgrupowane oddzielnie dla wygody, lecz nadal tworzące integralną część Norm i zalecanych metod postępowania przyjętych przez Radę.
- c) *Warunki* decydujące o stosowalności Norm i zalecanych metod postępowania.
- d) *Definicje* pojęć użytych w Normach i zalecanych metodach postępowania, które są pozbawione samoistnej zrozumiałości, ponieważ nie posiadają powszechnie zaakceptowanego znaczenia słownikowego. Definicja nie ma statusu niezależnego, ale jest zasadniczą częścią każdej Normy i zalecanej metody postępowania, w której dany termin został użyty, dlatego zmiana znaczenia terminu mogłaby wpłynąć na specyfikację.



- e) *Tabele i Liczby*, którymi uzupełniono lub zilustrowano Normy i zalecane metody postępowania, do których odwołano się w tym dokumencie, tworzą integralną część Norm i zalecanych metod postępowania i mają ten sam status.

2.– *Materiał przyjęty przez Radę ICAO do opublikowania w związku z Normami i zalecanymi metodami postępowania:*

- a) *Przedmowa* zawierająca materiał historyczny i wyjaśniający, oparty na działaniu Rady i obejmujący wyjaśnienie zobowiązań Państw w odniesieniu do stosowania Norm i zalecanych metod postępowania, wynikających z Konwencji i Postanowienia o Przyjęciu (Resolution of Adoption).
- b) *Wprowadzenia* zawierające materiał wyjaśniający wprowadzany na początku części, rozdziału lub sekcji Załącznika dla ułatwienia zrozumienia zakresu stosowania tekstu.
- c) *Uwagi* zawarte w tekście, gdzie to jest właściwe, dla podania rzetelnych informacji lub odniesień kierujących do odpowiednich Norm i zalecanych metod postępowania, lecz niestanowiących części Norm i zalecanych metod postępowania.
- d) *Dodatki* zawierające materiał stanowiący uzupełnienie Norm i zalecanych metod postępowania lub włączony jako wskazanie na temat ich stosowania.

### Dobór języka

Niniejszy Załącznik został przyjęty w sześciu językach – angielskim, arabskim, chińskim, francuskim, rosyjskim i hiszpańskim. Każde z Umawiających się Państw jest proszone o wybór jednej z jego wersji celem wprowadzenia do użytku krajowego i innych skutków przewidzianych przez Konwencję, czy to drogą użycia bezpośredniego, czy też poprzez dokonanie przekładu na własny język i stosownego powiadomienia Organizacji.

### Praktyki wydawnicze

Dla łatwego podania informacji o statusie każdego stwierdzenia przyjęto niżej podaną praktykę: *Normy* są drukowane czcionką typu Roman, niepogrubioną; *Zalecane metody postępowania* drukowane są czcionką pochyloną (kursywą) niepogrubioną; ich status jest wskazywany przez poprzedzenie słowem **Zalecenie**; *Uwagi* są drukowane czcionką pochyloną (kursywą) niepogrubioną; status jest podawany przez poprzedzenie słowem *Uwaga*.

Przy pisaniu specyfikacji przyjęto następującą praktykę edytorską: dla Norm stosowany jest wyraz „shall” (musi), zaś dla zalecanej metody postępowania stosowany jest wyraz „should” (powinien).

Jednostki miar, używane w tym dokumencie, są zgodne z Międzynarodowym Układem Jednostek (SI), jak podaje Załącznik 5. Tam, gdzie Załącznik 5 pozwala na stosowanie alternatywnych jednostek, nienależących do układu SI, są one podane w nawiasach po jednostkach podstawowych, gdzie podane są dwa rodzaje jednostek, nie należy rozumieć, że te pary wartości są równe i wzajemnie zamienne, jednak można zakładać, że gdy używany jest wyłącznie jeden z układów, zachowany jest równoważny poziom bezpieczeństwa.

Każde odwołanie do części niniejszego dokumentu, oznaczonej numerem obejmuje wszystkie podrozdziały danej części.

**Załącznik 16 – Ochrona Środowiska**  
**Tom III**

Tabela A. Poprawki do Załącznika 16

<i>Poprawka</i>	<i>Źródło(a)</i>	<i>Przedmiot(y)</i>	<i>Przyjęcie</i> <i>Wejście w życie</i> <i>Obowiązywanie</i>
Wydanie 1	Dziesiąte spotkanie Komitetu do spraw Ochrony Środowiska w Lotnictwie (CAEP/10)	Wprowadzenie Tomu III Załącznika 16, zawierającego Normy i Zalecane metody postępowania, odnoszące się do procesu certyfikacji emisji CO <sub>2</sub> (dwutlenku węgla) dla samolotów poddźwiękowych.	3 marca 2017 21 lipca 2017 1 Stycznia 2018

# MIĘDZYNARODOWE NORMY

## I ZALECANE METODY POSTĘPOWANIA

### CZEŚĆ I. DEFINICJE I SYMBOLE

#### ROZDZIAŁ 1. DEFINICJE

**Samolot.** Wyposażony w napęd statek powietrzny cięższy od powietrza, uzyskujący siłę nośną w locie przede wszystkim na skutek sił aerodynamicznych, występujących na jego powierzchniach, pozostających w stałym położeniu w danych warunkach lotu.

**Strefa kabiny pilotów.** Część kabiny, która została wyznaczona wyłącznie dla personelu latającego.

**Wersja pochodna samolotu certyfikowanego względem poziomu emisji CO<sub>2</sub>.** Samolot, w którym wprowadzono zmiany względem pierwotnego projektu typu, które albo prowadzą do zwiększenia jego maksymalnej masy startowej lub prowadzą do przyrostu miary oceny poziomu emisji CO<sub>2</sub> o więcej niż<sup>1</sup>:

- a) 1,35% przy maksymalnej masie startowej równej 5700 kg zmniejszając się liniowo do;
- b) 0,75% przy maksymalnej masie startowej równej 60 000 kg, zmniejszając się liniowo do;
- c) 0,70% przy maksymalnej masie startowej równej 600 000 kg; i
- d) stały 0,70% przy maksymalnych masach startowych większych niż 600 000 kg (MTOM > 600 000 kg).

*Uwaga.* – Tam gdzie władza certyfikująca uzna, iż proponowane zmiany w projekcie, konfiguracji, wielkości mocy lub masie są tak rozległe, że zasadniczo wymagane jest nowe badanie zgodności z mającymi zastosowanie przepisami zdatności do lotu, samolot będzie uznany raczej za nowy projekt typu niż za wersję pochodną.

**Pochodna wersja samolotu niepoddanego certyfikacji względem poziomu wielkości emisji CO<sub>2</sub>.** Określony samolot, który jest zgodny z istniejącym Certyfikatem Typu, lecz nie został poddany certyfikacji względem wymagań Tomu III Załącznika 16, w którym na etapie poprzedzającym wydanie pierwszego świadectwa zdatności do lotu, wprowadzono zmiany w Projekcie Typu, które zwiększają miarę oceny poziomu emisji CO<sub>2</sub> o więcej niż 1,5% lub uznane są za istotne zmiany poziomu emisji CO<sub>2</sub>.

**Równoważna procedura.** Badanie lub procedura analityczna, która różni się od tej wskazanej w niniejszym Tomie III Załącznika 16, lecz w efekcie finalnym, według technicznego osądu władzy certyfikującej, daje te same wartości miary oceny poziomu emisji CO<sub>2</sub>, co procedura ujęta w specyfikacji.

---

<sup>1</sup> Zgodnie z wymaganiami zwyczajowymi tłumacz w rygorystyczny sposób zachował pierwotną formę dokumentu. Natomiast w celu uzyskania jasnego przekładu na język polski, należałoby przeformułować powyższe stwierdzenie w następującym brzmieniu: „Samolot zostanie uznany za wersję pochodną typu samolotu – względem określonego pierwowzoru certyfikatu typu, gdy procentowy przyrost maksymalnej masy startowej lub procentowy przyrost miary oceny poziomu emisji CO<sub>2</sub> wyniesie więcej niż 1,35% przy MTOM = 7500 kg, zmniejszając się liniowo do wartości większej niż 0,75 % przy MTOM = 60 000 kg, a następnie nadal maleje liniowo do wartości większej niż 0,70 % przy MTOM = 600 000 kg i od tego punktu utrzymuje stałą wartość wzdłuż osi MTOM, wynoszącą więcej niż 0,70% dla wszystkich mas startowych większych od 600 000 kg (tj. MTOM > 600 000)”.

**Maksymalna liczba siedzących miejsc pasażerskich.** Maksymalna liczba pasażerów przewidziana Certyfikatem Typu danego projektu samolotu.

**Maksymalna Masa Startowa.** Najwyższa ze wszystkich mas startowych dla przyjętej konfiguracji typu samolotu.

**Warunki optymalne.** Kombinacja pułapu i prędkości lotu, w obrębie operacyjnej obwiedni obciążeń dopuszczalnych, zdefiniowanej w instrukcji użytkowania w locie, która zapewnia najwyższe wartości zasięgu właściwego samolotu, dla każdej z mas odniesienia dla samolotu.

**Model osiągow.** Narzędzie analityczne lub metoda poddana walidacji na podstawie skorygowanych danych, uzyskanych podczas prób w locie, która może być zastosowana do określania wartości zasięgu właściwego służących do obliczania miary oceny poziomu emisji CO<sub>2</sub> w warunkach odniesienia.

**Geometryczny czynnik odniesienia.** Czynnik adaptacyjno-korekcyjny opracowany na podstawie wymiarów kadłuba samolotu, w przekroju poziomym równoległym do podłużnej osi symetrii kadłuba oraz w prostokątnym przekroju poprzecznym kadłuba.

**Zasięg właściwy.** Odległość, którą samolot przebywa w fazie przelotu na jednostkę zużytego paliwa.

**Państwo projektu.** Państwo, które posiada jurysdykcję nad organizacją, odpowiedzialną za projekt typu.

**Samolot poddźwiękowy.** Samolot niezdolny do trwałego utrzymania prędkości lotu poziomego przy prędkościach przekraczających liczbę Macha równą 1.

**Certyfikat typu.** Dokument wydany przez Umawiające się Państwo dla zdefiniowania projektu typu statku powietrznego, projektu typu napędu lub projektu typu śmigła i poświadczenia, że projekt spełnia wymagania Państwa w zakresie zdolności do lotu.

*Uwaga.– Niektóre z Umawiających się Państw dla typów silników i śmigieł mogą wydawać dokumenty równoważne do Certyfikatu Typu.*

## ROZDZIAŁ 2. SYMBOLE

Tam gdzie w Tomie III Załącznika 16, stosowane są następujące symbole, mają one niżej podane znaczenie, a w uzasadnionych przypadkach także przypisane jednostki miar:

- AVG – Średnia
  - CC – Środek ciężkości
  - CO<sub>2</sub> – Dwutlenek węgla
  - $g_0$  – Standardowe przyspieszenie ziemskie na poziomie morza, na geodetycznej szerokości geograficznej 45,5° w przybliżeniu równe 9, 80665 (m/s<sup>2</sup>)
  - Hz – Częstotliwość (liczba drgań na sekundę)
  - MTOM – Maksymalna masa startowa (kg)
  - OML – Linia obrysu zewnętrznej powierzchni przekroju poprzecznego powłoki kadłuba
  - RGF – Geometryczny czynnik odniesienia
  - RSS – Pierwiastek sumy kwadratów
  - SAR – Zasięg właściwy (km/kg)
  - TAS – Prędkość rzeczywista lotu statku powietrznego względem otaczającego powietrza (km/h)
  - $W_f$  – Całkowity przepływ paliwa do napędów samolotu (kg/h)
  - $\delta$  – Stosunek ciśnienia atmosferycznego na danym pułapie do ciśnienia atmosferycznego na poziomie morza
-

## CZĘŚĆ II. NORMA CERTYFIKACYJNA POZIOMU EMISJI CO<sub>2</sub> DLA SAMOLOTÓW NA PODSTAWIE WIELKOŚCI ZUŻYCIA PALIWA

### ROZDZIAŁ 1. ZARZĄDZANIE

- 1.1. Postanowienia ujęte w punktach od 1.2. do 1.11 muszą mieć zastosowanie do wszystkich samolotów ujętych w klasyfikacji zdefiniowanej na użytek certyfikacji poziomu wielkości emisji CO<sub>2</sub>, zawartej w Rozdziale 2, niniejszej części Tomu III, gdy samoloty takie są zaangażowane w międzynarodową żeglugę powietrzną.
  - 1.2. Certyfikaty poziomu wielkości emisji CO<sub>2</sub> ze statków powietrznych powinny być nadawane lub uznawane przez Państwowy Rejestr statków powietrznych na podstawie przekonujących dowodów, że statek powietrzny spełnia wymagania, które są co najmniej równe mającym zastosowanie Normom, zawartym w niniejszym Załączniku.
  - 1.3. Umawiające się Państwa muszą uznać za ważne Certyfikaty wielkości CO<sub>2</sub> wydane przez inne Umawiające się Państwa pod warunkiem, że wymagania, w oparciu, o które przyznano certyfikację są co najmniej równe normom zawartym w niniejszym Załączniku.
  - 1.4. Zmiana do niniejszego tomu Załącznika, która ma być stosowana przez Umawiające się Państwo będzie tą, która ma zastosowanie w dniu złożenia wniosku do tego Umawiającego się Państwa o Certyfikat Typu, w przypadku nowego typu, zatwierdzenia zamiany w projekcie typu w przypadku wersji pochodnej lub w oparciu o równoważne procedury aplikacji nakazane przez władzę certyfikującą tego Umawiającego się Państwa Certyfikującego.
- Uwaga.– Wraz z obowiązywaniem nowego wydania i zmiany niniejszego Załącznika (stosownie do Tabeli A w Przedmowie), zastępuje ono wszystkie poprzednie wydania i zmiany.*
- 1.5. O ile inaczej nie określono w niniejszym Tomie III Załącznika, datą stosowaną przez Umawiające się Państwa dla określenia stosowalności norm niniejszego Załącznika, będzie data złożenia wniosku o Certyfikat Typu do Państwa Projektu lub data złożenia wniosku w oparciu o równoważne procedury aplikacji nakazane przez władzę certyfikującą tego Państwa Projektu.
  - 1.6. Wniosek będzie ważny w okresie wskazanym w rozporządzeniach dotyczących zdatości do lotu, właściwych dla danego typu samolotu, z wyjątkiem przypadków specjalnych, dla których władza certyfikująca wydaje zgodę na przedłużenie terminu ważności. Kiedy okres ważności zostaje wydłużony, to datą, która ma zastosowanie do określenia stosowalności norm niniejszego Załącznika, będzie data wydania Certyfikatu Typu lub zatwierdzenia zmiany w Projekcie Typu, lub data wydania zatwierdzenia w oparciu o równoważne procedury aplikacji nakazane przez Państwo Projektu, przesunięta odpowiednio wstecz o okres ważności.
  - 1.7. Dla wersji pochodnych samolotów, niepoddanych procesowi certyfikacji odnośnie poziomu wielkości emisji CO<sub>2</sub>, przepisy dotyczące stosowalności Norm niniejszego Załącznika odnoszą się do daty złożenia „Wniosku o certyfikację zmian w Projekcie Typu”. Data przyjęta przez Umawiające się Państwa dla określenia stosowalności Norm niniejszego Załącznika, musi być datą złożenia wniosku o zmianę w Projekcie Typu Umawiającemu się Państwu, które jako pierwsze przeprowadziło proces certyfikacji zmian w Projekcie Typu.

- 1.8. Tam gdzie przepisy regulujące stosowalność Norm niniejszego Załącznika odnoszą się do daty wydania Świadectwa Zdatości do Lotu po raz pierwszy dla danego egzemplarza samolotu, data stosowana przez Umawiające się Państwa dla określenia stosowalności Norm niniejszego Załącznika musi być datą wydania pierwszego Świadectwa Zdatości do Lotu, przez którekolwiek z Umawiających się Państw.
- 1.9. Władza certyfikująca musi publikować określone wartości oceny wielkości miary emisji CO<sub>2</sub> przyznane lub zweryfikowane przez tę Władzę.
- 1.10. Stosowanie procedur równoważnych w miejsce procedur wskazanych w dodatkach do niniejszego tomu Załącznika 16 musi być zatwierdzone przez Władzę Certyfikującą.

*Uwaga.– Wytyczne dotyczące stosowania procedur równoważnych zawarte są w Środowiskowym Podręczniku Technicznym ((The Environmental Technical Manual Doc 9501) Tom III – „Procedury Certyfikacji Samolotów względem wielkości emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla)”) (Procedures for the CO<sub>2</sub> Emissions Certification of Aeroplanes).*

- 1.11. Umawiające się Państwa uznają ważne odstępstwa przyznane samolotom przez władzę innego Umawiającego się Państwa odpowiedzialnego za produkcję samolotu pod warunkiem, że zastosowano akceptowalny proces.

*Uwaga.– Wytyczne dotyczące akceptowalnych procesów i kryteriów dla przyznawania odstępstw zawarte są w Środowiskowym Podręczniku Technicznym ((The Environmental Technical Manual Doc 9501) Tom III – „Procedury Certyfikacji Samolotów względem wielkości emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla)”) (Procedures for the CO<sub>2</sub> Emissions Certification of Aeroplanes).*

## ROZDZIAŁ 2.

### 1.– SAMOLOTY PODŹWIEKOWE O MTOM POWYŻEJ 7500 kg

### 2.– SAMOLOTY Z NAPĘDEM ŚMIGŁOWYM O MTOM POWYŻEJ 8618 kg

#### 2.1 Zakres stosowalności

*Uwaga.– Patrz również Rozdział 1, 1.4, 1.5, 1.6, 1.7, 1.8 i 1,11.*

2.1.1 Normy niniejszego rozdziału, z wyjątkiem: samolotów amfibii, samolotów, które pierwotnie zaprojektowano lub zmodyfikowano i wykorzystywano w specjalnych warunkach operacyjnych, samolotów zaprojektowanych w sposób zapewniający zerową wartość geometrycznego czynnika odniesienia (RGF) i tych samolotów, które specjalnie zaprojektowano lub poddano modyfikacji i wykorzystywano do celów walki z pożarami, będą miały zastosowanie do:

- a) poddźwiękowych samolotów z napędem odrzutowym, włącznie z ich wersjami pochodnymi, o maksymalnej masie startowej większej niż 5700 kg, dla których wnioski o Certyfikat Typu złożono w dniu lub po dniu 1 stycznia 2020 roku, z wyjątkiem tych samolotów, których maksymalna masa startowa jest niższa lub równa 60 000 kg przy maksymalnej liczbie miejsc w kabinie pasażerskiej wynoszącej 19 lub mniej;
- b) poddźwiękowych samolotów z napędem odrzutowym, włącznie z ich wersjami pochodnymi, o maksymalnej masie startowej większej niż 5700 kg i mniejszej niż lub równej 60 000 kg, o maksymalnej liczbie miejsc w kabinie pasażerskiej wynoszącej 19 lub mniej, dla których wnioski o wydanie Certyfikatu Typu złożono 1 stycznia 2023 roku lub później;
- c) wszystkich samolotów z napędem śmigłowym, włącznie z ich wersjami pochodnymi, o maksymalnej masie startowej większej niż 8618 kg, dla których wnioski o wydanie Certyfikatu Typu złożono 1 stycznia 2020 roku lub później;
- d) wersji pochodnych samolotów z napędem odrzutowym, niepoddanych certyfikacji na zgodność z normą wielkości emisji CO<sub>2</sub>, o MTOM większej niż 5700 kg, dla których wnioski o wprowadzenie zmian do Certyfikatu Typu w związku ze zmianami Projektu Typu złożono 1 stycznia 2023 roku lub później;
- e) wersji pochodnych poddźwiękowych samolotów z napędem odrzutowym, które nie zostały poddane certyfikacji względem poziomu emisji CO<sub>2</sub> o maksymalnej certyfikacyjnej masie startowej większej niż 5700 kg, dla których wnioski o certyfikację zmiany Projektu Typu złożono 1 stycznia 2023 roku lub później;
- f) pojedynczych poddźwiękowych samolotów z napędem odrzutowym, które nie zostały poddane certyfikacji względem poziomu emisji CO<sub>2</sub> o maksymalnej certyfikacyjnej masie startowej większej niż 5700 kg, dla których pierwsze Świadectwo Zdatości do Lotu wydano 1 stycznia 2028 lub później; i
- g) pojedynczych samolotów z napędem śmigłowym o maksymalnej certyfikacyjnej masie startowej większej niż 8618 kg, dla których pierwsze Świadectwo Zdatości do Lotu wydano 1 stycznia 2028 roku lub później.

*Uwaga.– Samoloty początkowo zaprojektowane lub zmodyfikowane i wykorzystywane w specjalnych warunkach operacyjnych, to takie, które odpowiadają konfiguracji takim typom samolotów, które w opinii władzy certyfikującej, posiadają odmiennie charakterystyki projektowe nadane im w celu spełnienia konkretnych potrzeb operacyjnych, które w porównaniu do typowych typów samolotów cywilnych objętych przepisami niniejszego tomu Załącznika 16 i które mogą skutkować znacznymi różnicami poziomu wartości miary oszacowania wielkości emisji CO<sub>2</sub>.*



2.1.2 Niezależnie od brzmienia przepisu 2.1.1, Umawiające się Państwo może uznać, że samoloty w jego rejestrze nie wymagają przeprowadzania dowodu na zgodność z przepisami norm Załącznika 16, Tom III, dla zmian w obrębie silnika dopuszczonego do użytkowania w ograniczonym czasie. Takie zmiany w Projekcie Typu będą wskazywać, że samolot nie może wykonywać operacji dłużej niż 90 dni, chyba że zostanie wykazana zgodność z przepisami Załącznika 16, Tom III dla tej zmiany w projekcie typu. Dotyczy to tylko tych zmian, które są wynikiem wymaganych czynności obsługowych.

2.1.3 Decyzja o zwolnieniu samolotu z konieczności spełnienia wymagań stosowności, zawartych w 2.1, zostanie odnotowana w oświadczeniu o zgodności wydanym przez Władzę Certyfikującą. Władze certyfikujące muszą uwzględnić liczbę statków powietrznych zwolnionych z wymagań, które zostaną wyprodukowane oraz uwzględnić ich oddziaływanie na środowisko. Zwolnienia należy zgłaszać wg numeru seryjnego samolotu i udostępnić w oficjalnym rejestrze publicznym.

*Uwaga.– Wytyczne dotyczące akceptowalnych procesów i kryteriów dla przyznawania odstępstw zawarte są w Środowiskowym Podręczniku Technicznym ((The Environmental Technical Manual Doc 9501) Tom III – „Procedury Certyfikacji Samolotów względem wielkości emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla)”) (Procedures for the CO<sub>2</sub> Emissions Certification of Aeroplanes).*

## 2.2 Miara oceny wielkości emisji CO<sub>2</sub>.

Wartość oszacowania musi zostać zdefiniowana w kategoriach średniej wartości wyrażenia postaci 1/SAR, obliczanych dla trzech mas odniesienia zdefiniowanych w punkcie 2.3 oraz wielkości RGF, zdefiniowanej w Dodatku 2. Wielkość miary standardu emisji CO<sub>2</sub> musi zostać obliczona zgodnie z niżej podanym wzorem:

Miara oceny emisji CO<sub>2</sub> =  $[1/SAR]_{\text{średnia}} / [(RGF)^{0,24}]$ .

*Uwaga 1.– Wartość miary oszacowania emisji CO<sub>2</sub> określono w jednostkach kg/km.*

*Uwaga 2.– Miarę oceny emisji CO<sub>2</sub> stanowi zasięg właściwy statku powietrznego (SAR) skorygowany, aby uwzględnić wymiar kadłuba statku powietrznego.*

## 2.3 Masy odniesienia dla samolotów

2.3.1 Wartość 1/SAR zostanie określona przy każdej z trzech następujących mas samolotu, podczas prób zgodnie z niniejszymi Normami:

- wysoka masa całkowita brutto: 92% maksymalnej masy startowej (MTOM);
- pośrednia masa całkowita brutto: prosta średnia arytmetyczna wysokiej i niskiej masy całkowitej brutto;
- niska masa całkowita brutto:  $(0,45 \times \text{MTOM}) + (0,63 \times (\text{MTOM})^{0,924})$

*Uwaga. – MTOM jest wyrażona w kg.*

2.3.2 Certyfikacja emisji CO<sub>2</sub> dla określonej MTOM również stanowi certyfikację emisji CO<sub>2</sub> dla mas startowych mniejszych niż MTOM. Jednak, niezależnie od obowiązkowej certyfikacji statków powietrznych względem wymagań standardu emisji dwutlenku węgla ze statków powietrznych, dla określonej MTOM, wnioskujący mogą na zasadzie dobrowolności wnioskować o zatwierdzenie wartości miary emisji CO<sub>2</sub> dla mas startowych niższych niż MTOM.

### 2.4 Maksymalna dozwolona wielkość miary oszacowania emisji CO<sub>2</sub>

2.4.1 Wartość oszacowania wielkości emisji CO<sub>2</sub> musi być określana zgodnie z metodami oceny opisanymi w Dodatku 1.

2.4.2 Wartość oszacowania wielkości emisji CO<sub>2</sub> nie może przekraczać wartości określonych w następujących paragrafach:

a) dla samolotów określonych w punkcie 2.1.a), b) i c) o maksymalnych masach startowych niższych lub równych 60 000 kg:

$$\text{Maksymalna dozwolona wartość} = 10^{((-2,73780+(0,681310)*\log_{10}(\text{MTOM}) + (-0,0277861*(\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

b) dla samolotów określonych w punkcie 2.1.1. a) i c) z maksymalną masą startową większą niż 60 000 kg i niższą niż lub równą masie 70 395 kg:

$$\text{Maksymalna dozwolona wartość} = 0,764$$

c) dla samolotów określonych w 2.1.1 a) i c) o maksymalnej masie startowej większej niż 70395 kg:

$$\text{Maksymalna dozwolona wartość} = 10^{((-1,412742 + (-0,020517*\log_{10}(\text{MTOM}) + (0,0593831*(\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

d) dla samolotów określonych w punkcie 2.1.1 d),e),f) i g) o maksymalnej masie startowej niższej niż lub równej 60000 kg:

$$\text{Maksymalna dopuszczalna wartość} = 10^{((-2,57535+(0,609766)*\log_{10}(\text{MTOM}) + (-0,0191302*(\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

e) dla samolotów określonych w punkcie 2.1.1 d),e), f) i g) o maksymalnej certyfikacyjnej masie startowej większej niż 60 000 kg i niższej niż, lub równej masie 70 107 kg:

$$\text{Maksymalna dozwolona wartość równa} = 0,797$$

f) dla samolotów określonych w punkcie 2.1.1. d), e), f) i g) o maksymalnej certyfikacyjnej masie startowej większej niż 70 107 kg:

$$\text{Maksymalna dozwolona wartość} = 10^{((-1,39353+(-0,020517*\log_{10}(\text{MTOM}))+0,0593831*(\log_{10}(\text{MTOM}))^2))}$$

### 2.5 Warunki odniesienia przyjęte w celu określenia zasięgu właściwego samolotu w locie

2.51 Warunki odniesienia składać się będą z następujących wymagań określonych w obrębie normalnej zatwierdzonej operacyjnej obwiedni obciążeń lub/i ograniczeń eksploatacyjnych samolotu:

a) masy brutto samolotu zdefiniowanej w punkcie 2.3;

b) kombinacji wysokości i prędkości lotu wybranej przez wnioskującego dla każdej z określonych mas odniesienia brutto dla samolotu

*Uwaga. – Zwykle oczekuje się, że wymienione warunki będą stanowić kombinacje wysokości i prędkości, które skutkują najwyższą wartością SAR, która zwykle odpowiada Liczbie Macha maksymalnego zasięgu, na optymalnej wysokości. Dobór warunków innych niż parametry optymalne będzie szkodliwy dla wnioskującego z uwagi na wywieranie negatywnego wpływu na wielkość SAR.*

c) równomierny (nieprzyspieszony) lot poziomy po linii prostej;

d) samolot – w wyważeniu podłużnym i bocznym;

- e) atmosfera dla standardowego dnia ICAO<sup>2</sup>;
- f) przyspieszenie grawitacyjne dla samolotu podróżującego w kierunku prawdziwej północy w nieruchomym powietrzu na wysokości odniesienia oraz szerokości geograficznej 45,5°, w oparciu o g<sub>0</sub>;
- g) dolna wartość opałowa dla paliwa lotniczego wynosząca do 43,217 MJ/kg (18 580 BTU/lb);
- h) położenie odniesienia dla środka ciężkości (CG) samolotu wybrane przez wnioskującego powinno odpowiadać środkowemu położeniu środka ciężkości właściwemu do projektowych parametrów przelotowych dla każdej z trzech mas odniesienia brutto

*Uwaga. – W przypadku samolotu wyposażonego w wzdluzny system kontroli CG można wybrać referencyjne położenie CG dla skorzystania z tej funkcji.*

- i) stan obciążenia konstrukcyjnego skrzydła wybrany przez wnioskującego dla reprezentatywnych operacji wykonywanych zgodnie z możliwością zarobkowego załadunku samolotu i standardowymi praktykami zarządzania paliwem przez producenta;
- j) wybrany przez wnioskującego pobór mocy elektrycznej i mechanicznej oraz wielkość strumienia powietrza pobieranego z upustów międzystopniowych sprężarki napędu turbinowego właściwe do projektowych osiągow przelotowych i zgodnie z procedurami zalecanymi przez producenta

*Uwaga. – Nie trzeba uwzględniać poboru mocy i strumienia powietrza z upustów międzystopniowych sprężarki napędu turbinowego, na potrzeby opcjonalnego wyposażenia takiego jak systemy zasilania ekranów służących dostarczaniu rozrywki pasażerom.*

- k) sposób postępowania z silnikiem/upustami stabilizującymi (przeciwpompażowymi) działającymi zgodnie z nominalnym projektem modelu osiągow silnika dla określonych warunków; i
- l) poziom degradacji silnika wybrany przez wnioskującego tak, by zapewnić reprezentatywność poziomu początkowego zużycia napędu (minimum 15 startów lub 50 godzin lotu silnika).

2.52 Jeżeli warunki dla prób w locie, rozumiane jako warunki odniesienia, nie są jednakowe, to należy wprowadzić poprawki niwelujące różnice pomiędzy warunkami dla prób w locie i warunkami odniesienia, jak opisano w Dodatku 1.

## 2.6 Procedury badawcze

2.6.1 Wartości SAR, które tworzą podstawę miary oceny emisji CO<sub>2</sub> zostaną ustalone bezpośrednio na podstawie prób w locie, albo na podstawie modelu osiągow, zweryfikowanego przez wyniki prób w locie.

2.6.2 Samolot poddany próbom będzie reprezentatywny dla konfiguracji, dla której wnioskowana jest certyfikacja.

---

<sup>2</sup>Doc 7488/3 zatytułowany Podręcznik Standardowej Atmosfery Wzorcowej ICAO (poszerzony o dane odpowiadające wysokości do 80 kilometrów (262500 stóp))

2.6.3 Procedury prób i analityczne będą przeprowadzone w zaakceptowany sposób celem uzyskania wartości oceny miary poziomu emisji CO<sub>2</sub>, jak opisano w Dodatku 1. Procedury będą odnosić się do całości procesów prób w locie i analizy pozyskanych danych od przygotowawczych prac przedodlotowych do analizy danych po ukończeniu prób w locie.

*Uwaga.– Paliwo zużyte podczas każdej z prób w locie musi spełniać wymagania zdefiniowane w specyfikacji normy ASTM D1655-15<sup>3</sup>, DEF STAN 91-91<sup>4</sup> Wydanie 7, Poprawka 3, albo musi spełniać wymagania równoważne.*

---

<sup>3</sup> Normę ASTM D1655-15 zatytułowano: „Normatywna Specyfikacja dla Turbinowych Paliw Lotniczych” (ang. Standard Specification for Aviation Turbine Fuels).

<sup>4</sup> Norma Obronna 91-91, Wydanie 7, Poprawka 3, zatytułowano: „Paliwo Turbinowe, Typ Naftowego, Jet A-1”.

## DODATEK 1. OKREŚLENIE WIELKOŚCI MIARY OSZACOWANIA EMISJI CO<sub>2</sub>

1. SAMOLOTY PODDŹWIĘKOWE O MTOM POWYŻEJ 5700 kg
2. SAMOLOTY Z NAPIĘDEM ŚMIGŁOWYM O MTOM POWYŻEJ 8618 kg

### 1. WPROWADZENIE

Proces określania wartości miary szacowania emisji CO<sub>2</sub> obejmuje:

- a) określenie RGF (patrz Dodatek 2);
- b) określenie warunków prowadzenia próby certyfikacyjnej i pomiarów oraz procedur określania SAR (patrz Sekcja 3) w bezpośrednich próbach w locie albo metodą zweryfikowanego modelu osiągow, uwzględniając:
  - 1) pomiar parametrów potrzebnych do określenia SAR (patrz Sekcja 4);
  - 2) korektę zmierzonych danych do warunków odniesienia dla SAR; i
  - 3) weryfikację danych służących do obliczania certyfikacyjnej wartości miary szacowania emisji CO<sub>2</sub> (patrz Sekcja 6);
- c) obliczanie wartości miary szacowania emisji CO<sub>2</sub> (patrz Sekcja 7);
- d) przekazanie raportu z danymi Władzy Certyfikującej (patrz Sekcja 8)

*Uwaga. – Instrukcje i procedury zapewniają jednolitość prób wykazywania zgodności i dopuszczają dokonywanie porównań między różnymi typami samolotów.*

### 2. METODY OKREŚLANIA ZASIĘGU WŁAŚCIWEGO

2.1 SAR może być określony poprzez bezpośrednie pomiary podczas lotu w punktach pomiarowych SAR, włączając wszelkie poprawki danych do warunków odniesienia, lub przez zastosowania modelu osiągow samolotu zatwierdzonego przez Władzę Certyfikującą. Model osiągow o ile wykorzystany, musi zostać zweryfikowany w oparciu o rzeczywiste dane SAR uzyskanych z prób w locie.

2.2 W każdym przypadku, wyniki pomiarów SAR z prób w locie muszą być zebrane według procedur zdefiniowanych w niniejszej Normie i zatwierdzone przez Władzę Certyfikującą.

2.3 **Zalecenie.**– *Weryfikacja modelu osiągow powinna być wymagana tylko w odniesieniu do punktów pomiarowych i właściwych warunków do wykazania zgodności z Normą. Próby i metody analityczne włącznie ze wszelkimi algorytmami, które mogą być użyte, muszą być opisane na dostatecznym stopniu uszczegółowienia.*

### 3. BADANIE CERTYFIKACYJNE ZSIĘGU WŁAŚCIWEGO I WARUNKI POMIARU

#### 3.1 Informacje ogólne

Niniejsza sekcja opisuje warunki, w których należy prowadzić próby certyfikacyjne SAR i podaje procedury prowadzenia pomiarów, które należy zastosować.

*Uwaga.*– *Wiele wniosków o certyfikację wielkości emisji CO<sub>2</sub> dotyczy tylko drobnych zmian w projekcie typu. Wynikowe zmiany wielkości emisji CO<sub>2</sub>, często mogą zostać określone w wiarygodny sposób poprzez zastosowanie procedur równoważnych bez konieczności przeprowadzania pełnej próby.*

#### 3.2 Procedura prób w locie

##### 3.2.1 Procedura przedodlotowa

Procedura przedodlotowa musi zostać zatwierdzona przez władzę certyfikującą i musi obejmować następujące elementy:

- a) **Zgodność samolotu.** Należy potwierdzić, że samolot poddany próbom jest zgodny z konfiguracją projektu typu, dla którego wnioskowana jest certyfikacja.
- b) **Ważenie samolotu.** Samolot podany próbom musi być zważony. Każda zmiana ciężaru po zważeniu, a przed lotem próbnym musi zostać objaśniona i uwzględniona.
- c) **Dolna wartość opałowa paliwa.** Dla każdej próby w locie należy pobrać próbkę paliwa, aby określić jego dolną wartość opałową. Wyniki badania próbki paliwa należy wykorzystać do korekty zmierzonych danych względem warunków odniesienia. Określenie dolnej wartości opałowej i korekta do warunków odniesienia podlega zatwierdzeniu przez władze certyfikujące.
  - 1) **Zalecenie.**– *Dolną wartość opałową należy określić zgodnie z metodami, które są co najmniej tak rygorystyczne, jak te określone w specyfikacji ASTM D4809-13<sup>5</sup>.*
  - 2) **Zalecenie.**– *Próbka paliwa musi być reprezentatywna dla paliwa stosowanego podczas każdej próby w locie i nie może być przedmiotem błędów lub zmienności z powodu uzupełniania paliwa z wielu źródeł, wyboru zbiornika paliwa lub zalegania niejednorodnych warstw paliwa w zbiorniku.*
- d) **Ciężar właściwy i lepkość paliwa.** Dla każdej próby w locie należy pobrać próbkę paliwa, aby określić jej ciężar właściwy i lepkość, jeżeli stosowano przepływomierze objętościowe.

*Uwaga.*– *Jeżeli stosowane są przepływomierze objętościowe, lepkość paliwa jest używana do określenia strumienia objętościowego paliwa na podstawie parametrów zmierzonych przepływomierzem objętościowym. Ciężar właściwy paliwa (lub gęstość) jest stosowany/(a) do przeliczenia wielkości strumienia objętościowego na wielkość strumienia przepływu ciężarowego (masowego).*

<sup>5</sup>Norma ASTM D4809-13 zatytułowana: „Ujednolicona Metoda Badania Ciepła Spalania Ciekłych Paliw Węglowodorowych w Bombie Kalorymetrycznej (Metoda Precyzyjna)”.

- 1) **Zalecenie.**– Ciężar właściwy paliwa powinno się określić zgodnie z metodami, które są co najmniej tak rygorystyczne, jak te określone w specyfikacji D4052-11<sup>6</sup>.
- 2) **Zalecenie.**– Lepkość kinematyczną paliwa powinno się określić zgodnie z metodami, które są co najmniej tak rygorystyczne, jak te określone w specyfikacji ASTM D445-15<sup>7</sup>.

### 3.2.2. Metodyka prób w locie.

3.2.2.1 Próby w locie będą przeprowadzane zgodnie z następującymi metodami pomiarów w locie i warunkami równowagi opisanymi w punkcie 3.2.3.

3.2.2.2 Punkty pomiarowe muszą być odseparowane odstępami o minimalnej długości dwóch minut lub odseparowane przekroczeniem jednego lub większej liczby ograniczeń związanych z kryteriami równowagi opisanymi w punkcie 3.2.3.1.

3.2.2.3 **Zalecenie.** – Podczas wykonywania prób w locie, w celu określenia SAR, powinno się przestrzegać następujących kryteriów:

- a) samolot jest pilotowany na stałej wysokości barometrycznej i ze stałym kursem wzdłuż izobar w stopniu, w jakim jest to praktycznie wykonalne;
- b) nastawa ciągu/mocy jest stabilna dla lotu bez przyspieszeń;
- c) samolot jest pilotowany w warunkach na tyle zgodnych z warunkami odniesienia, na ile jest to praktycznie możliwe, w celu minimalizacji wielkości wszelkich poprawek;
- d) nie występują żadne zmiany w ustawieniu wyważenia, ciągu/mocy, przeciwpompażowych (stabilizacyjnych) upustów międzystopniowych sprężarki silnika, eksploatacyjnych upustów międzystopniowych sprężarki silnika oraz pobór mocy mechanicznej, w tym pobór mocy przetwarzanej na energię elektryczną (z uwzględnieniem mocy pobranej wraz z powietrzem odprowadzonym upustami międzystopniowymi). Powinno się unikać wszelkich zmian użytkowania systemów samolotu, które mogą wpływać na wynik pomiaru SAR;
- e) przemieszczanie się personelu na pokładzie jest utrzymane na poziomie minimum.

### 3.2.2 Stabilność warunków realizacji pomiaru.

3.2.3.1 Aby zapewnić ważność pomiarów SAR, następujące parametry muszą zostać utrzymane w zadanych przedziałach tolerancji przez minimum jedną minutę, podczas zbierania danych pomiarowych niezbędnych do określenia SAR:

- a) liczba Macha w przedziale  $\pm 0,005$ ;
- b) temperatura otoczenia w przedziale  $\pm 1^{\circ}\text{C}$ ;
- c) kurs w przedziale  $\pm 3^{\circ}$ ;
- d) kąt drogi nakazanej w przedziale  $\pm 3^{\circ}$ ;
- e) kąt znoszenia w przedziale mniej niż  $3^{\circ}$ ;
- f) prędkość względem powierzchni ziemi w przedziale  $\pm 3,7 \text{ km/h}$  ( $\pm 2 \text{ kt}$  lub  $\text{kn}$ );

<sup>6</sup> Norma ASTM D4052-11 zatytułowana: „Jednolita Metodyka Pomiaru Gęstości i Względnej Gęstości Cieczy z zastosowaniem Cyfrowego Miernika Gęstości”.

<sup>7</sup> Norma ASTM D445-15 zatytułowana: Jednolita Metodyka Pomiaru Lepkości Kinematycznej Cieczy Przezroczystych i Mętnych (oraz Obliczania Lepkości Dynamicznej).

g) różnica w prędkości samolotu względem ziemi na początku i na końcu interwału czasowego, w którym mają zostać dotrzymane przedziały tolerancji dla warunków prowadzenie prób w locie, musi zostać utrzymana w zakresie  $\pm 2,8$  km/h/min lub ( $\pm 1,5$  kt/min); i

h) wysokość barometryczna w przedziale  $\pm 23$  m (lub  $\pm 75$  ft).

3.2.3.2 Równoważne warianty zamienne względem wyżej wymienionych kryteriów stabilności pomiarów mogą znaleźć zastosowanie pod warunkiem, iż cecha stabilności pomiaru może zostać w wystarczający sposób wykazana Władzy Certyfikującej.

3.2.3.3. Punkty pomiarowe, w których nie dotrzymano kryteriów stabilnego przeprowadzania pomiarów, zdefiniowane w punkcie 3.2.3.1, powinny zostać odrzucone. Jednak dane zebrane w punktach pomiarowych, które nie spełniają kryteriów stabilnego prowadzenie pomiarów – wymienionych w punkcie 3.2.3.1, mogą być akceptowalne pod warunkiem ich zaakceptowania przez Władzę Certyfikującą i uznania za procedurę równoważną.

3.3.4 Weryfikacja masy samolotu w warunkach prowadzenia pomiarów

3.2.4.1 Procedura określania masy samolotu dla wszystkich warunków prowadzenie pomiarów musi być przedmiotem zatwierdzenia przez Władzę Certyfikującą.

3.2.4.2 **Zalecenie.** – *Masa samolotu podczas prób w locie powinna być określana poprzez odejmowanie masy zużytego paliwa (oszacowanej przez całkowanie chwilowej wielkości przepływu paliwa po czasie przelotu do określonych punktów pomiarowych) od masy samolotu określonej tuż przed startem do prób w locie. Dokładność oszacowania zużytego paliwa powinna być poddana sprawdzeniu poprzez ważenie samolotu na kalibrowanych wagach, albo przed i po wykonaniu prób SAR, lub przed i po wykonaniu innej próby w locie na odcinku trasy przelotowej pod warunkiem, że lot ma miejsce jeden tydzień lub 50 godzin lotu od przeprowadzenia prób w locie SAR (do wyboru przez wnioskującego) oraz z tymi samymi, niezmiennymi miernikami wielkości przepływu paliwa.*

## 4. POMIAR ZASIĘGU WŁAŚCIWEGO SAMOLOTU

### 4.1 Układ pomiarowy

4.1.1 Następujące parametry muszą zostać zarejestrowane przy minimalnej częstotliwości próbkowania równej 1Hz:

- a) prędkość lotu;
- b) prędkość względem ziemi;
- c) prędkość rzeczywista;
- d) przepływ paliwa;
- e) parametr nastawy mocy (np.: prędkość turbowentylatora, spręż całkowity, moment obrotowy, moc na wale śmigła);
- f) wysokość barometryczna;
- g) temperatura;
- h) kurs;
- i) kąt drogi nakazanej; oraz
- j) masa zużytego paliwa (w celu określenia masy samolotu brutto i położenia środka ciężkości samolotu).



4.1.2 Następujące parametry muszą zostać zarejestrowane w odpowiednim tempie próbkowania:

- a) szerokość geograficzna;
- b) punkty pracy upustów międzystopniowych i pobór mocy; i
- c) pobór mocy (obciążenia elektryczne i mechaniczne).

4.1.3 Wartości każdego z parametrów zastosowanych do określania SAR, za wyjątkiem prędkości względem ziemi, muszą stanowić proste średnie arytmetyczne wartości mierzonych dla tego parametru, uzyskane w ustabilizowanych warunkach próby (patrz 3.2.3.1)

*Uwaga. – Wyniki pomiaru tempa zmiany prędkości względem ziemi (przyspieszenia), w warunkach wykonywania prób w locie stosuje się do oceny i korygowania wszelkich przyspieszeń lub opóźnień, które mogłyby wystąpić podczas prób w locie w danych warunkach prowadzenia pomiarów.*

4.1.4 Rozdzielczość poszczególnych urządzeń pomiarowych musi być wystarczająca do określenia, czy został zachowany wymagany poziom stabilności parametrów zdefiniowanych w punkcie 3.2.3.1.

4.1.5 W ujęciu całościowym, układ pomiarowy służący do określania SAR jest rozpatrywany jako kombinacja przyrządów i urządzeń pomiarowych, z uwzględnieniem wszelkich odnośnych procedur, stosowanych do uzyskania następujących parametrów koniecznych do określania SAR:

- a) przepływ paliwa;
- b) liczba Macha;
- c) pułap lotu;
- d) masa samolotu;
- e) prędkość względem ziemi;
- f) temperatura powietrza zewnętrznego;
- g) dolna wartość opałowa paliwa; i
- h) współrzędne położenia środka ciężkości samolotu.

4.1.6 Dokładność poszczególnych komponentów, która obejmuje ogół systemu pomiarowego parametrów SAR zdefiniowano w kategoriach wpływu na wielkość oszacowania SAR. Skumulowany błąd związany z całokształtem systemu pomiarowego SAR zdefiniowano jako pierwiastek sumy kwadratów (RSS) indywidualnych dokładności poszczególnych części systemu pomiarowego.

*Uwaga. – Badanie parametru dokładności jest wymagane tylko w obrębie przedziału takich wartości parametru, które są potrzebne do wykazania zgodności z wymaganiami normy emisji CO<sub>2</sub>.*

4.1.7 Jeśli bezwzględna wielkość skumulowanego błędu systemu pomiarowego SAR jest większa niż 1,5%, należy doliczyć wartość karną równą wielkości faktycznego przekroczenia skalkulowanej wartości RSS ponad dopuszczalny limit 1,5% do oszacowanej wartości SAR, skorygowanej do warunków odniesienia (patrz Sekcja 5). Jeśli bezwzględna wartość skumulowanego błędu przypisana do całości systemu pomiarowego SAR jest mniejsza lub równa 1,5%, to nie można zastosować doliczania wartości karnej.

## 5. OBLICZANIE REFERENCYJNEGO ZASIĘGU WŁAŚCIWEGO NA PODSTAWIE WYNIKÓW POMIARÓW

### 5.1 Obliczanie zasięgu właściwego – SAR

SAR jest obliczany na podstawie następującego równania:

$$SAR = TAS / W_f$$

Gdzie:

TAS – Prędkość Rzeczywista, i

$W_f$  – jest całkowitym przepływem paliwa.

### 5.2 Korekty pomiarowej wielkości SAR do warunków odniesienia

5.2.1 Korekty należy wprowadzić do wartości SAR określonych na podstawie pomiarów, w celu ich skorygowania do warunków odniesienia wyszczególnionych w punkcie 2.5, Część II, Rozdział 2. Korekty stosuje się dla każdego z następujących mierzonych parametrów, które nie zostały zmierzone w warunkach odniesienia:

**Przyspieszenie/opóźnienie (energia).** Określenie wielkości oporów aerodynamicznych jest dokonywane przy założeniu ustabilizowanego, nieprzyspieszonego lotu. Przyspieszenia lub opóźnienia, występujące w warunkach próby, mają wpływ na szacowany poziom oporów aerodynamicznych. Warunki odniesienia to ustabilizowany lot poziomy bez przyspieszeń.

**Zjawisko aeroelastyczności.** Zjawisko aeroelastyczności skrzydła może powodować zmienność oporu jako funkcja rozkładu masy skrzydła. Rozkład masy skrzydła samolotu będzie uzależniony od rozkładu obciążenia masowego paliwem w zbiornikach paliwa zabudowanych w skrzydle oraz od obciążeń wprowadzonych obecnością wszelkich zasobników zewnętrznych.

**Wysokość.** Wysokość, na której pilotowany jest samolot wpływa na przepływ paliwa.

**Grawitacja efektywna.** Przyspieszenie powodowane lokalnym efektem grawitacji i zjawiska bezwładności wpływają na ciężar samolotu. Grawitacja efektywna w warunkach pomiarów zmienia się wraz z wysokością, prędkością względem ziemi i kierunkiem ruchu względem osi ziemi. Ziemskie przyspieszenie odniesienia stanowi przyspieszenie ziemskie samolotu przemieszczającego się w kierunku północy geograficznej (rzeczywistej) w niezaburzonych masach powietrza, na wysokości odniesienia, przy geodetycznej szerokości geograficznej wynoszącej 45,5°, oraz na podstawie stałej grawitacyjnej  $g_0$ .

**Położenie środka ciężkości.** Położenie środka ciężkości samolotu wywiera wpływ na poziom oporów aerodynamicznych z uwagi na efekty wyważenia podłużnego.

**Pobór energii elektrycznej i mechanicznej oraz wypływ sprężonego powietrza z upustów międzystopniowych napędu turbinowego.** Pobór energii elektrycznej i mechanicznej oraz powietrza z upustów międzystopniowych napędu turbinowego wywiera wpływ na wielkość strumienia paliwa.

**Stopień zużycia silnika.** Fabrycznie nowe silniki, od chwili pierwszego użycia we wstępnym okresie użytkowania wykazują początkowy, szybki spadek efektywności paliwowej. Następnie tempo degradacji efektywności paliwowej istotnie maleje. Silniki o mniejszym stopniu zużycia początkowego niż określony w warunkach odniesienia, mogą być używane, pod warunkiem zgody Władzy Certyfikującej. W takim przypadku strumień paliwa będzie skorygowany do poziomu referencyjnego zużycia silnika przy zastosowaniu zatwierdzonej metody. Silniki o większym stopniu zużycia początkowego niż poziom referencyjnego zużycia silnika mogą być zastosowane. W takim przypadku nie będzie dozwolona korekta do warunków odniesienia.

**Dolna wartość opałowa paliwa.** Dolna wartość opałowa paliwa określa zawartość energii w paliwie. Dolna wartość opałowa paliwa wywiera bezpośredni wpływ na przepływ paliwa w danych warunkach pomiarowych.

**Masa/ $\delta$ .** Współczynnik siły nośnej samolotu jest funkcją masy/ $\delta$  i liczby Macha, gdzie  $\delta$  jest stosunkiem atmosferycznym ciśnienia na danej wysokości do ciśnienia atmosferycznego na poziomie morza. W warunkach prowadzenia pomiarów współczynnik siły nośnej wywiera wpływ na opory aerodynamiczne samolotu. Iloraz odniesienia masa/ $\delta$  został wyprowadzony z kombinacji masy odniesienia, pułapu odniesienia oraz ciśnień atmosferycznych określonych na podstawie Atmosfery Wzorcowej ICAO.

**Liczba Reynoldsa.** Wielkość oporów samolotu jest funkcją liczby Reynoldsa. W danych warunkach pomiarowych liczba Reynoldsa stanowi funkcję gęstości i lepkości powietrza, w temperaturze i na wysokości, na której są prowadzone próby. Referencyjna liczba Reynoldsa jest wyprowadzona z gęstości i lepkości powietrza z Atmosfery Wzorcowej ICAO na wysokości i w temperaturze odniesienia.

**Temperatura.** Temperatura otoczenia wywiera wpływ na wielkość strumienia paliwa. Temperatura odniesienia jest standardową dzienną temperaturą ustaloną według Atmosfery Wzorcowej ICAO na wysokości odniesienia.

*Uwaga.* – Analiza danych po ukończeniu prób w locie obejmuje korektę danych, stosownie do błędów systematycznych generowanych aparaturą pomiarową lub aparaturowych charakterystyk odpowiedzi na sygnał wejściowy.

5.2.2 Metody wprowadzania poprawek muszą być zatwierdzone przez Władzę Certyfikującą. Jeśli wnioskujący uzna, iż konkretna poprawka jest niekonieczna, wtedy akceptowalne uzasadnienie musi zostać przedłożone Władzy Certyfikującej.

### 5.3 Obliczanie zasięgu właściwego SAR

Wartości SAR dla każdej z trzech mas odniesienia zdefiniowane w punkcie 2.3 Część II, Rozdział 2, muszą zostać obliczone albo bezpośrednio z użyciem wyników pomiarów, zebranych w każdym z ważnych punktów pomiarowych po dostosowaniu do warunków odniesienia, lub w sposób pośredni na podstawie modelu osiągow samolotu, który uprzednio został poddany sprawdzeniu w wyżej wymienionych punktach pomiarowych. Ostateczna wartość SAR dla każdej przyjętej masy odniesienia musi stanowić prostą średnią arytmetyczną danych pomiarowych z wszystkich ważnych punktów pomiarowych, przy właściwej masie brutto lub być oszacowania z zastosowaniem zweryfikowanego modelu osiągow. Żadna z danych pomiarowych zebranych ze zweryfikowanych punktów pomiarowych nie może zostać pominięta, o ile nie uzgodniono takiego zamiaru z Władzą Certyfikującą.

*Uwaga.* – Techniki ekstrapolacji, spójne z zaaprobowanymi praktykami w zakresie podatności do lotu, zastosowane do mas samolotu innych niż te badane mogą być dopuszczone podczas stosowania zweryfikowanego modelu osiągow. Model osiągow powinien polegać na danych pokrywających właściwy zakres współczynników siły nośnej, wartości liczby Macha oraz jednostkowego zużycia paliwa na jednostkę ciągu w jednostce czasu, z takim zastrzeżeniem, iż żadna z wyżej wymienionych kategorii parametrów nie jest poddawana ekstrapolacji.

## 6. POPRAWNOŚĆ WYNIKÓW

6.1. Przedział ufności dla prawdopodobieństwa 90% musi być obliczony dla każdej z wartości SAR przy trzech różnych masach.

6.2. Jeśli pakiety danych zebrano niezależnie dla każdej z trzech mas brutto, określonych w każdym z trzech pomiarowych punktów odniesienia, minimalna akceptowalna wielkość pobranych próbek, dla każdej z trzech wartości SAR, oszacowanych dla trzech mas brutto musi wynosić sześć.

6.3. Alternatywnie, dane do obliczania SAR mogą zostać zebrane dla pewnego przedziału mas. W takim przypadku minimalna wielkość próby musi wynosić 12 a 90% przedział ufności należy obliczyć dla przeprowadzonej przez zbiór danych, funkcji regresji liniowej dla wartości średniej.

6.4. Jeśli wartości SAR obliczone w którymkolwiek z trzech pomiarowych punktów odniesienia dla mass brutto samolotu wykracza o  $\pm 1,5\%$  poza 90% przedział ufności dla wartości SAR, to takie wartości SAR mogą być użyte pod warunkiem zatwierdzenia przez Władzę Certyfikującą, pod warunkiem zastosowania poprawki karnej. Wielkość poprawki karnej musi być równa wielkości przekroczenia powodującego  $\pm 1,5\%$  przekroczenie 90% przedziału ufności. Jeśli 90% przedział ufności dla wartości SAR jest mniejszy lub równy  $\pm 1,5\%$  nie należy nakładać kary

*Uwaga. – Metody obliczania 90% przedziału ufności zostały ujęte w Środowiskowym Podręczniku Technicznym ((The Environmental Technical Manual Doc 9501) Tom III – „Procedury Certyfikacji Samolotów względem wielkości emisji CO<sub>2</sub> (dwutlenku węgla)” (Procedures for the CO<sub>2</sub> Emissions Certification of Aeroplanes) (The Environmental Technical Manual, Doc 9501, Volume III – Procedures for the CO<sub>2</sub> Emissions Certification of Aeroplanes).*

## **7. OBLICZANIE SZACUNKOWEJ MIARY WIELKOŚCI EMISJI CO<sub>2</sub>**

Wartość miary emisji CO<sub>2</sub> musi być obliczana zgodnie ze wzorem zdefiniowanym w punkcie 2.2 Część II, Rozdział 2.

## **8. RAPORTOWANIE DANYCH DO WŁADZ CERTYFIKUJĄCYCH**

*Uwaga. – Wymagane informacje zostały podzielone następująco: 1) informacje ogólne dla określenie charakterystyk samolotu i metody analizy danych; 2) zbiór zastosowanych warunków odniesienia; 3) dane uzyskane w wyniku przeprowadzonych pomiarów w locie; 4) obliczenia i poprawki danych pomiarowych SAR do wartości odpowiadających warunkom odniesienia; i 5) wyniki otrzymane na podstawie zebranych danych pomiarowych.*

### **8.1 Informacje ogólne**

Należy zapewnić następujące informacje dla każdego z typu i modelu samolotu, dla których wystąpiono o certyfikat zgodności z normą emisji CO<sub>2</sub>:

- a) oznaczenie typu i modelu samolotu;
- b) ogólne charakterystyki samolotu, włącznie z zakresem położenia współrzędnych środka ciężkości, liczbę i oznakowanie typu silników oraz typ śmigła, o ile zostały zabudowane;
- c) MTOM;
- d) odnośne wymiary potrzebne do obliczenia RGF; i
- e) numer/(y) seryjny/(e) samolotów poddawanych próbom w związku z certyfikacją względem normy emisji CO<sub>2</sub> i ponadto wszelkie modyfikacje lub obecność nie-standardowego wyposażenia, odnośnie których istnieje prawdopodobieństwo, iż wywierają wpływ na charakterystykę emisyjną emisji CO<sub>2</sub> samolotu.

### **8.2 Warunki odniesienia**

Należy podać warunki odniesienia zastosowane do określenia wielkości SAR (patrz Część II, Rozdział 2, punkt 2.5).

### **8.3 Dane pomiarowe**

Następujące dane będące wynikami pomiarów podczas prób, włączając wszelkie poprawki, których wymaga oprzyrządowanie pomiarowe z uwagi na jego charakterystyki, muszą być określone dla każdego z punktów pomiarowych:

- a) prędkość względem powietrza, prędkość podróżna (względem ziemi), prędkość rzeczywista względem powietrza TAS;
- b) wielkość przepływu paliwa;
- c) wysokość barometryczna;
- d) temperatura powietrza w spoczynku;
- e) masa brutto samolotu oraz położenie współrzędnych środka ciężkości w każdym z punktów pomiarowych;
- f) poziomy poboru energii elektrycznej i mechanicznej oraz energii sprężonego powietrza pobieranego z upustów międzystopniowych sprężarki napędu turbinowego;
- g) osiągi silników;
  - 1) dla samolotów odrzutowych, nastawa mocy silnika; oraz
  - 2) dla samolotów z napędem śmigłowym, moc na wale silnika lub wielkość momentu obrotowego i prędkość kątowna śmigła;
- h) dolna wartość opałowa paliwa;
- i) ciężar właściwy paliwa i lepkość kinematyczna paliwa, jeżeli mają zastosowanie przepływomierze objętościowe (patrz 3.2.1 d);
- j) skumulowany całościowy błąd systemu pomiarowego (RSS) (patrz 4.1.6);
- k) kurs samolotu, kierunek drogi nakazanej oraz szerokość geograficzna;
- l) kryteria stabilności (patrz 3.2.3.1); i
- m) opis przyrządów i urządzeń użytych do określenia parametrów koniecznych do oszacowania SAR i ich poszczególne dokładności, pod kątem ich wpływu na SAR (patrz 4.1.5 i 4.1.6).

#### **8.4 Obliczenia i korekty danych pomiarowych SAR do wartości, które odpowiadają warunkom referencyjnym**

Dla każdego z punktów pomiarowych należy przedstawić mierzone wartości SAR, wielkości wprowadzanych poprawek oraz skorygowane wartości SAR .

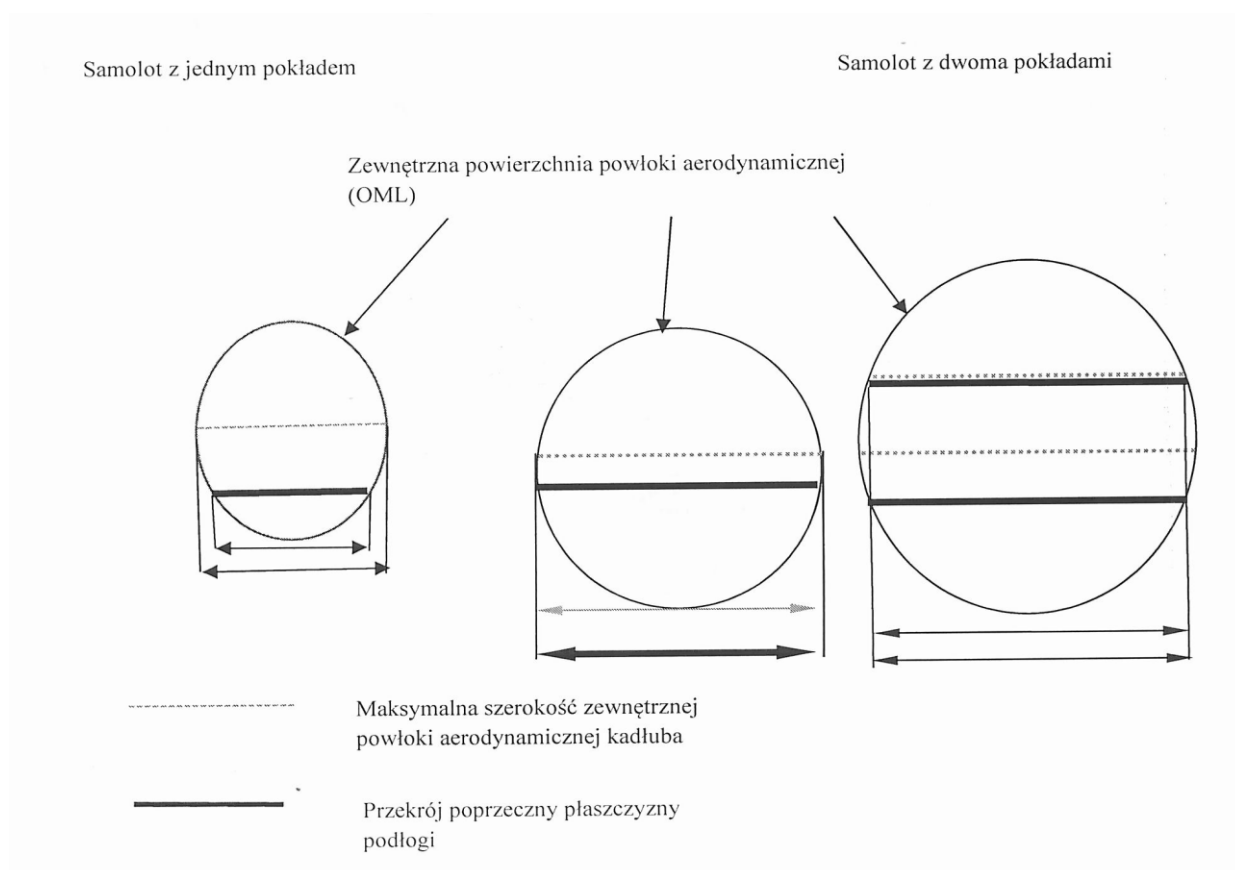
#### **8.5 Dane wynikowe uzyskane w wyniku obliczeń**

Następujące informacje wynikowe należy przedstawić dla celów certyfikacyjnych dla każdego samolotu:

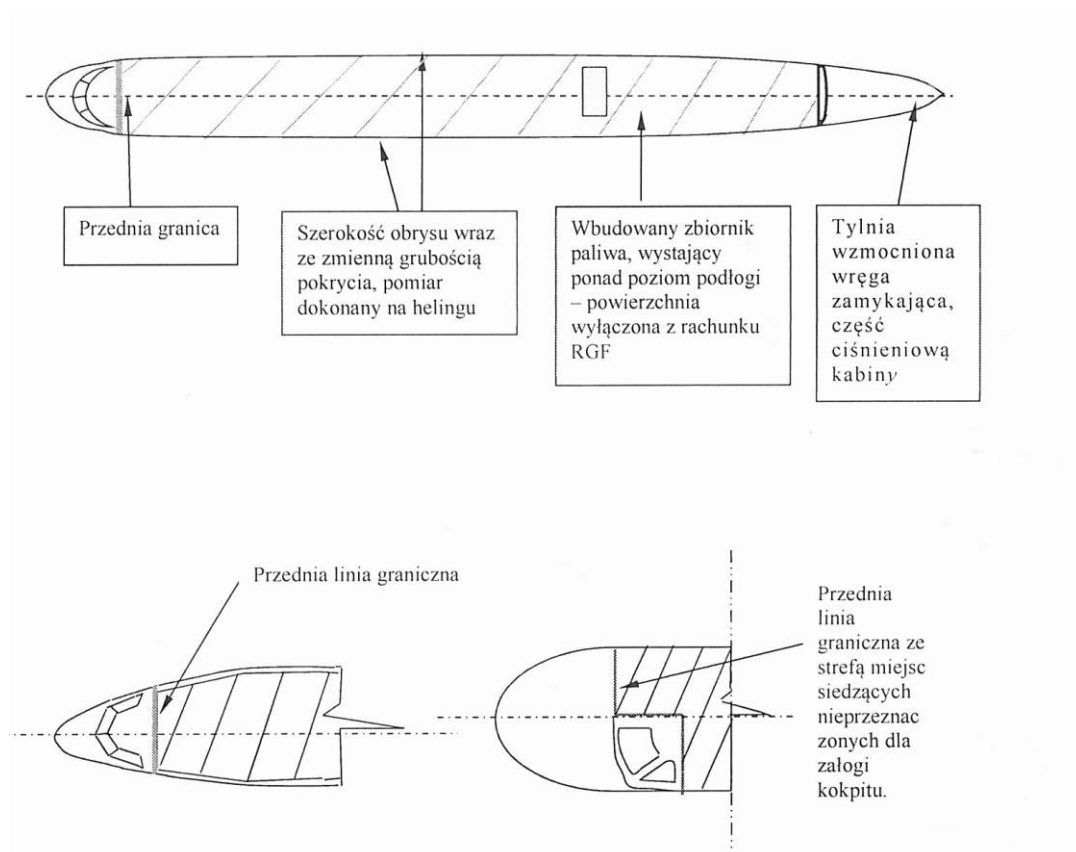
- a) SAR (km/kg) dla każdej masy odniesienia samolotu i powiązanego 90% przedziału ufności;
- b) średnia odwrotności trzech wariantów masowych wartości SAR;
- c) RGF;
- d) wartość oszacowania miary emisji CO<sub>2</sub>.

## DODATEK 2. GEOMETRYCZNY CZYNNIK ODNIESIENIA (RGF)

1. RGF jest bezwymiarowym parametrem stosowanym w celu dopasowania wartości otrzymanych z wyrażenia  $(1/SAR)_{AVG}$ , do zróżnicowanej populacji statków powietrznych. Czynniki RGF jest określany na podstawie pomiaru gabarytów kadłuba normalizowanych względem  $1 \text{ m}^2$  i pozyskiwany następującą metodą:
  - a) dla samolotów z pojedynczym pokładem należy określić wielkość pola powierzchni (wyrażoną w  $\text{m}^2$ ) odnoszącą się do przekroju kadłuba poziomą płaszczyzną równoległą do płaszczyzny pokładu głównego przechodzącą przez maksymalną szerokość przekroju poprzecznego kadłuba (OML) względem linii zewnętrznego obrysu kadłuba; oraz
  - b) dla samolotów z pokładem górnym określić sumę wielkości pola powierzchni (wyrażoną w  $\text{m}^2$ ) odnoszącą się do przekroju kadłuba poziomą płaszczyzną równoległą do płaszczyzny pokładu głównego przechodzącą przez maksymalną szerokość przekroju poprzecznego kadłuba względem linii zewnętrznego obrysu powłoki kadłuba i odnoszącą się do przekroju kadłuba poziomą płaszczyzną równoległą do płaszczyzny pokładu górnego przechodzącą przez maksymalną szerokość przekroju poprzecznego kadłuba względem linii zewnętrznego obrysu powłoki kadłuba, albo wprost w płaszczyźnie pokładu górnego albo powyżej płaszczyzny pokładu górnego; oraz
  - c) określić wartość bezwymiarowego RGF poprzez podzielenie pól powierzchni zdefiniowanych w punktach 1) lub 2) przez  $1 \text{ m}^2$ .
2. RGF obejmuje całość powierzchni objętej kabiną ciśnieniową pokładów głównego i górnego włączając alejki, pomieszczenia pomocnicze, przejścia, klatki schodowe i powierzchnie, które mogą przyjąć ładunek, jak i dodatkowe zbiorniki paliwa. Do RGF nie zalicza się powierzchni zajętych przez zbiorniki paliwa zabudowane na stałe w obrębie kabiny, owiewek poza obrębem przestrzeni objętej stabilizacją ciśnienia ani przestrzeni przeznaczonej do pracy/wypoczynku załogi lub przestrzeni do przewozu ładunków nieznajdującej się na pokładzie głównym lub górnym (np.: antresola lub przestrzeń podpodłogowa). RGF nie obejmuje strefy kabiny pilotów.
3. Tylna granica powierzchni obliczeniowej RGF przebiega wzdłuż obrysu wewnętrznego tylnej wzmocnionej wręgi zamykającej przestrzeń objętą stabilizacją ciśnienia – pełniącą funkcję grodzi ciśnieniowej. Przednia granica powierzchni obliczeniowej jest wyznaczona wewnętrznym obrysem przedniej wzmocnionej wręgi zamykającej przestrzeń objętą stabilizacją ciśnienia – pełniącą funkcję grodzi ciśnieniowej, z wyłączeniem powierzchni zajętej przez strefą kabiny pilotów.
4. Obszary, które są dostępne zarówno dla załogi, jak i dla pasażerów są wyłączone z definicji strefy kabiny pilotów. Dla samolotów z drzwiami do kabiny pilotów, tylna granica strefy kabiny pilotów, przebiega przez płaszczyznę drzwi kabiny pilotów. Dla samolotów posiadających opcjonalną konfigurację wnętrza, która zakłada różne lokalizacje drzwi do kabiny pilotów lub ich brak, granica zostanie określona przez konfigurację, która prowadzi do najmniejszej strefy kabiny pilotów. Dla samolotów certyfikowanych do wykonywania operacji z jednym pilotem, strefa kabiny pilotów musi obejmować połowę szerokości kabiny pilotów.
5. Rysunki A2-1 i A2-2 zapewniają poglądową ilustrację warunków brzegowych RGF.



Rysunek A2-1. Widok przekroju poprzecznego



Rysunek A2-2. Widok w podłużno-poziomym przekroju kadłuba

- KONIEC -